

УДК 681.5.07

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771392020229097>К. В. Пономаренко¹, Д. О. Горбачек.²

ЗАЛЕЖНІСТЬ АМПЛІТУДИ ПОПЕРЕЧНИХ КОЛИВАНЬ ОСЕСИМЕТРИЧНОГО БПЛА, ЩО ОБЕРТАЄТЬСЯ НАВКОЛО ПОЗДОВЖНЬОЇ ОСІ, ВІД ЗАЛИШКОВОГО ДИСБАЛАНСУ

En

The analysis of the relationship between residual imbalance of an axisymmetric cylindrical UAV, and the amplitude of its prevailing transverse oscillations during the flight. The residual imbalance of an UAV that rotates along the roll and its effect on the amplitude of the vehicle's transverse oscillations in real flight are discussed and investigated. The total imbalance and the average imbalance of UAV were calculated on the basis of dynamic imbalance measurements in two planes. Flight data from twelve UAV launches was obtained for this dependence analysis. During angular velocity sensors signals processing an orientation algorithm with one quaternion equation was applied. Euler-Krylov angles were obtained from the resulting orientation quaternion and an average and total imbalance influence on transverse oscillations amplitude was investigated. During the analysis of the tests held, it is possible to make a conclusion that transverse oscillations amplitude directly depends on the magnitude of residual imbalance. Transverse oscillations amplitude mostly depends on average imbalance (which is arithmetic average between imbalance magnitudes in every plane of measurement) and it depends less on total imbalance (which is geometric sum of imbalance vectors in every plane of measurement): average imbalance change from 100 g·mm to 700 g·mm caused transverse oscillations amplitude change from 0,5° to 2°. In some cases we will see spread of oscillations amplitude values up to $\pm 1^\circ$ relatively approximation line, this is due to other factors influence, besides imbalance, such as aerodynamic asym-

¹ ДП «Держ ККБ «Луч»² ДП «Держ ККБ «Луч»

metry. However, the tendency of oscillations amplitude increase with the increase of imbalance is preserved.

The obtained results give us an explicit dependence of transverse oscillations amplitude of UAV from its dynamic imbalance in specific conditions of flight (velocity, type of trajectory and rotation velocity) and with specific UAV parameters (aerodynamic, mass-inertial and other parameters). Change of these parameters may cause change of specific quantitative parameters of obtained dependence, but its nature remains the same. The mass of the investigated UAV was approximately 15 kg, trajectory was ballistic, flight speed was transonic and subsonic, rotation velocity around longitudinal axis was 1..7 rounds per second.

Ru

Выполнен анализ зависимости между остаточным дисбалансом осесимметричного БПЛА цилиндрической формы, вращающегося по крену (вокруг продольной оси), и амплитудой его поперечных колебаний во время полета. Рассчитан суммарный дисбаланс и средний дисбаланс изделий, используя измеренные значения динамического дисбаланса в двух плоскостях. Для анализа зависимости получены данные по двенадцати запускам БПЛА. Применен алгоритм ориентации с одним уравнением в кватернионах во время обработки сигналов из датчиков угловой скорости. По известным значениям кватерниона ориентации получены углы Эйлера-Крылова и исследовано влияние среднего и суммарного дисбаланса на амплитуду поперечных колебаний БПЛА в полете. При анализе проведенных испытаний можно прийти к выводам, что амплитуда поперечных колебаний прямо зависит от величины остаточного дисбаланса изделия: при изменении величины среднего дисбаланса от 100 г·мм до 700 г·мм амплитуда поперечных колебаний изменяется от 0,5° до 2°. В отдельных случаях наблюдается разброс значений амплитуды колебаний до $\pm 1^\circ$ относительно аппроксимированной прямой, что обусловлено влиянием других факторов на амплитуду колебаний, кроме дисбаланса, например, аэродинамической асимметрии. Но тенденция увеличения амплитуды колебаний при увеличении дисбаланса сохраняется.

Масса испытываемого БПЛА составляла около 15 кг, траектория баллистическая, скорость полета трансзвуковая и дозвуковая, скорость вращения вокруг продольной оси составляла 1..7 об/с.

Вступ

Проблематикою під час відпрацювання керованого БПЛА, що обертається, є вплив дисбалансу на амплітуду поперечних коливань та роботу виробу під час виконання польотного завдання. Ця проблема вирішується покращенням контуру керування, шляхом ускладнення його математичної моделі, або виконанням балансування на спеціальних балансувальних станках. Дані методи мають свої переваги і недоліки як з технічної так і з економічної точки зору.

Необхідність покращення контуру керування описана в роботах [1 - 2]. У роботах [3 – 4] вирішують дану проблему складним процесом динамічного балансування. Але у літературі не розглянуто вплив дисбалансу на величину поперечних коливань БПЛА.

Постановка задачі

Поставимо задачу дослідити залежність між залишковим дисбалансом осесиметричного БПЛА циліндричної форми, що обертається навколо поздовжньої осі під час польоту, та амплітудою його переважних поперечних коливань.

Для випадку польоту керованого БПЛА, що обертається навколо поздовжньої осі, необхідно проаналізувати залежність між залишковим дисбалансом та амплітудою його поперечних коливань для покращення льотно-технічних характеристик та встановлення критерію залишкового дисбалансу для даного БПЛА. Мінімізація залишкового дисбалансу буде впливати на фізичні та економічні характеристики виробу. Зокрема, постійні коливання відносно поперечних осей призводять до того, що БПЛА летить увесь час на певному ненульовому куті атаки, що збільшує його аеродинамічний опір i , як наслідок, зменшує дальність польоту.

Інформацію про амплітуду будемо отримувати з блоку датчиків кутових швидкостей. Опрацювавши отримані сигнали через алгоритм орієнтації та інтегруючи параметри Родріга-Гамільтона $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$, отримуємо значення кутів Ейлера ψ, ϑ, γ [5]. Будуючи графіки зміни кутів Ейлера за часом через кватерніони, можливо оцінити переважну амплітуду коливань на етапі польоту БПЛА.

За основу взято дані та аналіз дванадцяти реальних пусків керованого БПЛА, що рухається по балістичній траєкторії із трансзвуковою і дозвуковою швидкістю, обертаючись навколо поздовжньої осі з кутовою швидкістю 1...7 об/с. Маса досліджуваного БПЛА становить близько 15 кг.

Аналіз залежності амплітуди поперечних коливань БПЛА, що обертається, від залишкового дисбалансу

Після динамічного балансування БПЛА на балансувальному станку на частоті обертання 450 обертів за хвилину у двох площинах були отримані значення залишкового дисбалансу для дванадцяти виробів. Ці значення наведено у табл. 1.

Таблиця 1.

Значення залишкового дисбалансу та кутів

№ пуску	Площина 1		Площина 2		Різниця кутів $\Delta\gamma_{дб}$
	Кут	Дисбаланс	Кут	Дисбаланс	
1	24°	74 г·мм	61°	166 г·мм	37°
2	110°	103 г·мм	69°	216 г·мм	41°
3	218°	97 г·мм	150°	323 г·мм	68°
4	172°	211 г·мм	327°	254 г·мм	155°

П р и л а д и т а м е т о д и к о н т р о л ю

5	245°	241 Г·мм	232°	267 Г·мм	13°
6	249°	316 Г·мм	57°	231 Г·мм	192°
7	60°	73 Г·мм	109°	566 Г·мм	49°
8	94°	350 Г·мм	92°	314 Г·мм	2°
9	302°	173 Г·мм	41°	580 Г·мм	261°
10	96°	323 Г·мм	74°	439 Г·мм	22°
11	72°	470 Г·мм	234°	710 Г·мм	162°
12	177°	695 Г·мм	139°	602 Г·мм	38°

Для того, щоб оцінити амплітуду поперечних коливань, необхідно проаналізувати інформацію із датчиків кутових швидкостей після пусків і визначити амплітуду коливань по кутам тангажу і рискання. Типові графіки зміни цих кутів, що мали місце під час одного з пусків, показані на рис. 1. Отримані амплітуди поперечних коливань в кожному пуску наведені у табл. 2.

Таблиця 2.

Амплітуда поперечних коливань під час пусків

№ пуску	1	2	3	4	5	6
Переважаюча амплітуда коливань	0,34	2,5	1,75	0,5	2	0,5
Виріб/Пуск	7	8	9	10	11	12
Переважаюча амплітуда коливань	0,3	2	0,2	2	0,4	0,75

Як видно із графіків на рис. 1, після початку керування на 35 с польоту, амплітуда поперечних коливань зменшилася у 5 ... 7 разів завдяки роботі системи кутової поперечної стабілізації. Тобто, кутові поперечні коливання незбалансованого БПЛА були зменшені за рахунок контуру керування, як пропонується у літературі [1, 2]. Але на основній балістичній ділянці траєкторії виріб постійно здійснював кутові поперечні коливання і політ відбувався на постійному куті атаки, що призвело до збільшення аеродинамічного опору, зменшення дальності польоту та швидкості на кінцевій ділянці. Це підтверджує необхідність здійснювати динамічне балансування виробів. Для цього необхідно пред'явити вимоги до балансування, що неможливо без знання залежності амплітуди поперечних коливань від величини динамічного дисбалансу. Саме цю прогалину і покликана частково заповнити дана стаття.

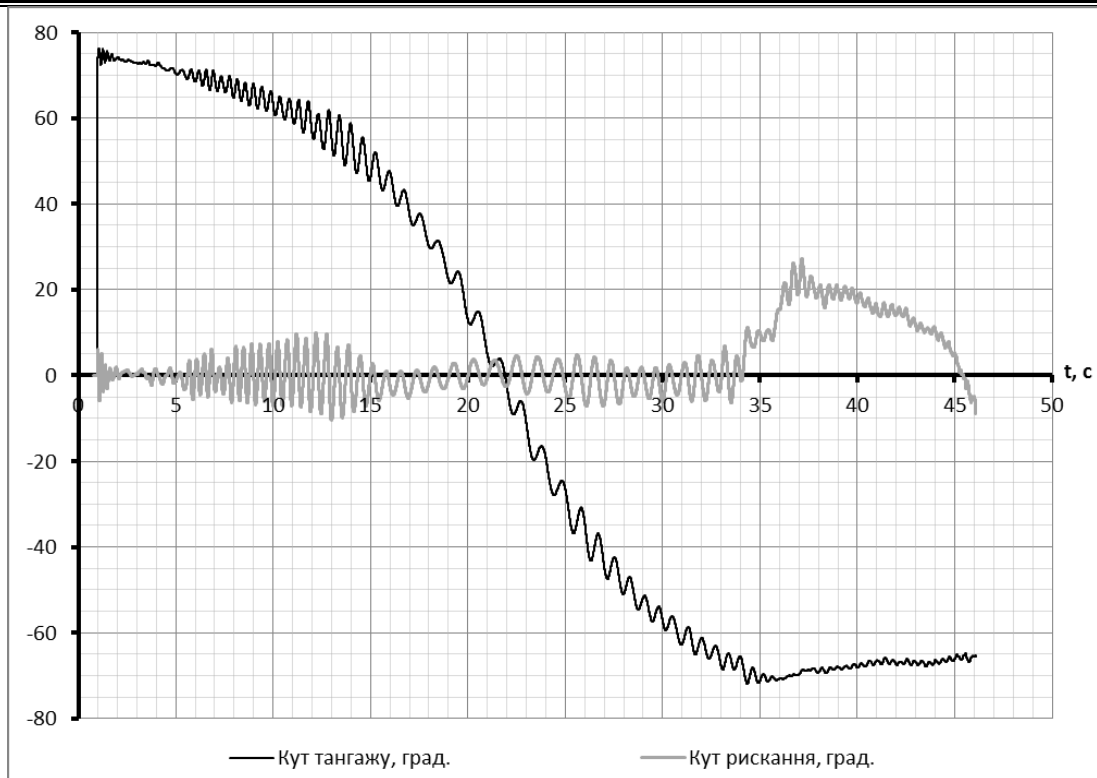


Рис. 1. Типові графіки кутів тангажу та ристання під час польоту БПЛА, що досліджувався

Для того щоб оцінити залежність амплітуди поперечних коливань від залишкового дисбалансу необхідно врахувати значення сумарного залишкового дисбалансу та середнього залишкового дисбалансу.

Сумарний дисбаланс розраховується за теоремою косинусів як геометрична сума векторів, тобто якщо представити значення дисбалансу в площині 1 як a , а значення дисбалансу в площині 2 як b то значення сумарного дисбалансу розраховується за формулою:

$$c^2 = a^2 + b^2 - 2 * a * b * \cos(\Delta\gamma) \quad (1)$$

де c – значення сумарного залишкового дисбалансу;

$\Delta\gamma$ – різниця кутів орієнтації векторів дисбалансу у площині 1 та 2.

Середній залишковий дисбаланс розраховується як середнє арифметичне залишкового дисбалансу в двох площинах, тобто

$$c = \frac{a + b}{2} \quad (2)$$

Вихідні дані та результати розрахунку сумарного залишкового дисбалансу та середнього залишкового дисбалансу (значення приведені до цілих одиниць) наведені у табл. 3.

Сумарний дисбаланс $ДБ_{\Sigma} = \sqrt{ДБ1^2 + ДБ2^2 - 2 \cdot ДБ1 \cdot ДБ2 \cdot \cos(\Delta\gamma_{ДБ})}$.

Після структуризації даних можна побудувати графіки залежності амплітуди коливань (АК) від середнього залишкового дисбалансу (ЗД). Графік залежності та апроксимація даних зображена на рис. 2.

Таблиця 3.

Таблиця даних по пускам БПЛА

№ пуску	Площина 1		Площина 2		Різниця кутів $\Delta\gamma_{ДБ}$	Сумарний дисбаланс	Середній ЗД	Переважаюча АК
	Кут, °	Дисбаланс, [Г·мм]	Кут, °	Дисбаланс, [Г·мм]				
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	24	74	61	166	37	116	120	0,34
2	110	103	69	216	41	154	160	2,5
3	218	97	150	323	68	300	210	1,75
4	172	211	327	254	155	454	233	0,5
5	245	241	232	267	13	63	254	2
6	249	316	57	231	192	544	274	0,5
7	60	73	109	566	49	521	320	0,3
8	94	350	92	314	2	38	332	2
9	302	173	41	580	261	631	377	0,2
10	96	323	74	439	22	185	381	2
11	72	470	234	710	162	1166	590	0,4
12	177	695	139	602	38	431	649	0,75

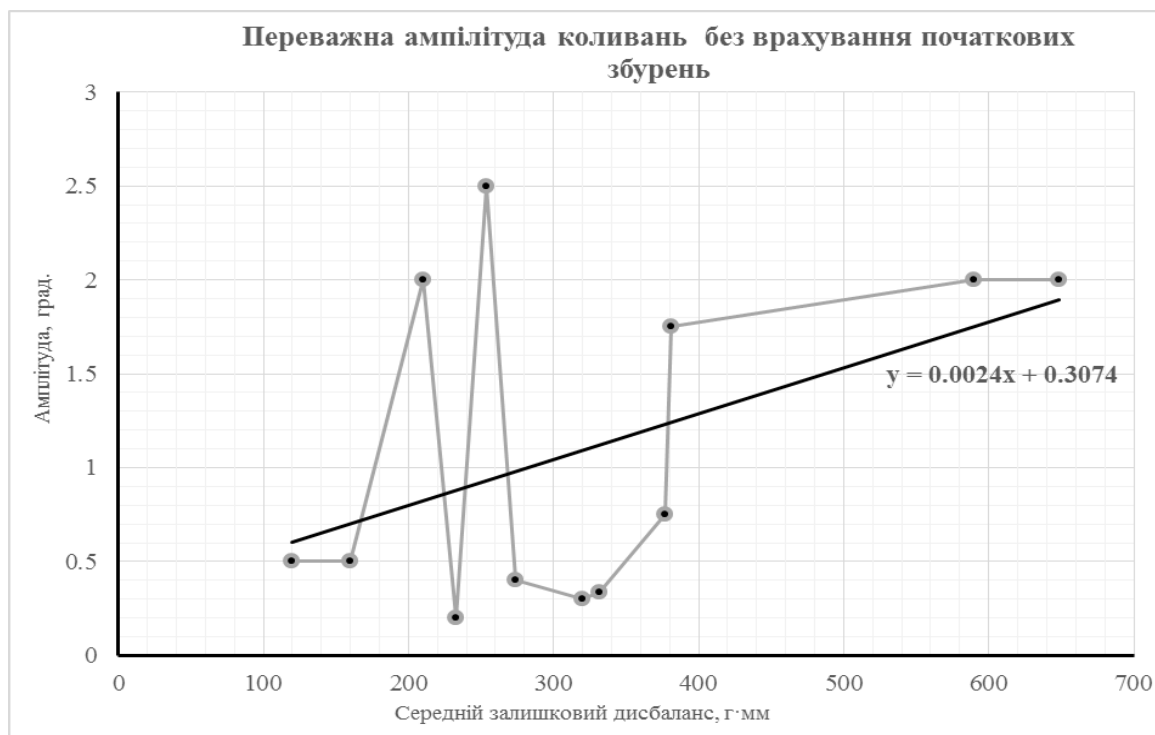


Рис. 2. Графік залежності амплітуди коливань від середнього дисбалансу

Із рис. 2 можемо бачити, що збільшення залишкового дисбалансу досліджуваного БПЛА на 200 г·мм викликає зростання амплітуди коливань на $0,5^\circ$.

Висновки

Амплітуда поперечних коливань осесиметричного БПЛА циліндричної форми, що під час польоту обертається навколо поздовжньої осі із кутовою швидкістю, меншою за частоту власних поперечних коливань, прямо залежить від величини залишкового дисбалансу виробу.

Амплітуда поперечних коливань виробу залежить переважно від середнього дисбалансу (що є середнім арифметичним величин дисбалансу у двох площинах корекції) і в меншій мірі від сумарного (що є геометричною сумою векторів дисбалансу у двох площинах корекції): при зміні величини середнього дисбалансу від 100 г·мм до 700 г·мм амплітуда поперечних коливань змінюється від $0,5^\circ$ до 2° .

В окремих результатах спостерігається розкид значень амплітуди коливань до $\pm 1^\circ$ відносно апроксимованої прямої, що зумовлено впливом інших факторів на амплітуду коливань, окрім дисбалансу, зокрема, аеродинамічної асиметрії. Але тенденція збільшення амплітуди коливань при збільшенні дисбалансу зберігається.

Отримані результати дають залежність амплітуди поперечних коливань літального апарату від його динамічного дисбалансу при конкретних умовах польоту (швидкості, характеру траєкторії та обертання тощо) і параметрах ЛА (аеродинамічних, масо-інерційних та інших характеристиках). У разі зміні цих параметрів числові значення отриманої залежності можуть бути іншими, але характер залишається не змінним.

Список використаної літератури

1. *Макаров И. К.* Балансировка сверхзвукового самолета с несимметрично расположенной ракетой на упругом крыле. //Труды МАИ. -2016. - №.90. – С. 6-6.
2. *Леонов А. Г., Прохорчук Ю. А.* Особенности компоновочных и аэродинамических схем летательных аппаратов при больших сверхзвуковых скоростях. //Инженерный журнал: науки и инновации. – 2013. - №.3. – с.16-16.
3. *Андреев С. В., Ключников А. В., Михайлов Е. Ф.* Перспективы применения метода динамической балансировки для определения параметров асимметрии масс летательного аппарата. // Решетневские чтения. – 2014. – Т.1. – №.18.
4. *Brüel & Kjaer.* Static and Dynamic Balancing, Second Edition. Darmstadt Germany, 2014. - 19 pages.

5. *Матвеев В. В., Распопов В. Я.* Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 155 с.
6. ГОСТ ИСО 1940-1-2007 Вибрация. Требования к качеству балансировки жестких роторов. Часть 1. Определение допустимого дисбаланса. 2007. 5 – 14 с.

Spysok vykorystanoi literatury

1. *Makarov I. K.* Balansirovka sverhzhukovogo samoleta s nesimmetrichno raspolozhennoy raketoy na uprugom kryile. //Trudy MAI. -2016. - #.90. – S. 6-6.
2. *Leonov A. G., Prohorchuk Yu. A.* Osobennosti komponovochnyih i aerodinamicheskikh shem letatelnyih apparatov pri bolshih sverhzhukovyih skorostyah. //Inzhenernyi zhurnal: nauki i innovatsii. – 2013. - #.3. – s.16-16.
3. *Andreev S. V., Klyuchnikov A. V., Mihaylov E. F.* Perspektivy primeniya metoda dinamicheskoy balansirovki dlya opredeleniya parametrov asimmetrii mass letatel'nogo apparata. // Reshetnevskie chteniya. – 2014. – T.1. – #.18.
4. *Brüel & Kjaer.* Static and Dynamic Balancing, Second Edition. Darmstadt Germany, 2014. – 19 pages.
5. *Matveev V. V., Raspopov V. Ya.* Osnovy postroeniya besplatformen-nyih inertsiialnyih navigatsionnyih sistem. SPb.: GNTs RF ОАО «Kontsern «TsNII «Elektropribor», 2009. 155 s.
6. GOST ISO 1940-1-2007 Vibratsiya. Trebovaniya k kachestvu bala-nsi-rovki zhestkih rotorov. Chast 1. Opredelenie dopustimogo dis-bala-nsa. 2007. 5-14 s.