



УДК 629.7.015:533.5

Кім О.О.

Національний авіаційний університет. Україна, Київ

ПОЛІТ В УМОВАХ ТУРБУЛЕНТНОСТІ. КРИТЕРІЙ КОМФОРТУ

Анотація

Розглядається комплексна задача стосовно вибору характеристик літака загальної авіації з метою підвищення комфорту пасажирів під час польоту в умовах турбулентності атмосфери або вертикальних поривів вітру.

Представлені результати параметричного аналізу впливу конструктивних, метеорологічних та експлуатаційних характеристик на розподіл амплітуд перевантаження за частотою вітрових збурень. Запропоновано критерій комфорту, що може використовуватись для оцінки рівня комфорту пасажирів та екіпажу та вибору параметрів літака, режимів польоту та процесів керування польоту, в тому числі й безпосереднього керування підйомною силою.

Abstract

A complex problem concerning the choice of performances of general aviation airplane is considered with the aim to improve the level of comfort for passengers during flight in conditions of turbulent atmosphere or vertical wind gusts.

The results of parametric analysis of design, meteorological and operational factors influence on acceleration loads amplitudes distribution by the wind disturbances frequency are represented. The comfort criterion is proposed. It can be used for estimation of passengers and flight crew comfort level and choice of airplane parameters, flight regimes and flight control processes, in particular lift force direct control.

Постановка і загальна мета задачі

В умовах швидкого розвитку місцевих авіаліній та коротких маршрутів виникає сильна конкуренція серед літаків загальної авіації та короткомагістральних літаків. Оскільки ці повітряні судна літають з низькими швидкостями польоту, то одним з вирішальних факторів може стати комфорт пасажирів та льотного екіпажу, особливо в умовах польоту в турбулентній атмосфері.

Сучасні стандарти, правила, посібники приділяють багато уваги питанням безпеки польотів, але майже нічого не говориться про критерії комфорту. Для новітніх добре обладнаних літаків з подібними характеристиками саме рівень комфорту може стати вирішальним, тим більше, дискомфорт, спричинений "бовтанкою" та акселераційними перевантаженнями в умовах турбулентності, викликає повітряну хворобу, травми, впливає на стан пілотів, що призводить до зниження рівня безпеки.

На даний час існують різноманітні методи зниження перевантажень, спричинених неспокійною атмосферою. Автоматичні системи, що активують такі поверхні керування літаком як руль висоти, закрилки, елерони тощо вважаються активними. Пасивні системи змінюють геометрію крила або його аеродинамічні властивості [1].

Модель повздовжнього руху літака в умовах турбулентності

Рух повітряного судна, що ототожнюється із жорстким тілом описується системою шести диференційних рівнянь, три з яких описують умову рівноваги сил в проекціях на координатні вісі, а три інших описують умову рівноваги моментів відносно трьох координатних осей [2].

Для загальної оцінки динамічних властивостей літака можливо прийняти спрощене компонування жорсткого тіла з постійною конфігурацією.

В даній роботі розглядається лише повздовжній рух літака, оскільки це спрощує розрахунки і враховує найнеприємніші і найнебезпечніші перевантаження, а саме нормальне перевантаження в напрямку "голова — ноги" та "ноги — голова", спричинені вертикальними прискореннями літака.

До моделі повздовжнього руху літака було введено два диференційних рівняння, що описують турбулентну складову швидкості і базуються на моделі Драйдена [3]:

$$\frac{d\eta}{dt} = \frac{1-2\cdot\sqrt{3}}{\sqrt{\pi}} \cdot \sigma_w \cdot a^{-2} \cdot \xi(t) - \frac{2}{a} \cdot \eta - \frac{1}{a^2} \cdot V_y,$$

$$\frac{dV_y}{dt} = \frac{\sqrt{3}}{\sqrt{\pi}} \cdot \sigma_w \cdot a^{-1} \cdot \xi(t) + \eta,$$

де η — це допоміжна змінна, $\xi(t)$ — це білий шум, а V_y — це вертикальна складова швидкості від поривів вітру, що вводиться до рівняння руху літака.

Результати розрахунків

Використовуючи вище вказану модель був розрахований коефіцієнт нормального перевантаження для різних умов польоту за наступною формулою:

$$n_y = \left[C_{Y_0} + C_Y^\alpha \left(\alpha + \frac{V_y(t)}{V} \right) \right] \frac{\rho S}{2mg} [V^2 + 2\alpha V V_y(t)].$$

За отриманими результатами побудовані графіки (рис. 1, 2, 3, 4). Приріст коефіцієнта нормального перевантаження враховується за абсолютним значенням ($\Delta n_y > 0$).

З графіків видно, що літаки з крилами з кращими несучими здібностями будуть більш схильні

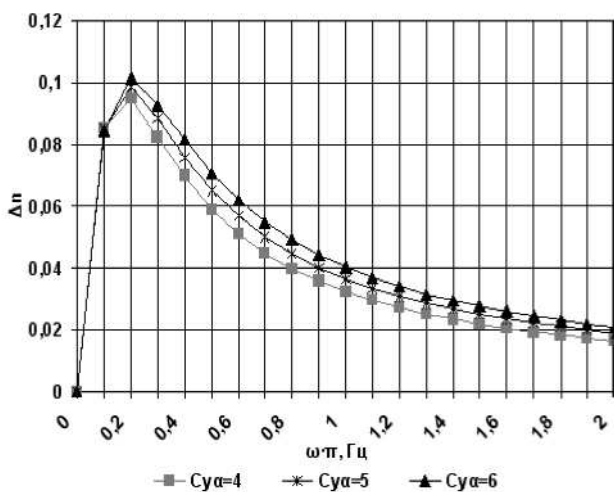


Рис. 1. Залежність приросту коефіцієнта нормального перевантаження від частоти турбулентного пориву та похідної коефіцієнту підйомної сили за кутом атаки (амплітуда пориву вітру A=5 м/с)

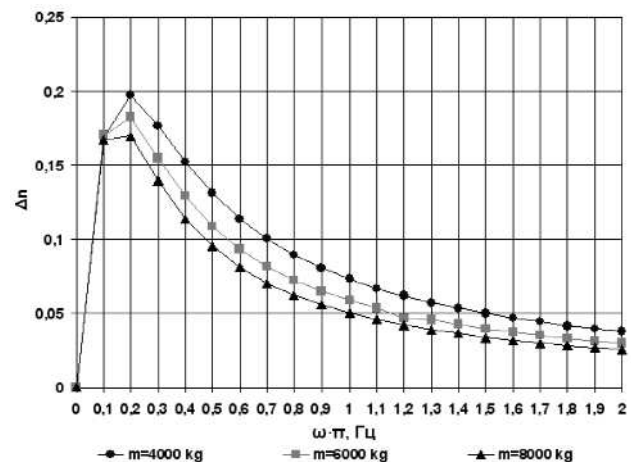


Рис. 2. Залежність приросту коефіцієнта нормального перевантаження від частоти турбулентного пориву та маси літака (амплітуда пориву вітру A=10 м/с)

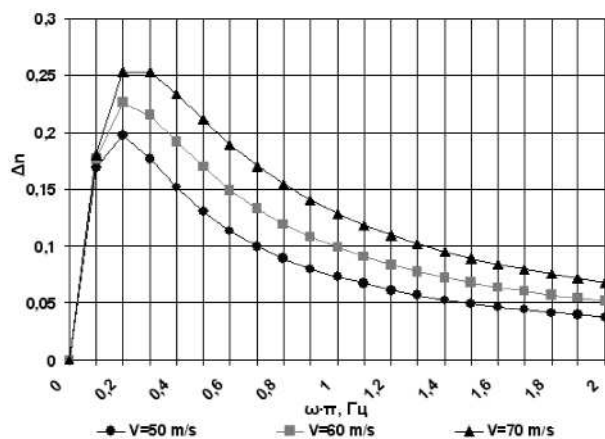


Рис. 3. Залежність приросту коефіцієнта нормального перевантаження від частоти турбулентного пориву та швидкості горизонтального польоту літака (амплітуда пориву вітру $A=10$ м/с)

впливу вітру, який створює додаткову підйомну або притиску силу. Більш важкі літаки будуть реагувати на вплив турбулентності не так активно як легші через більше навантаження на крило за всіх інших рівних умов. Зрозуміло, що більша амплітуда пориву вітру викличе більш потужні коливання коефіцієнту нормального перевантаження. На всіх наведених графіках максимальне значення коефіцієнту нормального перевантаження спостерігається при частоті пориву приблизно рівній 0.2π Гц. Звісно, це значення відповідає лише даній моделі і буде відрізнятися для інших, проте якісно цей параметр знаходиться в діапазоні низьких частот.

Модель системи безпосереднього керування підйомною силою

Один з можливих шляхів зменшити перевантаження від вертикальних прискорень — застосувати систему керування, що безпосередньо контролює підйомну силу крила за допомогою спеціально сконструйованих поверхонь на крилі, якими можуть бути спойлери та інтерцептори. Пристрій, що реєструє наявність турбулентності може працювати на основі: а) контролю коефіцієнту нормального перевантаження; б) контролю розподілу тиску по поверхні крила; в) лазерного доплерівського вимірювача швидкостей.

Для моделювання такої системи у модель повздовжнього руху літака в неспокійній атмосфері було додано наступне рівняння:

$$\frac{d\delta_{\text{int}}}{dt} = -\frac{k_{\text{int}}}{\tau} \cdot \omega - \frac{1}{\tau} \cdot \delta_{\text{int}},$$

де δ_{int} — це кут відхилення спойлера (інтерцептора); k_{int} — це коефіцієнт, що визначає ефективність аеродинамічного демпфера; ω — швидкість

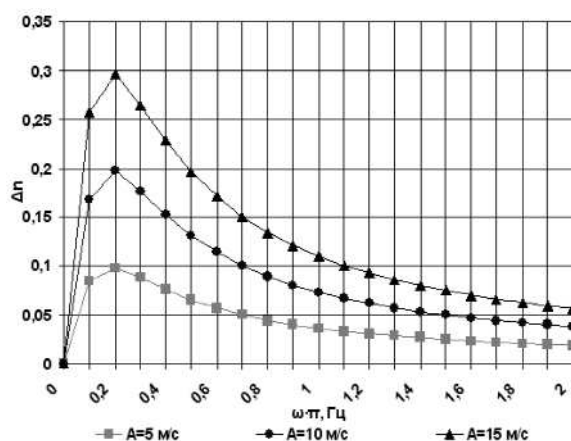


Рис. 4. Залежність приросту коефіцієнта нормального перевантаження від частоти турбулентного пориву та його амплітуди

вертикального пориву вітру; τ — часова затримка в роботі системи.

Швидкість відхилення поверхонь керування має бути дуже високою, тому закрilки в даному випадку будуть неефективні. Автор вважає цілком доцільним використання систем подібних до лазерного доплерівського вимірювача швидкостей в якості пристрою, що реєструє турбулентність попереду літака [4].

Модель сприйняття людиною прискорень. Критерій комфорту

Існує багато моделей сприйняття акселераційного руху організмом людини, в тому числі й моделі, що описують динаміку отолітів та ендолімфи у каналах вестибулярного апарату людини [5]. У даній роботі використовується модель, що базується на вертикальному прискоренні повітряного судна:

$$\ddot{\Omega}_y = a_{0y} \cdot \ddot{S}_y - a_{1y} \cdot \dot{\Omega}_y - a_{2y} \cdot \Omega_y,$$

де $\dot{\Omega}_y$ — функція сприйняття акселераційного руху, спричиненого вертикальним прискоренням літака \ddot{S}_y ; a_{0y} , a_{1y} , a_{2y} — коефіцієнти, що описують динаміку сприйняття прискорень. $a_{0y} = 1$; $a_{1y} = 1.64$; $a_{2y} = 0.2$. Граничний рівень сприйняття акселераційного руху вздовж вертикальної осі $\Omega_y^{\text{thr}} = 0.626_{-0.17}^{+0.17}$ [6].

Вертикальне прискорення літака \ddot{S}_y пов'язане з коефіцієнтом нормального перевантаження згідно з формулою:

$$\ddot{S}_y = (n_y - \cos \vartheta \cdot \cos \gamma) \cdot g + L_s \cdot \dot{\omega}_z,$$

де ϑ — це кут тангажу літака; γ — кут крену, який дорівнює нулю у випадку повздовжнього руху; L_s — відстань від центру мас літака до сидіння пасажира або пілота; $\dot{\omega}_z$ — кутове прискорення тангажу.

Як видно з графіку на рис. 5 пориви вітру з малими амплітудами спричиняють вертикальні прискорення, які відчуваються людиною в дуже вузькому діапазоні частот. Більші амплітуди розширюють діапазон частот та збільшують значення функції сприйняття прискорень, що неминуче призводить до погіршення рівня комфорту.

Вагові функції $\tilde{W}(f)$, що характеризують стійкість організму до вертикальних та бічних акселераційних перевантажень [1] проілюстровані на рис. 6. Для оцінки рівня комфорту (або дискомфорту) на основі сприйняття прискорень організмом людини вводиться критерій комфорту (K критерій), який можна записати в наступній формі:

$$K = \int_{\omega_1}^{\omega_2} |\Delta n_y(\omega)| \cdot \tilde{W}(\omega) \cdot d\omega$$

де $\tilde{W}(\omega)$ – вагова функція вертикального перевантаження; ω_1 та ω_2 – частоти пориву вітру, в діапазоні між якими організм людини найменш стійкий до перевантажень.

Параметричний аналіз K критерію наведений на рис. 7, 8, 9, 10.

Як видно з графіку на рис. 7 значення K критерію перевищує граничні значення при наявності поривів вітру або турбулентності і відсутності ефективною системи зниження перевантажень. Проте, при невеликих значеннях амплітуди пориву вітру рівень комфорту є доволі прийнятним, оскільки K критерій перевищує граничний рівень на малу величину.

Як і в попередніх розрахунках виходить так, що більш важкі літаки є значно комфортнішими. Літаки, що мають профіль крила з меншим зна-

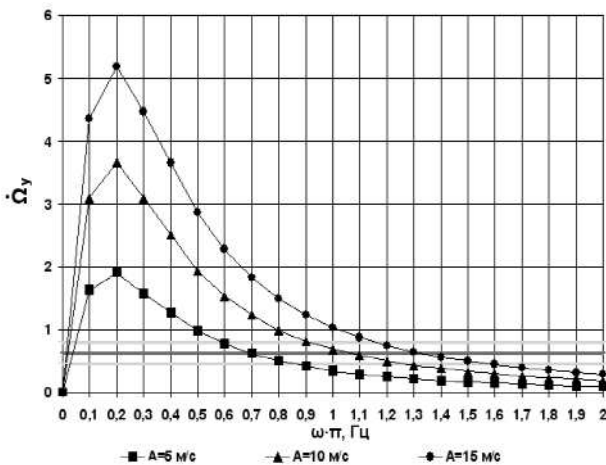


Рис. 5. Залежність функції сприйняття акселераційного руху від амплітуди та частоти пориву вітру

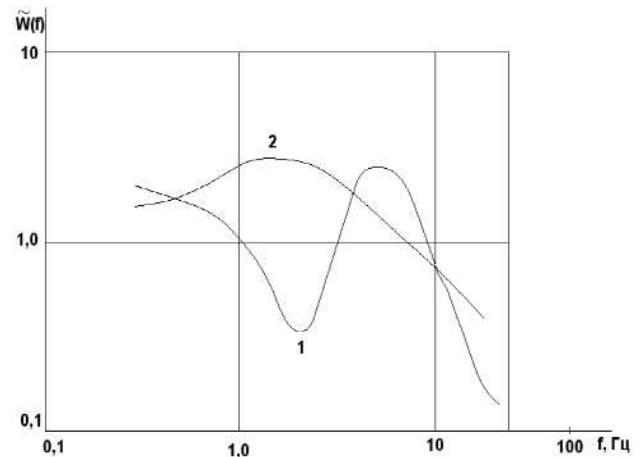


Рис. 6. Вагові функції у критерії дискомфорту: 1 – вертикальні акселераційні перевантаження; 2 – бічні акселераційні перевантаження

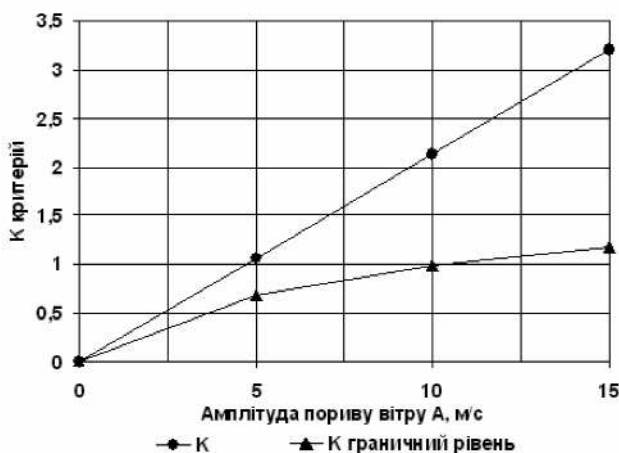


Рис. 7. Залежність K критерію від амплітуди пориву вітру

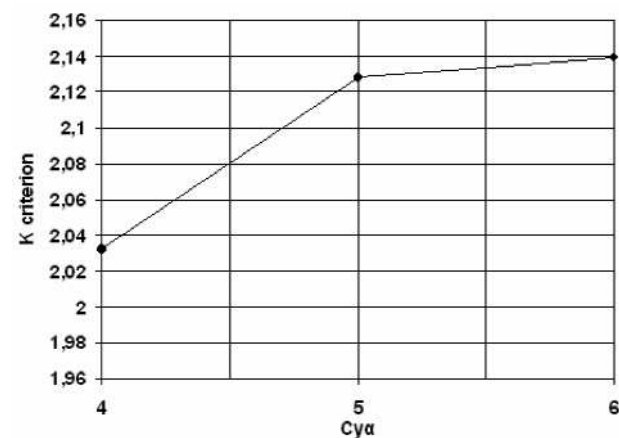


Рис. 8. Залежність K критерію від похідної коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки ($A = 10$ м/с)

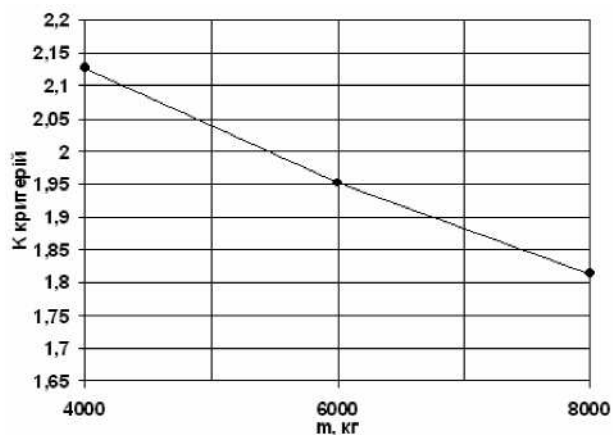


Рис. 9. Залежність K критерію від маси літака ($A = 10$ м/с)

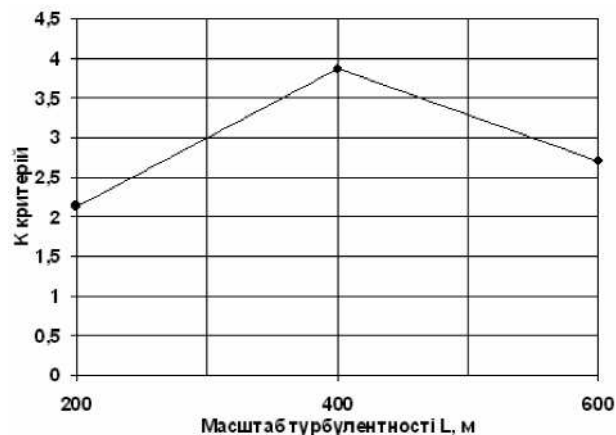


Рис. 10. Залежність K критерію від масштабу турбулентності ($A = 10$ м/с)

ченням похідної коефіцієнта підйомної сили менш активно реагують на вертикальні пориви вітру.

Висновки

Перевантаження від прискорень, що діють на пасажирів та екіпаж є одним з факторів, який визначає рівень комфорту. Допустимий рівень перевантажень залежить від їх спектру частот, напрямку та тривалості. Приблизний діапазон найбільш дискомфортних частот поривів вітру лежить в рамках 0,4–3 Гц.

Однією з найбільш важливих умов ефективного використання активних систем контролю підйомної сили є їх раціональна комбінація і сумісність з системою керування та стабілізації.

Для оцінки рівня комфорту пасажирів та екіпажу необхідно використовувати критерії комфорту, що дають змогу провести параметричний аналіз та визначити найбільш оптимальні характеристики літака з урахуванням комфорту та безпеки польотів.

Література

1. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. — Москва—Пекин:

издательский отдел ЦАГИ, Авиа-издательство КНР, 1995. — 823 с.

2. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов — М.: Машиностроение, 1965. — 467 с.

3. Касьянов В.А. Моделирование полета. — К.: НАУ, 2004. — 400 с.

4. Гродзовский Г.Л. Лазерное доплеровское измерение скорости газовых потоков. Сборник. Теория измерения. Электрические системы регистрации — М., ЦАГИ, 1976. — 286 с.

5. Ищенко С.А. Моделирование на динамических стендах авиационных тренажеров угловых и линейных ускорений неманевренных самолетов ГА. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук — К.: КИИГА, 1985. — 180 с.

6. Сотников Д.А. Модели восприятия движения маневрирования самолета и их использование в задачах имитации движения на авиационных тренажерах // Сборник научных трудов "Безопасность полетов" — Киев, КИИГА, 1986. — 117 с.