

УДК 623.618.51

О.І. Колодяжний, О.І. Тимочко

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

МОДЕЛЮВАННЯ НЕБЕЗПЕЧНИХ ЗОН ВПЛИВУ ШТУЧНОГО ЗСУВУ ПОВІТРЯНИХ МАС НА ДИНАМІКУ РУХУ ВИСОКОМАНЕВРЕННОГО ЛІТАКА

Штучний зсув повітряних мас (ШЗПМ), спричинений вивільненням великої кількості енергії в повітряному просторі, є аналогом природного зсуву вітру, але може бути набагато потужнішим. ШЗПМ розглядається за складову ударної хвилі. Розглянуто формування і поширення ударних хвиль у реальному газі із застосуванням методу розривів. Запропоновано математичну модель системи "льотчик – літальний апарат (ЛА) – навколишнє середовище (НС) – ШЗПМ" для дослідження впливу штучного зсуву повітряних мас на динаміку руху літального апарату. Модель руху ЛА описується системою рівнянь 9-го порядку при позитивних та від'ємних напрямках швидкісного напору. Навколишнє середовище описано параметрами газодинамічного стану стандартної атмосфери до 11000 м. Моделі системи автоматичного управління і льотчика представлені у вигляді відповідних передавальних функцій. ШЗПМ розглядається як зсув вітру синусоїдального типу, описаного відповідною системою диференціальних рівнянь. Проаналізовано вплив ШЗПМ на динаміку руху літака і динаміку системи. Проаналізовані фактори, що впливають на динаміку руху ЛА і на розповсюдження зсуву повітряних мас. Запропоновані дії льотчика, що дозволяють парувати вплив ШЗПМ.

Ключові слова: штучний зсув повітряних мас, ударна хвиля, система "льотчик – літальний апарат – навколишнє середовище – штучний зсув повітряних мас", динаміка руху, літальний апарат, диференціальне рівняння, модель, попутно-пересічні курси, система координат.

Вступ

Постановка проблеми. Розрахунок динаміки польоту літального апарату проводиться як в спокійній атмосфері, так і в збуреній. Але відповідно до статистичних даних [1], враховуються природні збурення атмосфери невеликої потужності. Незважаючи на низьку імовірність попадання літального апарату під небезпечний вплив зсуву вітру, за кількістю жертв від льотних пригод цей фактор в авіації займає десяте місце [2]. За допомогою вибухів потужних боєприпасів і навіть невеликих зарядів направленої дії можна отримати ШЗПМ, що перевищує швидкість польоту літального апарату.

Різку зміну стану атмосфери можливо викликати внесенням енергії в простір за рахунок вибуху. Знищення літальних апаратів осколками та продуктами вибуху розглядалося і раніше. Але знищення літака за рахунок різкої зміни умов обтікання різних частин літака не проводилося. Причому необхідно відпрацювати рекомендації льотному складу щодо зменшення небезпечного впливу на динаміку руху ЛА і визначити можливість створення зброї на основі ефекту взаємодії ударної хвилі (УХ) і літального апарату в повітряному просторі.

Звідси виникають питання: наскільки небезпечні такі зсуви для літального об'єкту? Чи можливо цей феномен застосувати як зброю, що уражає пові-

тряну ціль на аеродинамічних принципах? Як уникати цієї уражаючої дії? [3].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Аналіз останніх досліджень та публікацій тематики свідчить, що ШЗПМ може мати значний вплив на стійкість, керованість та зміну маневрових можливостей і траєкторії руху ЛА. В роботах [3; 4] описано основний підхід до математичного моделювання системи „льотчик – ЛА – НС – ШЗПМ”. За її допомогою стало можливим розрахувати небезпечний вплив ШЗПМ на динаміку руху ЛА на попутно-пересічних курсах та визначити області небезпечно-го впливу штучного потужного зсуву повітряних мас на ЛА у польоті.

Мета статті. У зв'язку з неможливістю проведення натурних експериментів, для досліджень використана розроблена математична модель функціонування системи „льотчик – ЛА – НС – ШЗПМ”. Отримані результати моделювання мають дозволити проаналізувати кількісно-якісні характеристики впливу штучного зсуву повітряних мас на динаміку руху ЛА.

Основний матеріал

У всіх випадках дослідження стосувалося лише руйнівних дій надлишкового тиску в ударній хвилі. Традиційно, якщо в результаті попередніх розрахунків виявлялось, що при дії заданого фактору ЛА

руйнується або лишається неушкодженим, то подальший аналіз припинявся [3–7]. Динаміка подальшого руху ЛА при цьому не розглядалась. І тільки при наявності сумнівних зон проводилося моделювання процесу для виявлення зон руйнування ЛА і ураження екіпажу.

В роботі [8] вплив УХ поділяють на три фази:

- перша характеризується зіткненням фронту УХ з об'єктом, але не поспіває ще пройти вздовж нього. При цьому об'єкт піддається найбільш сильній односторонній дії фронтального удару в проміжок часу проходження фронту УХ вздовж об'єкта;
- друга характеризується проходом фронту УХ і знаходженням об'єкта в зоні надлишкового тиску;
- третя характеризується зміною всебічного надлишкового тиску на розрідження і сили, які діють на об'єкт, змінюють знак. При цьому величина цих сил зменшується, а тривалість їх дії збільшується.

Але саме вплив ШЗПМ буде відбуватись в другій та третій фазі. Крім зміни тиску, густини та температури повітря буде відбуватись зміна швидкості переміщення частинок повітря, тобто ШЗПМ.

На даний час ШЗПМ розглядається як складова повітряної УХ, а ураження ЛА є лише результатом прямої дії ударної хвилі. Додаткова дія ЗПМ на подальший рух ЛА, як правило, не розглядається.

УХ завжди діє сумісно зі ШЗПМ. Але коли міцність ЛА починає перевищувати уражаючі властивості УХ, то з цього моменту дані фактори можна розмежовувати. Чим ближче до епіцентру вибуху, тим потужніша УХ. Але дія ШЗПМ менш тривала у часі. І, навпаки, чим далі від епіцентру вибуху, тим ЗПМ менш інтенсивний, але більш тривалий у часі.

Штучний зсув повітряних мас може мати значний вплив на стійкість та керованість та зміну маневрових можливостей і траєкторії літального апарату.

Так, в роботі [9] розрахунки показують, що в залежності від орієнтації УХ до крила заданої форми аеродинамічні характеристики крила особливо різко змінюються в початковий момент часу. Однак за достатньо короткий час, коли УХ проходить приблизно 3...5 довжин хорд крила, виробляється практично стаціонарний режим обтікання крила. Це пояснюється тим, що процеси дифракції та віддзеркалення, які викликають протилежні за характером зміни поля тиску, а також інтерференція хвиль приводять до доволі швидкого затухання нестационарних збурень [10].

Формування і поширення ударних хвиль у реальному газі, в тому числі із застосуванням методу розривів, дозволяє дати єдиний опис фронтним явищам різного характеру [11; 12]. Ці ідеї послужили основою для постановки експериментальних досліджень з поширення детонаційних і ударних хвиль і потоків за ударними хвилями в реальних газах,

здатних до екзотермічних і ендотермічних реакцій. Ці дослідження проводилися в ударних і детонаційних трубах [9–12]. Істотною особливістю формування і поширення ударних хвиль в ударній трубі є те, що ці процеси є наслідком додавання акустичних хвиль нескінченно малої амплітуди. З цього погляду, рух газу, що виникає за ударною хвилею, є, власне кажучи, нестационарним навіть при постійній швидкості ударної хвилі. Це пояснюється тим, що в міру її поширення в русі беруть участь усі нові і нові шари газу. Потік газу за УХ має своєрідну структуру, при якій області, що знаходяться на різній відстані від фронту хвиль, рухаються різний час. Така особливість вносить визначену своєрідність протягом реального часу за ударною хвилею.

Вплив ШЗПМ на динаміку руху літального апарату досліджувався на основі логіко-аналітичного методу за допомогою розробленої математичної моделі системи „льотчик – ЛА – НС – ШЗПМ”. Структурна та функціональна залежність її складових зображена на рис. 1.

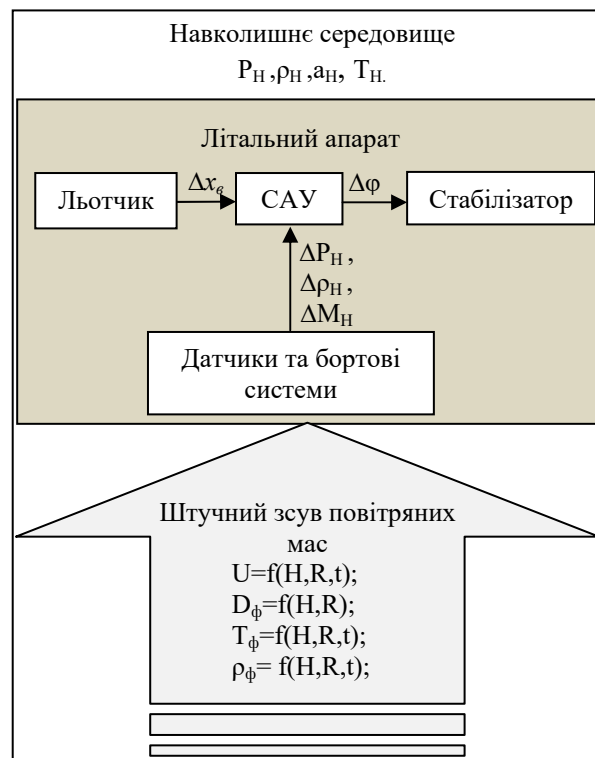


Рис. 1. Система „льотчик – ЛА – НС – ШЗПМ”

В моделі ув'язані усі визначені вище елементи в єдину систему. Причому ШЗПМ розглядається у вигляді сферичного імпульсу і імпульсу направленої дії в площині літального апарату.

Запропонована математична модель системи повністю описує рух ЛА при впливі ШЗПМ у вертикальній площині. При введенні початкових даних, а саме льотно-технічних характеристик ЛА [13], його режиму польоту і відносної висоти що до центру

вибуху, потужності та висоти вибуху можливо отримати всі параметри динаміки руху ЛА в вертикальній площині:

- вертикальне перевантаження;
- кутова швидкість переміщення ЛА відносно осі OZ зв'язаної системи координат;
- зміна висоти польоту;
- зміна кута атаки;
- вертикальні швидкості переміщення ЛА відносно земної системи координат.

Використання звичайного методу квадратур для інтегрування диференціальних рівнянь руху літального апарату при різкій зміні параметрів польоту дає значну похибку. Це приводить до зменшення шагу інтегрування і збільшення кількості розрахунків. Для усунення даної похибки необхідно застосувати метод адаптивної квадратури, оснований на методі Рунге-Кутта. Цей метод встановлює меншу довжину шагу на тих частинах кривої, де з'являються великі функціональні коливання, призначеній допустимій похибці [14].

Новизна моделі полягає формалізації ШЗПМ і його ув'язці зі швидкістю набігаючого на літальний апарат повітряного потоку. Цей процес розглядається на стику інерціальної і неінерціальної систем координат.

Модель руху літака 4-го покоління описується системою рівнянь 9-го порядку (1-24), коли швидкість руху літального апарату і швидкість руху повітряних мас в широкому діапазоні системи координат розглядається від позитивного до від'ємного напрямку швидкості набігаючого потоку напрямку.

$$\dot{V}_k = \frac{1}{m} \int_0^t (P \cos(\vartheta - \Theta) - X_a \cos \alpha_w - Y_a \sin \alpha_w - G \sin \Theta) dt; \quad (1)$$

$$\dot{\Theta} = \frac{1}{m} \int_0^t \left(\frac{P \sin(\vartheta - \Theta) - X_a \sin \alpha_w}{V_k} - \frac{Y_a \cos \alpha_w + G \cos \Theta}{V_k} \right); \quad (2)$$

$$\dot{w}_z = \frac{1}{I_z} \int_0^t M_z dt; \quad (3)$$

$$\dot{\vartheta} = \int_0^t w_x dt; \quad (4)$$

$$\dot{H} = \int_0^t (V_k \sin \Theta) dt; \quad (5)$$

$$\dot{L} = \int_0^t (V_k \cos \Theta) dt; \quad (6)$$

$$q_{кр} = \frac{\rho_{фкр} V_{кр}^2}{2}; \quad (7)$$

$$q_{стаб} = \frac{\rho_{фстаб} V_{стаб}^2}{2}; \quad (8)$$

$$X_a = (C_{x_a0} + A(\alpha_{крp} \cdot C_{укр}^\alpha)^2) q_{кр} S_{кр}; \quad (9)$$

$$Y_a = \alpha_{крp} \cdot C_{укр}^\alpha \cdot q_{кр} \cdot S_{кр} + \alpha_{стабр} \cdot C_{устаб}^\alpha \cdot q_{стаб} \cdot S_{стаб}; \quad (10)$$

$$M_{Hкр} = \frac{a_{фкр}}{V_{кр}}; \quad (11)$$

$$M_{Hстаб} = \frac{a_{фстаб}}{V_{стаб}}; \quad (12)$$

$$\alpha_{wкр} = \text{atan} 2(U_{кр} \cdot \sin(\Theta + \Theta_w), V_k - U_{кр} \cdot \cos(\Theta + \Theta_w)); \quad (13)$$

$$\alpha_{wстаб} = \text{atan} 2(U_{стаб} \cdot \sin(\Theta + \Theta_w), V_k - U_{стаб} \cdot \cos(\Theta + \Theta_w)); \quad (14)$$

$$\vartheta_{\alpha кр} = \Theta - \alpha_{wкр}; \quad (15)$$

$$\alpha_{кр} = \vartheta - \vartheta_{\alpha кр}; \quad (16)$$

$$\alpha_{стаб} = \vartheta - \Theta + \alpha_{wстаб} + \phi_{стаб}; \quad (17)$$

$$\phi_{стаб} = \phi_0 + \Delta\phi_{стаб}^{APM} + \Delta\phi_{стаб}^{Л-К}; \quad (18)$$

$$V_{кр} = \frac{(V_k + U_{кр} \cos(\Theta - \Theta_w))}{|\cos \alpha_{wкр}|}; \quad (19)$$

$$V_{стаб} = \frac{(V_k + U_{стаб} \cos(\Theta - \Theta_w))}{|\cos \alpha_{wстаб}|}; \quad (20)$$

$$M_z = (m_{z0} + m_z^w w_z \frac{b_a}{V_{кр}} + \alpha_{крp} C_{укр}^\alpha \Delta \bar{X}_F) \times \quad (21)$$

$$\times q_{кр} S_{кр} b_{акр} + \alpha_{стабр} \cdot C_{устаб}^\alpha \cdot q_{стаб} S_{стаб} l_{го};$$

$$m_z^y = \bar{X}_T - \bar{X}_F. \quad (22)$$

Модель працює при позитивних та від'ємних напрямках швидкісного напору: нормальна схема і схема качка. Адекватність реальному процесу підтверджується задовільною збіжністю експерименту і тестерограми виконання польоту МіГ-29 в горизонтальному польоті і при виконанні фігури «дзвін».

Перехід з однієї аеродинамічної форми до іншої здійснено при кутах атаки більше 90° і кутах атаки менше -90°. Також отримано залежності кутів атаки при зміні напрямку проходження повітряного потоку до 180°:

$$\alpha_{крp} = \begin{cases} 0^\circ \leq |\alpha_{кр}| \leq 30^\circ & \alpha_{крp} = \alpha_{кр}; \\ 30^\circ < |\alpha_{кр}| \leq 45^\circ & \alpha_{крp} = (60 - |\alpha_{кр}|) \frac{|\alpha_{кр}|}{\alpha_{кр}}; \\ 45^\circ < |\alpha_{кр}| \leq 90^\circ & \alpha_{крp} = 15 \frac{|\alpha_{кр}|}{\alpha_{кр}}; \end{cases}$$

$$\alpha_{\text{стаб р}} = \begin{cases} 0^\circ \leq |\alpha_{\text{стаб}}| \leq 30^\circ & \alpha_{\text{стаб р}} = \alpha_{\text{стаб}}; \\ 30^\circ < |\alpha_{\text{стаб}}| \leq 45^\circ & \alpha_{\text{стаб р}} = (60 - |\alpha_{\text{стаб}}|) \frac{|\alpha_{\text{стаб}}|}{\alpha_{\text{стаб}}}; \\ 45^\circ < |\alpha_{\text{стаб}}| \leq 90^\circ & \alpha_{\text{стаб р}} = 15 \frac{|\alpha_{\text{стаб}}|}{\alpha_{\text{стаб}}}; \end{cases} \quad (23)$$

$$\bar{X}_{\text{Fp}} = \begin{cases} 0^\circ \leq |\alpha_{\text{кр}}| \leq 90^\circ & \bar{X}_{\text{Fp}} = \bar{X}_{\text{F}}; \\ 90^\circ < |\alpha_{\text{кр}}| \leq 180^\circ & \bar{X}_{\text{Fp}} = 100 - \bar{X}_{\text{F}}. \end{cases} \quad (24)$$

Зовнішнє середовище описується параметрами газодинамічного стану стандартної атмосфери (ISA) від $H=0$ до $H=11000\text{м}$:

$$P_H = P_0 \left(1 - \frac{t_{\text{гр}} H}{T_0} \right)^{\frac{1}{t_{\text{гр}} R}}; \quad (25)$$

$$\rho_H = \rho_0 \left(1 - \frac{t_{\text{гр}} H}{T_0} \right)^{\frac{1}{t_{\text{гр}} R}}; \quad (26)$$

$$a_H = \sqrt{k \frac{P_H}{\rho_H}}; \quad (27)$$

$$T_H = T_0 + t_{\text{гр}} H; \quad (28)$$

$$M_H = \frac{a_H}{V}. \quad (29)$$

Математична модель забезпечує порівняльний аналіз динамічних властивостей ЛА з включеною САУ в режимі «демпфер», штучного зсуву повітряних мас і дій льотчика при зміні параметрів польоту.

Модель САУ представлена передавальною функцією типу [13]:

$$\Delta\phi_{\text{стаб}}^{\text{АРМ}} = w_z (f(P_H, q) + 0.2) \cdot \frac{P_H}{P_H + 1}, \quad (30)$$

а модель льотчика – передавальною функцією типу:

$$\Delta\phi_{\text{стаб}}^{\text{Л-К}} = f(t_{\text{зап}}, n_y). \quad (31)$$

Штучний зсув повітряних мас, утворений ударною хвилею, за динамікою руху частинок повітря схожий на зсув вітру синусоїдального типу, який вважається дуже небезпечним для пілотування. На формування ШЗПМ впливають:

- потужність вибуху (q);
- відстань від центру вибуху до ЛА (R);
- відносна висота вибуху від висоти польоту ЛА (ΔH);
- хімічний склад вибухової речовини;
- стан атмосфери (P_H, ρ_H, a_H, T_H).

Характеристики ШЗПМ описуються системою рівнянь (32–41):

$$\Delta P_\phi(R) = 8.8 \frac{\sqrt[3]{q}}{R} + 240 \frac{\sqrt[3]{q^2}}{R^2} + 6000 \frac{q}{R^3}; \quad (32)$$

$$\rho_\phi(R) = \rho_H \frac{(k+1)\Delta P_\phi(R) + 2kP_H}{(k-1)\Delta P_\phi(R) + 2kP_H}; \quad (33)$$

$$\Delta P(R, t) = f(\Delta P_\phi(R), t \frac{D_\phi}{D_\phi - V_{\text{xg}} \cos \Theta_w}); \quad (34)$$

$$D_\phi = \sqrt{\frac{\Delta P_\phi(R)\rho_\phi(R)}{(\rho_\phi(R) - \rho_H)\rho_H}}; \quad (35)$$

$$\rho_{\text{кр}}(R, t) = \rho_H \frac{(k+1)\Delta P(R, t) + 2kP_H}{(k-1)\Delta P(R, t) + 2kP_H}; \quad (36)$$

$$\rho_{\text{стаб}}(R, t) = \rho_H \frac{(k+1)\Delta P(R, t) + 2kP_H}{(k-1)\Delta P(R, t) + 2kP_H}; \quad (37)$$

$$U_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{\Delta P(R, t)(\rho_{\text{кр}}(R, t) - \rho_H)}{\rho_{\text{кр}}(R, t)\rho_H}}; \quad (38)$$

$$U_{\text{стаб}} = \sqrt{\frac{\Delta P(R, t)(\rho_{\text{стаб}}(R, t) - \rho_H)}{\rho_{\text{стаб}}(R, t)\rho_H}}; \quad (39)$$

$$a_{\text{кр}} = \sqrt{k \frac{P(H, R, t)}{\rho_{\text{кр}}(R, t)}}; \quad (40)$$

$$a_{\text{стаб}} = \sqrt{k \frac{P(H, R, t)}{\rho_{\text{стаб}}(R, t)}}. \quad (41)$$

Процес вибуху являє собою досить складне явище, яке можна описати системою диференціальних рівнянь. У першому наближенні це – рівняння руху УХ і ЗПМ за нею, що дозволяють у часі та просторі розраховувати необхідні параметри.

З математичної точки зору розрив можливо розглядати як граничний випадок дуже великих градієнтів газодинамічних величин, коли товщина прошарку, в якому відбувається кінцева зміна цих величин, наближається до нуля.

В динаміці нев'язкого і не теплопровідного газу, не обмежені можливості існування стільки завгодно тонких перехідних прошарків, які в границі зводяться к розриву [11].

При обтіканні тіла потоком повітря зі змінними в часі і координатах швидкістю, густиною та тиском за фронтом ударної хвилі, сила опору, яка буде діяти на тіло, може в декілька разів перевищувати значення, відповідне сталому обтіканню. Зі зменшенням ступеня нестационарності коефіцієнт опору тіла зменшується та наближується до величини, вимірної в стаціонарному потоці.

При розрахунку динаміки руху літального апарату під впливом ШЗПМ вплив ступеня нестационарності Sh на обтікання ЛА повинний бути незначним ($Sh \leq 0,1$) [5].

Час знаходження літального апарату в штучно-му зсуві повітряних мас залежить від напрямку польоту відносно проходження ударної хвилі та довжини по нормалі самої хвилі. На зустрічних курсах час мінімальний, а на догоні час збільшується. Розміри ШЗПМ прямо пропорційно залежать від відстані до центру вибуху.

Зі збільшенням відстані розміри ШЗПМ зростають, але потужність зменшується. Так на відстані 3150 м $\Delta P=0,3 \text{ кг/см}^2 - U=63 \text{ м/с}$, $t_{\text{ШЗПМ}}=7,3 \text{ с}$, а на відстані 6650 м $\Delta P=0,1 \text{ кг/см}^2 - U=22,5 \text{ м/с}$, $t_{\text{ШЗПМ}}=8 \text{ с}$ (час вказано для нерухомої точки відліку). При русі літака на попутних курсах з переміщенням ударної хвилі час знаходження літака в ШЗПМ збільшується [15]. Так для літака МіГ-29, який рухається зі швидкістю 900 км/год, на дальності від центру вибуху 3150 м час знаходження в ШЗПМ буде $\approx 24 \text{ с}$ [5].

Небезпечно, що ШЗПМ має великі градієнти зміни швидкості за величиною і за напрямком. Швидкість переміщення ШЗПМ з відстанню від епіцентру вибуху зменшується, але не менше швидкості розповсюдження звукової хвилі (рис. 2).

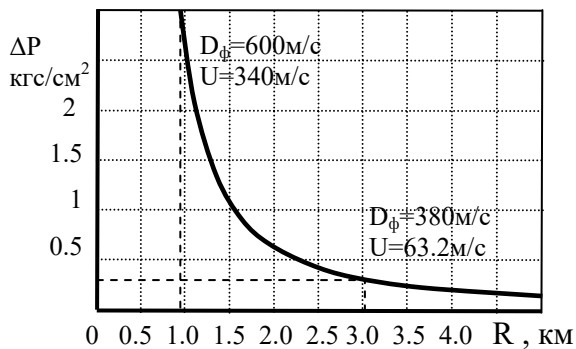


Рис. 2. Залежність параметрів ШЗПМ від відстані до центру вибуху

Формування ШЗПМ, спроможних уражати ЛА, можливо і за допомогою менш потужних вибухів. Так, при додаванні хімічної енергії за фронтом УХ буде збільшення швидкості руху ШЗПМ [12]. Але, збільшення енергії УХ за рахунок підводу хімічної енергії за фронтом УХ впливає на збільшення швидкості руху ШЗПМ не прямо пропорційно. При підведенні великої кількості енергії, коли швидкість переміщення повітряних мас U зрівнюється зі швидкістю переміщення УХ D_ϕ , відбувається зворотній ефект, тобто гальмування потоку:

$$f(M) = \frac{M_0 \cdot \sqrt{1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_0^2}}{1 + k \cdot M_0^2} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}} \quad (42)$$

При застосуванні вибухової речовини в спеціальній оболонці формується ШЗПМ з більш тривалим часом переміщення і потужнішим впливом.

Використання направлених вибухів створює ШЗПМ з великою кінетичною енергією та небезпечним впливом на динаміку руху ЛА.

Вплив ШЗПМ на ЛА слід розглядати через два аспекти: аеродинаміку та динаміку поступального руху і динаміку системи – її стійкість і керованість.

При дослідженні аеродинаміки ЛА при зовнішньому впливі звичайно використовується зв'язана система координат. Вона фіксована відносно ЛА, в якій моменти інерції не залежать від кута атаки. У зв'язаній системі координат найчастіше за осі $OXYZ$ прийняті головні осі інерції ЛА. Для більшості задач вимірювальна апаратура, датчики системи керування, та й сам льотчик знаходяться в зв'язаній системі координат і реагують на її рух. Тому дослідження динаміки руху ЛА проводяться в зв'язаній системі координат. Однак у цьому випадку необхідно перерахувати аеродинамічні сили і моменти, якщо вони отримані в аеродинамічних трубах щодо напівзв'язаних осей.

На рис. 3 зображено динаміку руху ЛА, змодельованого в системі „льотчик – ЛА – НС – ШЗПМ”. Швидкість набігаючого потоку V залишається незмінною до впливу ШЗПМ при $t=0-3,642 \text{ с}$. В проміжок часу $t=3,642-4,18 \text{ с}$ під впливом ШЗПМ вона змінюється на протилежну за напрямком та меншою за величиною $V=-167 \text{ м/с}$ при $U=439 \text{ м/с}$. Надалі по мірі релаксації УХ вона збільшується на фоні зменшення швидкості переміщення ШЗПМ у фазі стискання та збільшення U у фазі розрідження УХ.

Швидкість руху ЛА в траєкторній системі координат V_k під впливом ШЗПМ спочатку збільшується за рахунок зменшення сили опору, але не значно. При збільшенні швидкості набігаючого потоку та переході літака на кабрирування швидкість руху в траєкторній системі координат зменшується за рахунок складової сили ваги ЛА G .

В момент часу $t=3,642 \text{ с}$ ШЗПМ з характеристиками $D_\phi=760 \text{ м/с}$ $U=439 \text{ м/с}$ збудує навколишнє середовище навколо ЛА. Швидкість переміщення ШЗПМ, яка діє безпосередньо в даний момент часу на ЛА, змінюється з переміщенням ЛА відносно центру вибуху та релаксацією УХ. Причому при дії фази стискання ШЗПМ відбувається за напрямком переміщення УХ, а при дії фази розрідження – в зворотному напрямку.

В момент часу $t=3,642 \text{ с}$ ШЗПМ охоплює стабілізатор, що приводить до зміни напрямку дії підйомної сили стабілізатора та збільшення підйомної сили ЛА. Надалі при проходженні ШЗПМ за рахунок зміни напрямку та величини швидкості набігаючого потоку величина підйомної сили змінюється за напрямком та величиною. Це приводить до зміни переважаності, яке діє на ЛА. За рахунок збільшення пікіруючого моменту ЛА переходить на

від’ємні кути тангажу та кути атаки. При цьому збільшується швидкість набігаючого потоку і при значенні $\nu=23^\circ$ в момент часу $t=5,1$ с отримує руйнівне перевантаження -5 одиниць. За рахунок стійкості за перевантаженням, ЛА надалі прагне стабілізувати своє положення в повітряному просторі.

Змінюються також кути тангажу, вітру, атаки, нахилу траєкторії, нахилу швидкісної системи координат. Кут нахилу траєкторії руху ЛА Θ змінюється на від’ємний за рахунок зміни величини та напрямку підйомної сили Y , яка визначається напрямком

дії швидкісного напору. Кут тангажу ν змінюється за рахунок зміни повздовжнього моменту M_z , кутової швидкості w_z . Повздовжній момент M_z змінюється під впливом дестабілізуючого моменту $M_{z\text{стаб}}$, що утворюється за рахунок зворотного обтікання стабілізатора і зміні напрямку дії підйомної сили стабілізатора. Кут вітру α_w , котрий появляється при впливі ШЗПМ, характеризує напрямок набігаючого потоку на ЛА відносно траєкторної системи координат. Змінюється α_w в залежності від напрямку та величини швидкості переміщення ШЗПМ.

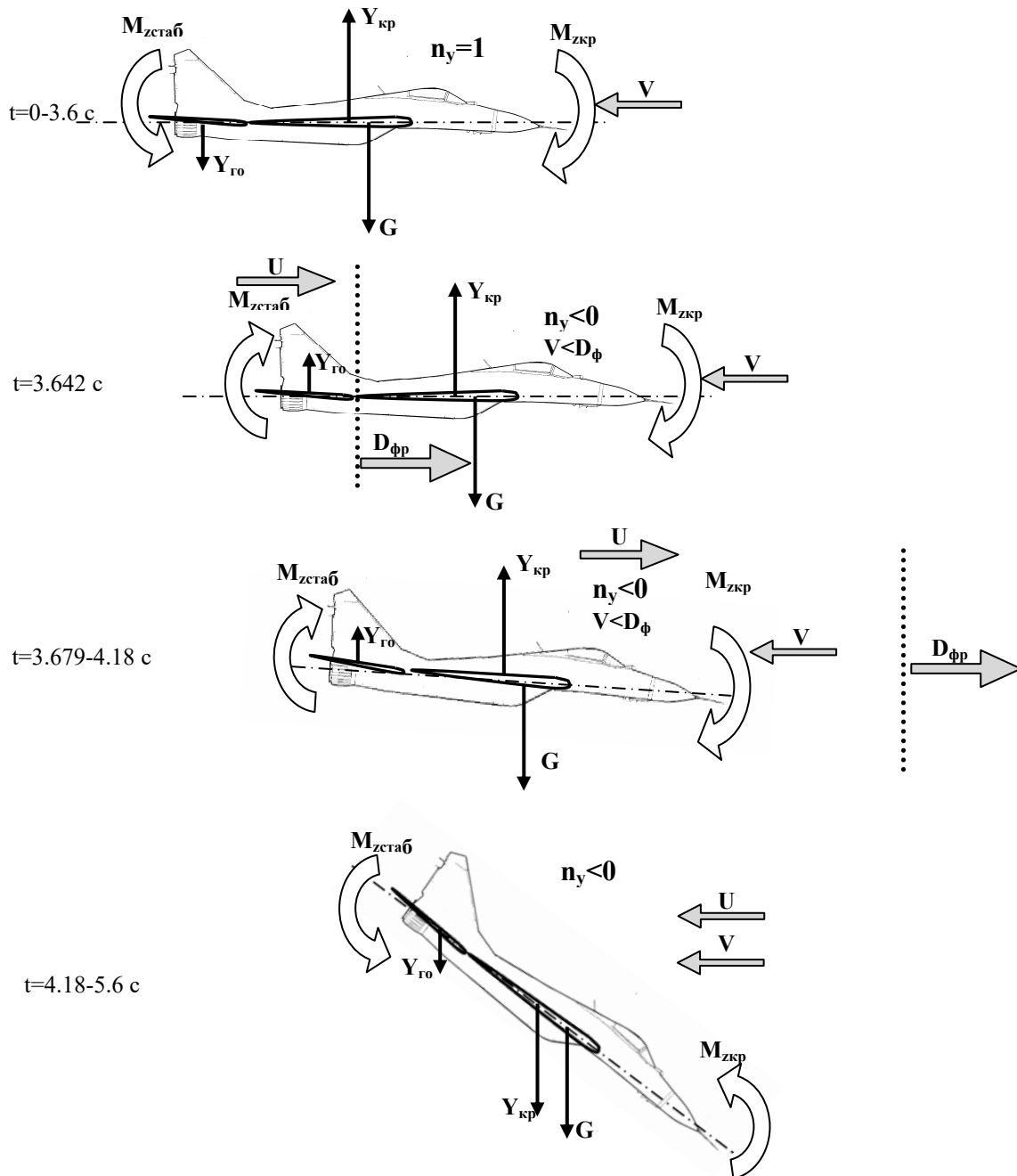


Рис. 3. Вплив штучного зсуву повітряних мас на динаміку руху літального апарату

Отже, аналіз отриманих результатів, дозволяє зробити такі висновки:

– ЛА, при попаданні в ШЗПМ зі швидкістю переміщення ПМ $U=439$ м/с на попутному курсі, змінює своє просторове положення та виходить за рамки експлуатаційних режимів $n_y=-5$ од;

– при парированні льотчиком пікіруючого моменту M_z при зворотному обтіканні ЛА виникає зворотній ефект, тобто M_z збільшується з більшою інтенсивністю (за рахунок зміни напрямку підйомної сили стабілізатора);

– при збільшенні швидкості переміщення повітряних мас ЛА отримує більші переваги n_y , кутові швидкості w_z .

Висновки

Таким чином, отримані за допомогою математичної моделі системи „льотчик – ЛА – НС – ШЗПМ” результати впливу зсуву повітряних мас на динаміку повздовжнього руху літального апарату та впливу стану навколишнього середовища на розповсюдження зсуву повітряних мас.

Основними факторами, які впливають на розповсюдження ШЗПМ, є густина та тиск повітря навколишнього середовища.

Основними факторами, що впливають на динаміку руху літального апарату, є величини швидкості ШЗПМ, час впливу на динаміку руху ЛА та напрямок проходження ШЗПМ.

Визначення областей небезпечного впливу штучного потужного зсуву повітряних мас на ЛА у польоті дозволяють уникнути його уражаючої дії та використати його вплив проти ЛА противника, який атакує. Адекватність розробленої математичної моделі фізичному процесу досягається збіжністю отриманих в ході проведення експериментів в ударних аеродинамічних трубах.

Відповідно до отриманих результатів, дії льотчика з парировання впливу ШЗПМ на динаміку руху ЛА погіршують становище. Це приводить до розкачки літака. Включена САУ в режимі "демпфер" не приводить до покращення пілотування в умовах дії ШЗПМ.

Використовуючи зброю, побудовану на принципі використання ШЗПМ, можна знищувати низько літаючі ЛА. Причиною цього є майже відсутня висота та великий дефіцит часу на прийняття рішення з парировання небезпечного впливу навіть непотужного ШЗПМ.

При застосуванні ШЗПМ на більших висотах необхідно мати параметри ЗПМ, які б спричинили вихід ЛА за експлуатаційний діапазон переваг, кута атаки, кута ковзання та кутових швидкостей.

Список літератури

1. *Руководство по сдвигу ветра на малых высотах Doc9817 AN/449/ICAO 2005.* – 258 с.
2. *Представление данных о авиационных инцидентах и происшествиях (ADREP).* Циркуляр ИКАО 282 AN/165/ICAO 1999. – 48 с.
3. *Колодяжний О.І. Результаты моделирования системы «лётальный аппарат – навколишнє середовище – штучний зсув повітряних мас» / О.І. Колодяжний // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Харків: ХУ ПС, 2005. – Вип. 5(5). – С. 36-38.*
4. *Колодяжний О.І. Моделирование процесса функционирования системы «лётчик – лётальный аппарат – навколишнє середовище – зсув повітряних мас» / О.І. Колодяжний // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Харків: ХУ ПС, 2006. – Вип. 1(7). – С. 27-31.*
5. *Литвинчук М.І. Дослідження впливу штучного зсуву повітряних мас на динаміку руху літального апарата / М.І. Литвинчук, О.І. Колодяжний // Збірник наукових праць. – Київ: Інститут проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова, 2004. – С. 128-132.*
6. *Ядерное оружие. Пособие для офицеров.* – М.: Воениздат МО СССР, 1969. – 388 с.
7. *Краткий справочник по боевым свойствам ядерного оружия. Издание второе, переработанное и дополненное.* – М.: Военное изд-во МО СССР, 1969. – 168 с.
8. *Корочкін О.А. Ураження аеродинамічних літальних апаратів за рахунок зсуву повітряних мас при потужних вибухах / О.А. Корочкін, М.І. Литвинчук, А.Г. Костаков // Збірник наукових праць Харківського військового університету. – Харків: ХВУ, 2002. – Вип. 3(41). – С. 151-153.*
9. *Филатов О.Г. Исследование обтекания плоских тел в нестационарном трансзвуковом потоке с ударными волнами / О.Г. Филатов, А.С. Фонарев // Сборник научных трудов Академии Наук СССР институт им. А.Ф. Иоффе. Нестационарное течение газов с ударными волнами. – Ленинград, 1990. – С. 224-234.*
10. *Иванов А.Н. Исследование обтекания конических тел нестационарным потоком газа за сферической ударной волной / А.Н. Иванов // ЦАГИ, 1983. – Вип. 2184. – С. 3-26.*
11. *Механика в СССР за 50 лет / Под ред. Л.И. Седова, Я.Б. Зельдовича, А.Ю. Ишлинского.* – М.: Наука, 1970. – 880 с.
12. *Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: Издание 7-е, исправленное / Л.Г. Лойцянский.* – М.: ДРОФА, 2003. – 840 с.
13. *Практическая аэродинамика самолёта МиГ-29. Книга 1. 4 Центр боевого применения и переучивания летного состава ФА, 1985.* – 56 с.
14. *Дьяконов В.П. MATLAB 6/6.1/6.5 Simulink 4/5 основы применения / В.П. Дьяконов // Полное руководство пользователя.* – М.: СОЛОН-Пресс, 2004. – 768 с.
15. *Ляхов В.Н. Воздействие ударных волн и струй на элементы конструкций / В.Н. Ляхов.* – М.: Машиностроение, 1989. – 392 с.

Надійшла до редколегії 6.01.2017

Рецензент: д-р тех. наук, проф. С.О. Українець, Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПАСНЫХ ЗОН ВЛИЯНИЯ ИСКУССТВЕННОГО СДВИГА ВОЗДУШНЫХ МАСС НА ДИНАМИКУ ДВИЖЕНИЯ ВИСОКОМАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

А.И. Колодяжный, А.И. Тимочко

Искусственный сдвиг воздушных масс (ИСВМ), вызванный высвобождением большого количества энергии в пространстве, является аналогом естественного сдвига ветра, но может быть намного мощнее. ИСВМ рассматривается как составляющая ударной волны. Рассмотрено формирование и распространение ударных волн в реальном газе с применением метода разрывов. Предложена математическая модель системы "летчик – летательный аппарат (ЛА) – окружающая среда (ОС) – ИСВМ" для исследования влияния искусственного сдвига воздушных масс на динамику движения летательного аппарата. Модель движения ЛА описывается системой уравнений 9-го порядка при положительных и отрицательных направлениях скоростного напора. Окружающая среда описана параметрами газодинамического состояния стандартной атмосферы до 11000 м. Модели системы автоматического управления и летчика представлены в виде соответствующих передаточных функций. ИСВМ рассматривается как сдвиг ветра синусоидального типа, описанного соответствующей системой дифференциальных уравнений. Проанализировано влияние ИСВМ на динамику движения самолета и динамику системы. Проанализированы факторы, влияющие на динамику движения ЛА и на распространение сдвига воздушных масс. Предложенные действия летчика, позволяющие парировать влияние ИСВМ.

Ключевые слова: искусственный сдвиг воздушных масс, ударная волна, система "летчик – летательный аппарат – окружающая среда – искусственный сдвиг воздушных масс", динамика движения, летательный аппарат, дифференциальное уравнение, модель, попутно-пересекающиеся курсы, система координат.

MODELING OF DANGEROUS ZONES OF INFLUENCE OF THE ARTIFICIAL DISPLACEMENT OF AIR MASSES ON THE DYNAMICS OF HIGH MOBILITY AIRCRAFT

О.І. Kolodyazhny, О.І. Tymochko

An artificial displacement shift of air masses (ADAS) caused by the release of large amounts of energy in space, is like of a natural wind shear, but can be much more powerful. ADAS is considered as the component of the shock wave. Considered the formation and propagation of shock waves in real gas using the method of breaks. The proposed mathematical model of the system "pilot – aircraft – environment – ADAS" to study the effect of artificial displacement of air masses on the dynamics of the aircraft. The motion model of aircraft is described by system of equations 9-th order with positive and negative directions of the velocity head. The environment is described by parameters of gas-dynamic condition of standard atmosphere, up to 11000 m. The Model of automatic control system and the pilot is presented in the form of appropriate transfer functions. ADAS is examined as a wind shear of the sinusoidal type described by the corresponding system of differential equations. Analyzed the impact of ADAS on the dynamics of the aircraft and the dynamics of the system. Analyzed the factors affecting the dynamics of aircraft traffic, and the propagation of displacement of air masses. The proposed pilot actions, allowing to fend off the impact of ADAS.

Keywords: artificial displacement of air masses, the shock wave system "pilot – aircraft – environment – artificial displacement of air masses", the movement dynamics, aircraft, differential equation, model, along the way-crossing, the coordinate system.