

Список літератури

1. *Иванова В.С., Терентьев В.Ф.* Природа усталости металлов. – М: Металлургия, 1975. – 456 с.
2. *Радченко А.И., Кабесас А. Х. М.* Полная диаграмма точек бифуркаций процесса усталости алюминиевого сплава Д16 // *Металлофизика и новейшие технологии.* – 1998. – 20, № 5. – С. 72–80.
3. *Карускевич М.В.* Монокристаллический датчик усталостного повреждения конструкций//Дис. на соискание ученой степени канд. техн. наук – К., 1990. – 128 с.
4. *Радченко А.И.* Дискретно-вероятностная модель усталостного разрушения металлов//Тез. пленарных докл. VIII Всесоюз. конф. по усталости металлов. – М: Ин-т металлургии им. А.А. Байкова АН СССР, 1982. – С.90–93.
5. *Радченко А.И., Карускевич М.В., Корчук Е.Ю.* Исследование инкубационного периода усталости кристаллитов алюминиевого сплава АД-1 методом микротвердости// Проблемы системного подхода в экономике: Сб. науч. тр. – К.: КМУГА, 2000. – Вып. 4. – С. 171–174.
6. *Лужникова Л.П.* Материалы в машиностроении. Т. 1. Цветные металлы и сплавы. – М.: Машиностроение, 1967. – 304 с.
7. *Горелик С.С., Расторгуев Л.Н., Скаков Ю.А.* Рентгенографический и электронографический анализ металлов. – М.: Гос. науч.-техн. изд-во лит. по черной и цветной металлургии. 1963. – 256 с.
8. *Микляев П.Г., Неишпар Г.С., Кудряшов В.Г.* Кинетика разрушения. – М.: Металлургия, 1979. – 279 с.
9. *Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений.* В 2-х т. Т.1: Пер. с англ. / Под ред. Ю. Мураками. – М.: Мир, 1990. – 448 с.
10. *Мак-Кранен Д., Дорн У.* Численные методы и программирование на Фортране. – М.: Мир, 1977. – 584 с.

Стаття надійшла до редакції 23.04.02.

УДК 519.71

В.М. Казак, канд. техн. наук

РЕОРГАНІЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ КЕРУВАННЯ КІНЦЕВИМ ПОЛОЖЕННЯМ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ, ЯКИЙ ОТРИМАВ ПОШКОДЖЕННЯ НЕСУЧОЇ ПОВЕРХНІ

Запропоновано розв'язок проблеми організації процесу керування кінцевим положенням літального апарату в умовах можливого пошкодження його несучих поверхонь.

При організації керування літальним апаратом (ЛА) в умовах можливого пошкодження несучих поверхонь можуть відбуватися два випадки:

- пошкодження, одержане в період сумісного польоту у підвісному на носії стані;
- пошкодження, одержане у автономному польоті ЛА.

У першому випадку при точній ідентифікації місця та ступеня пошкодження аеродинамічної поверхні ЛА бортова цифрова обчислювальна машина (БЦОМ) носія повинна обчислити початкові умови старту $\{D_0, \dot{D}_0, \theta_p, \varphi_{pв}, X_p, \varphi_{pг}, n_p\}$ та забезпечити таке просторове положення носія в момент старту ЛА, щоб створити сприятливі при даному пошкодженні умови зближення (рис. 1). При цьому в бортовий комп'ютер носія заздалегідь повинні бути введені траєкторії зближення ЛА з об'єктом зближення для всіх можливих варіантів пошкоджень його аеродинамічної поверхні й опорна траєкторія для випадку відсутності будь-яких пошкоджень та нормального функціонування термінальної системи керування. Машина, порівнюючи опорну траєкторію з розрахованою для даного конкретного пошкодження, визначає відхилення параметрів траєкторії зближення та обчислює за ними такий передстартовий маневр носія, щоб створити найсприятливіші при даному конкретному пошкодженні початкові умови зближення $(D_0, \chi_{p0}, \theta_{p0}, \varphi_{p0})$ [1; 2].

Після старту ЛА його система керування польотом, з урахуванням початкових (штучно створених) умов зближення забезпечує мінімізацію промаху $r_{\text{пр}}$, прискорень кінцевого розвороту ($\ddot{\theta}, \ddot{\chi}$), а також близький до перпендикулярного кут зустрічі ЛА з об'єктом зближення у двох вимірах (рис. 1). За такою методикою врахування пошкоджень аеродинамічної поверхні ЛА не треба великого додаткового обсягу пам'яті цифрової обчислювальної машини носія, проте через неможливість урахування реального впливу пошкодження в конкретних умовах польоту на кінцеві параметри зближення повністю нейтралізувати вплив аеродинамічного пошкодження важко.

На рис. 2–5 подані результати моделювання ситуації для випадку зближення ЛА з пошкодженими поверхнями горизонтального каналу. Порівняльний аналіз графіків зміни поздовжнього прискорення (рис. 2) при зміні початкового кута старту ЛА у горизонтальній площині x_p показує, що для даного пошкодження існують кути попереднього розвороту носія перед стартом (початкові кути вектора швидкості зближення), при яких втрата швидкості зближення через додатковий маневр мінімальна (рис. 2, крива 1). Конкретне значення цих кутів залежить від характеру, ступеня та місця пошкодження.

На рис. 3 наведено графіки зміни потрібних поперечних перевантажень у двох взаємно перпендикулярних площинах. З рис. 3, б видно, що бокові перевантаження n_2 для конкретного пошкодження також можна звести до мінімуму (рис. 3, б, крива 2) на початкових кутах $25\text{--}27,5^{\circ}$ або утримувати їх практично постійними ($0\text{--}20^{\circ}$).

При визначеному характері пошкоджень (погнутість, вигини, розриви) можуть створюватися перехресні аеродинамічні зв'язки між вертикальними та горизонтальними каналами (рис. 3). У цьому випадку треба оптимізувати початковий кут зближення (початкову орієнтацію V_p) сумісно для вертикального та горизонтального каналів.

Так, із сумісного аналізу кривих 2 (рис. 3) видно, що зменшення бокового перевантаження на початкових кутах орієнтації вектора швидкості у горизонтальній площині $\chi = 20\text{--}30^{\circ}$ супроводжується зростанням вертикальних перевантажень на цих же кутах орієнтації.

Ефективність виконання завдання на політ залежить не тільки від промаху, кінцевої швидкості зближення, але й від прискорення $\ddot{\theta}, \ddot{\phi}$ кінцевого розвороту ЛА у момент виключення керування (рис. 4).

Аналіз кривих 2 (рис. 4) показує, що при появі аеродинамічних пошкоджень розворот ЛА на кінцевій ділянці зближення практично завжди супроводжується зростанням кутових прискорень його розвороту. Тому кутові, як і лінійні прискорення, повинні оптимізуватися для конкретного пошкодження і відразу у двох взаємно перпендикулярних площинах OXY та OXZ .

Залежність промаху ЛА з аеродинамічним пошкодженням від кута початкової орієнтації вектора швидкості його зближення з об'єктом зближення наведено на рис. 5. З аналізу його графіків можна зробити висновок, що для наведеного конкретного пошкодження (рис. 3, б, 4) криві орієнтованого 2 та неорієнтованого 1 розвороту мають істотну різницю на кутах $\chi = 0\text{--}10^{\circ}$, на інших кутах попередньої початкової орієнтації графіки практично збігаються.

Повніше врахувати особливості руху ЛА з конкретним аеродинамічним пошкодженням за траєкторією зближення в заданих умовах польоту можна, якщо розрахунки траєкторії у відмовному та справному стані для кожного конкретного пошкодження та для конкретних реальних умов зближення виконувати на БОЦМ носія безпосередньо перед стартом ЛА. Однак у цьому випадку буде вимагатися великий додатковий обсяг пам'яті БОЦМ.

Принципи нейтралізації наслідків аеродинамічного пошкодження несучих поверхонь в автономному польоті ЛА за рахунок реконфігурації керування мало чим відрізняються від розглянутих. Великий інтерес складають питання нейтралізації наслідків таких пошкоджень, які за традиційним законом організації керування призводять до зриву зближення відразу ж або через деякий дуже короткий відрізок часу.

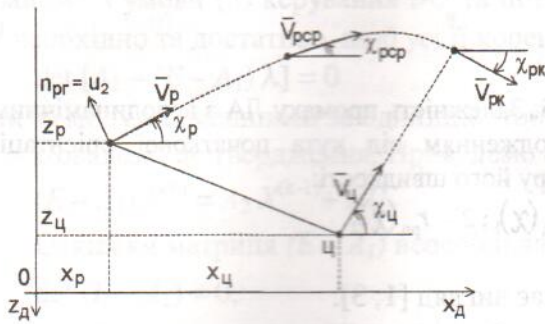


Рис. 1. Траєкторія зближення ЛА в горизонтальній площині

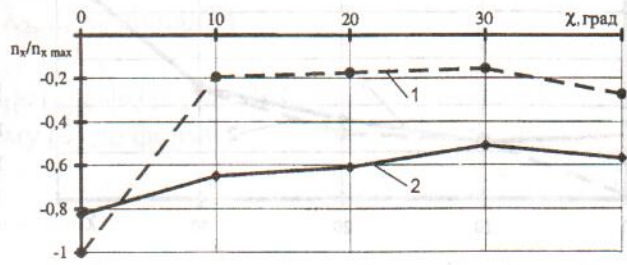
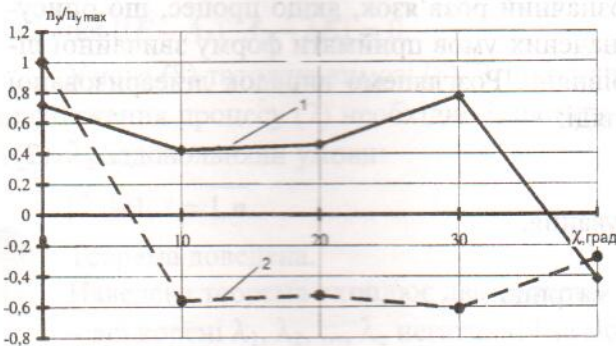
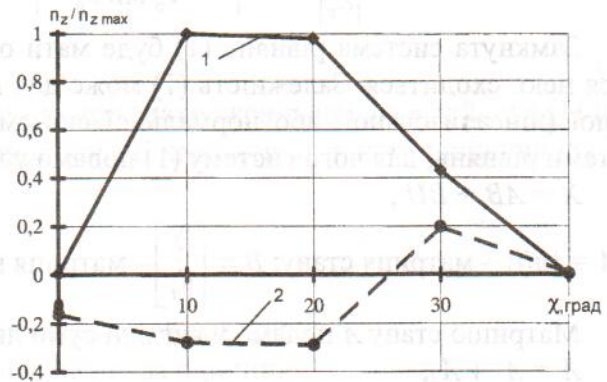


Рис. 2. Графіки зміни поздовжнього перевантаження при зміні початкового кута зближення ЛА в горизонтальній площині:

1 - $n_{x \max}(\chi)$ реконфігурована; 2 - $n_x(\chi)$ не реконфігурована



а

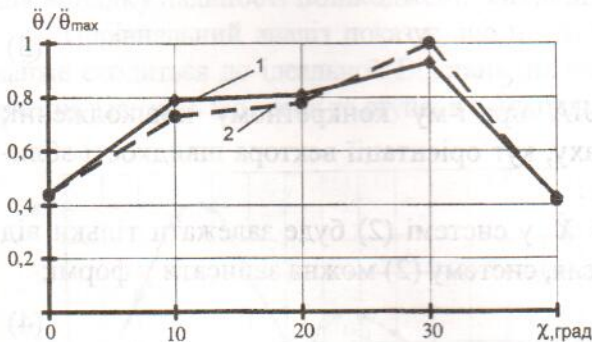


б

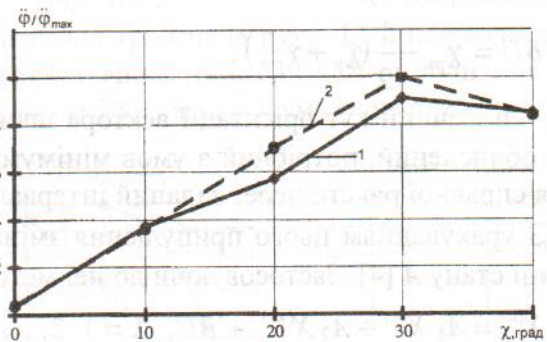
Рис. 3. Графіки зміни перевантажень, які потрібні при зближенні ЛА з пошкодженнями поверхонь II каналу:

а - вертикальні перевантаження: 1 - $n_y(\chi)$ не реконфігурована; 2 - $n_{y \max}(\chi)$ реконфігурована;

б - бортові перевантаження: 1 - $n_z(\chi)$ - не реконфігурована; 2 - $n_{z \max}(\chi)$ - реконфігурована



а



б

Рис. 4. Графіки зміни кутового прискорення розвороту ЛА на кінцевій ділянці зближення:

а: 1 - $\ddot{\theta}(\chi)$ не реконфігурована; 2 - $\ddot{\theta}_{\max}(\chi)$ реконфігурована;

б: 1 - $\ddot{\phi}_1(\chi)$ не реконфігувана; 2 - $\ddot{\phi}_2(\chi)$ реконфігувана

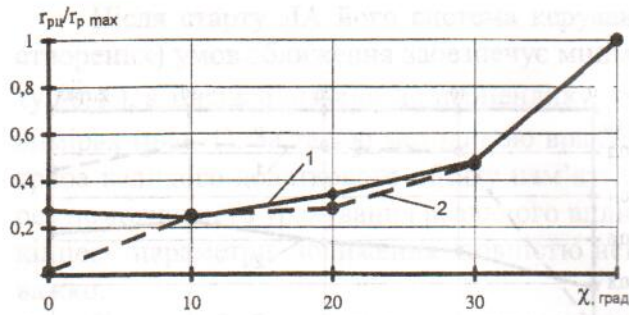


Рис. 5. Залежність промаху ЛА з аеродинамічним пошкодженням від кута початкової орієнтації вектору його швидкості:

1 – $r_{\text{rc}}(\chi)_1$; 2 – $r_{\text{rc}}(\chi)_2$

Нехай диференціальне рівняння руху ЛА (рис. 1) має вигляд [1; 3]:

$$\dot{x} = f(x_p, u, v) = \begin{pmatrix} \dot{\chi}_p \\ \dot{x}_p \\ \dot{y}_p \\ \dot{\theta}_p \\ \dot{z}_p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_1/V_p \cos \theta_p \\ V_p \cos \theta_p \cos \chi_p \\ V_p \cos \theta_p \sin \chi_p \\ -u_2/V_p \\ -V_p \sin \theta_p \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Замкнута система рівнянь (1) буде мати однозначний розв'язок, якщо процес, що описується нею, сходиться. Залежність (1) може для визначених умов приймати форму звичайної лінійної (лінеаризованої) або нормальної системи рівнянь. Розглянемо випадок лінеаризованої системи рівнянь, для чого систему (1) подамо у вигляді:

$$X = AB + BU, \quad (2)$$

де $A = [a_{ij}]$ – матриця стану; $B = \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \vdots \\ \beta_n \end{bmatrix}$ – матриця керування.

Матрицю стану A подамо у вигляді суми двох матриць:

$$A = A_1 + A_2,$$

$$\text{де } A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ a_{21} & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{n1} & a_{n2} & \dots & a_{nn-1} & 0 \end{bmatrix}, \quad A_2 = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1n} \\ 0 & a_{22} & \dots & a_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & a_{nn} \end{bmatrix}.$$

Крім того для наданої відмовної ситуації та умов використання, керування BU у системі (2) можна задати для певної точки траєкторії зближення завчасно призначеною величиною, наприклад (рис. 1):

$$BU = \chi_{\text{pz}} - \frac{1}{2}(\chi_p + \chi_{\text{pm}}), \quad (3)$$

де χ_p – поточний кут орієнтації вектора швидкості ЛА при i -му конкретному пошкодженні; χ_{pm} – обчислений, потрібний з умов мінімуму промаху, кут орієнтації вектора швидкості зближення справної ракети через заданий інтервал часу t_j .

З урахуванням цього припущення зміна стану X у системі (2) буде залежати тільки від матриці стану A [4]. Застосовуючи до неї метод Зейделя, систему (2) можна записати у формі:

$$X^{(k)} = A_1 X^{(k)} + A_2 X^{(k-1)} + BU, \quad k = 1, 2, \dots, \quad (4)$$

де BU – рівняння (відома для даного пошкодження величина), що забезпечує виконання умови (3) із даної поточної точки траєкторії зближення.

Оптимізуючи інтервал часу t_j , тобто віддалення точки підрахунку потрібного кута орієнтації несправного ЛА χ_p (рис. 1), можна добитися знаходження поточної траєкторії зближення пошкодженого ЛА і до потрібного з точки зору забезпечення мінімально можливого промаху. Для теоретичного обґрунтування наведених тверджень, сформулюємо та доведемо наступну теорему.

Теорема. Для сходження системи (4) до потрібної траєкторії зближення при будь-якому обраному з умови (3) керування BU та поточного для даної точки початку процесу (4) вектора $X^{(0)}$ необхідно та достатньо, щоб усі її корені $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ рівняння

$$\det [A_2 - (E - A_1) \lambda] = 0 \quad (5)$$

були за модулем меншими за одиницю, тобто $|\lambda_1| < 1, |\lambda_2| < 1, \dots, |\lambda_n| < 1$.

Доведемо це твердження. Приведемо систему (5) до форми:

$$(E - A_1) X^{(k)} = A_2 X^{(k-1)} + BU. \quad (6)$$

Оскільки матриця $(E - A_1)$ неособлива, тобто

$$\det (E - A_1) \neq 0,$$

то існує обернена матриця $[E - A_1]^{-1}$, і рівняння (6) можна переписати у вигляді:

$$X^{(k)} = [E - A_1]^{-1} A_2 X^{(k-1)} + [E - A_1]^{-1} BU. \quad (7)$$

Очевидно, що друга складова у виразі (7) може приймати значення, що дорівнюють нулю (при $BU = 0$) тільки в умовах наведення ракети за ідеальною траєкторією, що можливо при відсутності дії деградуючих факторів, але це суперечить нашим умовам. У зв'язку з цим для системи (7) можна записати:

$$\det [(E - A_1)^{-1} A_2 - \lambda E] = 0. \quad (8)$$

Умова (8) тотожна вимозі (5). Згідно з теоремою про знаходження процесу Зейделя [1] для знаходження процесу (7) необхідно і достатньо, щоб корені характеристичного рівняння (8) $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ задовольняли умови:

$$|\lambda_i| < 1, i = \overline{1, n}.$$

Теорема доведена.

Наведена теорема охоплює два випадки з практики керуемого руху:

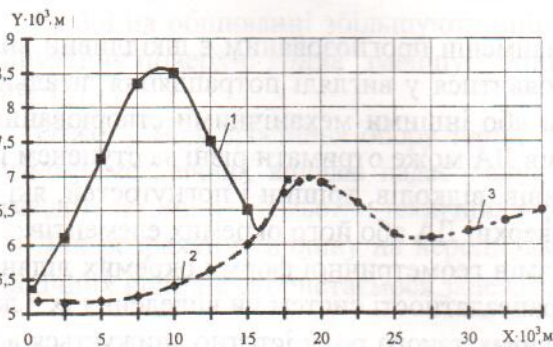
- всі корені $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ негативні і за модулем менші за одиницю;
- всі корені $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ позитивні і за модулем менші за одиницю.

У першому випадку, це стійкий керований рух, у другому випадку – нестійкий рух ЛА. З теорії технічної стійкості відомо, що нестійка система може бути розглянута як стійка на заданому інтервалі часу t_j , якщо вектор стану системи X не виходить за межі заданих обмежень [5].

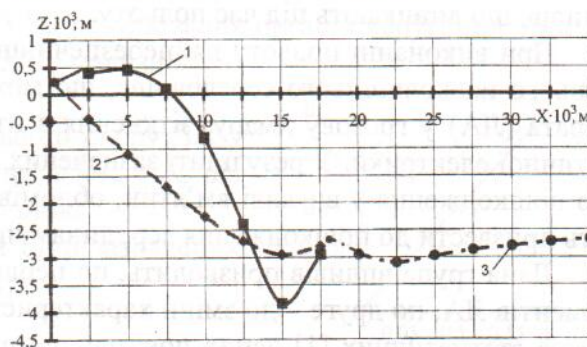
Наведені теоретичні положення були перевірені шляхом моделювання процесу зближення ЛА, який має пошкодження аеродинамічної поверхні.

За результатами моделювання побудовано траєкторії зближення ЛА з об'єктом зближення для випадку наявності пошкодження їхньої відсутності (рис. 6).

Порівняльний аналіз показує, що під кінець зближення траєкторія руху ЛА з пошкодженням майже сходиться до ідеальної. Відстань, на якій траєкторії починають сходиться, та ступінь їх входження залежать від місця та ступеня пошкодження, тривалості зближення й умов польоту.



а



б

Рис. 6. Траєкторія руху ЛА і цілі у вертикальній (а) і горизонтальній (б) площині:
1 – поточна траєкторія ЛА; 2 – ідеальна траєкторія ЛА; 3 – поточна траєкторія цілі

Список літератури

1. Казак В.Н. Модель совместного оценивания и управления высокоскоростными и интенсивно маневрирующими летательными аппаратами // Вісн. КМУЦА. – 2000. – №1–2. – С. 268–276.
2. Федосов Е.А., Инсаров В.В., Селивохин О.С. Системы управления конечным положением в условиях противодействия среды. – М.: Наука, 1989. – 272 с.
3. Казаков И.Е., Гладков Д.И. Методы оптимизации стохастических систем. – М.: Наука, 1987. – 304 с.
4. Казаков И.Е., Артемьев В.М. Оптимизация динамических систем случайной структуры. – М.: Наука, 1980. – 384 с.
5. Казак В.Н. Управление летательным аппаратом, получившим повреждение в полете // Вісн. КМУЦА. – 2000. – № 3–4. – С. 85–89.

Стаття надійшла до редакції 30.04.02.

УДК 629.7.015.533.65(045)

С.В. Ліпихін, старш. викл.

ОЦІНКА ВПЛИВУ КОНСТРУКТИВНИХ ПОШКОДЖЕНЬ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Проаналізовано вплив конструктивних пошкоджень на аеродинамічні характеристики літального апарата, залежності основних аеродинамічних характеристик від механічних пошкоджень. Розглянуто найнебезпечніші і найменш прогнозовані події, що призводять до появи конструктивних пошкоджень. Наведено ймовірну оцінку з'явлення на літальному апараті конструктивних пошкоджень. Запропоновано відбивання змінених аеродинамічних параметрів через створення систем параметрів керування польотом літального апарата.

На сучасному етапі розвитку авіаційної техніки необхідне кількісне нормування безпеки польотів. Це означає, що літальні апарати слід проектувати, створювати й експлуатувати з урахуванням вимог окремих характеристик і такої інтегральної характеристики, як рівень безпеки польотів.

Безпека польотів – властивість функціонуючої авіаційної системи, що обумовлює виконання польотів без льотних подій і передумов до них.

Під авіаційною системою будемо розуміти сукупність людей, авіаційної і спеціальної техніки, об'єднаних структурно і функціонально для виконання всебічного забезпечення польотів. Безпека польотів залежить від чіткості функціонування авіаційної системи та прогнозованого впливу на неї зовнішніх умов і внутрішніх процесів. Одним із параметрів, що визначають ступінь технічної досконалості сучасної авіаційної техніки, є можливість відбивання випадкових впливів, що виникають під час польоту.

При виконанні польоту найнебезпечнішим і найменш прогнозованим є шкідливий вплив на нього навколишнього середовища, що може проявитися у вигляді потрапляння літального апарата (ЛА) у грозову хмару, зіткнення з птахами або іншими механічними створюваннями статичної електрики. У результаті зазначених впливів ЛА може отримати різні за ступенем і вагою пошкодження у вигляді вм'ятин, обломів, обривів, відколів, тріщин і погнутостей, які можуть призвести до пошкодження аеродинамічної поверхні ЛА або його окремих елементів.

Дана група впливів призводить, по перше, до змін геометричної форми окремих ділянок і елементів ЛА, по друге – до зміни характеристик працездатності систем чи виведення їх з ладу. Аналіз статистичних [1] даних показує, що при впливах такого роду істотно знижується аеродинамічна якість ЛА, а у деяких випадках можлива втрата його керованості з подальшим припиненням виконання польотного завдання. При розгляді ЛА як об'єкта впливу механічних фак-