

Качур Д.Р.

СТІЙКІСТЬ ПРОДОВЖОГО РУХУ ЕКРАНОПЛАНУ ПРИ МАЛИХ ЗОВНІШНІХ ВПЛИВАХ

Основною проблемою при проектуванні екраноплану є проблема забезпечення прийнятної стійкості та керованості. Екраноплан — у широкому сенсі - динамічно нестабільний і складний об'єкт управління. Тому прийнято визначати особливості стійкості та керованості за окремими параметрами, наприклад, за кутом атаки, швидкістю. Також необхідно забезпечити його прийнятні експлуатаційні властивості у процесі їх реалізації на практиці. Оскільки екраноплан є об'єктом дослідження, необхідно враховувати такі фактори, як відстань від екрану (висота польоту) - є одним із визначальних аспектів, що безпосередньо впливають на аеродинамічні характеристики.

Крім того, виявлено нелінійну залежність аеродинамічних характеристик від таких кінематичних параметрів, як: кут атаки, кут відхилення аеродинамічних поверхонь керування. Виникаючі нестаціонарні ефекти мають значний вплив на динаміку руху, тобто значення аеродинамічних коефіцієнтів постійно змінюються з часом. Через близькість підстилаючої поверхні, наявності на ній нерівностей підвищуються вимоги до стійкості та точності управління екранопланом.

Судна, що використовують екранний ефект, являють собою новий клас літальних апаратів, як правило, літаків аеродинамічної конфігурації, орієнтованих на використання переваг польоту в зоні впливу екранного ефекту. Ефект екрану виявляється у збільшенні коефіцієнта підйомної сили та аеродинамічної якості. літака на відстанях від задньої кромки крила до поверхні води, менших за довжину хорди крила. Аеродинамічна якість екраноплану на відносній крейсерській висоті над екраном може бути такою ж, як у сучасних пасажирських літаків. Цей рівень якості досягається при значно нижчих співвідношеннях сторін крил, ніж у літаків.

Ключові слова: *Стійкість руху екраноплану, лінійна теорія руху*

Завдання про стійкість руху екраноплану при стаціонарному продовжньому русі на висоті h і малих обуреннях по куту тангажу, крену та висоті польоту.

При русі екраноплану в безпосередній близькості від водної поверхні, поряд зі збільшенням несучих властивостей крила, виникають ефекти, спричинені впливом обуреної поверхні на повітряну среду і, як наслідок, режим польоту. Виявляється цей вплив у змінах аеродинамічних показників. Тому для спроектованих апаратів з відомою геометрією необхідно виконувати перевірочні розрахунки стійкості руху в зазначених умовах.

У статті розглянуто завдання про стійкість горизонтального руху екраноплану при малих збуреннях з боку водної поверхні, що дозволить залишатися в рамках лінійної теорії руху апарату, та лінійної теорії збурень середовища. У загальному випадку, це дві пов'язані задачі з взаємовпливовими параметрами, і найбільш повне рішення, наскільки це можливо, можна дати лише в результаті імітаційного моделювання, чисельного експерименту, динамічної системи «ЕКРАНОПЛАН – ПОВІТРЯНЕ СРЕДОВИЩЕ – РУХОВИЙ КОРДОН». Кількісний результат такого моделювання дозволить кожному

конкретному апарату оцінити його поведіння на часових інтервалах розрахунку. Проте важливіше отримати якісний аналіз роботи системи із заданою геометрією та характером негарздів для оцінки тенденцій поведінки екраноплану.

Теоретично стійкості польотів зазвичай розглядають статичну та динамічну стійкість. Завдання про статичну стійкість літального апарату зводиться до аналізу умов виникнення сил і моментів на корпусі, що перешкоджають наростанню неузгодженості між негайними та опорними характеристиками руху. Дослідження динамічної стійкості зводиться до аналізу процесу приведення обурених параметрів до опорних. Завдання про динамічну стійкість не має сенсу ставити без позитивної відповіді на статичну.

Рішення про статичну стійкість вимагає розв'язання задачі щодо розподілу сил і моментів на корпусі літального апарату і є загалом аеродинамічним завданням, яке описується частиною зазначеної динамічної системи, а саме «ЕКРАНОПЛАН – ПОВІТРЯНЕ СЕРЕДОВИЩЕ».

Для вирішення задачі про динамічну стійкість необхідний аналіз інтегральної математичної моделі динамічної системи «ЕКРАНОПЛАН – ПОВІТРЯНЕ СЕРЕДОВИЩЕ – РУХОВИЙ КОРДОН». У роботі наведено таку математичну модель цієї системи по компонентно та спосіб інтеграції цих компонентів для аналізу стійкості руху екраноплану.

Система рівнянь руху екраноплану

Розглядаємо супутню систему координат $O\xi\eta\zeta$ і пов'язану жорстко з екранопланом $Oxyz$. Матриця перерахунку координат (ξ, η, ζ) в (x, y, z) при малих кутах має вигляд:

$$A_{\xi}^x = \begin{pmatrix} 1 & \varphi_z(t) & -\varphi_y(t) \\ -\varphi_z(t) & 1 & \varphi_x(t) \\ \varphi_y(t) & -\varphi_x(t) & 1 \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Досліджується горизонтальний рух екраноплану над водною поверхнею на висоті h з поступальною швидкістю V , паралельно площині води. Обурення потоку, обумовлені рухом водної поверхні, викликають зміни аеродинамічних сил, що діють на екраноплан, що позначається на кінематичних характеристиках руху апарату, а саме, змінюватимуться у часі кути крену φ_x та тангажу φ_z , а також значення проєкцій v_x, v_y, v_z поступальної швидкості на осі системи координат $Oxyz$, пов'язана з екранопланом.

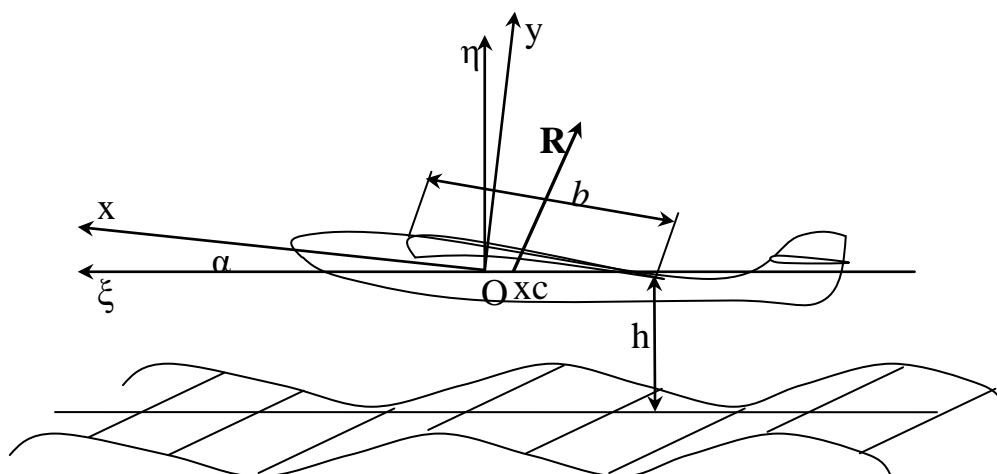


Рисунок 1 – Рух екраноплану над водною поверхнею на висоті h на осі системи координат $Oxyz$

Вважаючи обурення малими, складемо систему лінійних рівнянь руху екраноплана в системі координат $Oxyz$. Введемо позначення:

- $\bar{V} = (v_x, v_y, v_z) = (\dot{q}_1, \dot{q}_2, \dot{q}_3)$; $\bar{\Omega} = (\dot{\phi}_x, \dot{\phi}_y, \dot{\phi}_z) = (\dot{q}_4, \dot{q}_5, \dot{q}_6)$;
- $\mathbf{J} = |J_{ij}|$ - тензор інерції екраноплана;
- $\Lambda = |\lambda_{pr}|$ - тензор приєднаних мас екраноплана.
- m – маса екраноплана.

У цих позначках вектори кількості руху кінетичного моменту надаються наступним чином:

$$\begin{cases} \mathbf{K} = m\bar{V} + \sum_{r=1}^6 \lambda_{pr} \dot{q}_r, p = 1..3 \\ \mathbf{L} = \mathbf{J}\bar{\Omega} + \sum_{r=1}^6 \lambda_{pr} \dot{q}_r, p = 4..6 \end{cases} \quad (2)$$

Тоді в рухомій системі система рівнянь руху мають вигляд

$$\begin{cases} m\dot{\bar{V}} + \sum_{r=1}^6 \lambda_{pr} \ddot{q}_r + \bar{\Omega} \times \left(m\bar{V} + \sum_{r=1}^6 \lambda_{pr} \dot{q}_r \right) = \bar{F} + \bar{\delta}, p = 1..3 \\ \mathbf{J}\dot{\bar{\Omega}} + \sum_{r=1}^6 \lambda_{pr} \ddot{q}_r + \bar{\Omega} \times \left(\mathbf{J}\bar{\Omega} + \sum_{r=1}^6 \lambda_{pr} \dot{q}_r \right) + \bar{V} \times \left(m\bar{V} + \sum_{r=1}^6 \lambda_{pr} \dot{q}_r \right) = \bar{M} + \bar{\sigma}, p = 4..6 \end{cases} \quad (3)$$

де \bar{F} і \bar{M} вектори зовнішніх сил та моментів, а $\bar{\delta}$ і $\bar{\sigma}$ малі обурення. Вважаючи величини \dot{q}_p малими та нехтуючи творами $\dot{q}_p \dot{q}_r$ в (2), отримуємо систему лінійних рівнянь руху екраноплану у звичних позначеннях

$$\begin{cases} (m + \lambda_{11})\dot{v}_x + \lambda_{12}\dot{v}_y + \lambda_{13}\dot{v}_z + \lambda_{14}\ddot{\phi}_x + \lambda_{15}\ddot{\phi}_y + \lambda_{16}\ddot{\phi}_z = F_x + \delta_x \\ \lambda_{21}\dot{v}_x + (m + \lambda_{22})\dot{v}_y + \lambda_{23}\dot{v}_z + \lambda_{24}\ddot{\phi}_x + \lambda_{25}\ddot{\phi}_y + \lambda_{26}\ddot{\phi}_z = F_y + \delta_y \\ \lambda_{31}\dot{v}_x + \lambda_{32}\dot{v}_y + (m + \lambda_{33})\dot{v}_z + \lambda_{34}\ddot{\phi}_x + \lambda_{35}\ddot{\phi}_y + \lambda_{36}\ddot{\phi}_z = F_z + \delta_z \\ \lambda_{41}\dot{v}_x + \lambda_{42}\dot{v}_y + \lambda_{43}\dot{v}_z + (J_{xx} + \lambda_{44})\ddot{\phi}_x + (J_{xy} + \lambda_{45})\ddot{\phi}_y + (J_{xz} + \lambda_{46})\ddot{\phi}_z = M_x + \sigma_x \\ \lambda_{51}\dot{v}_x + \lambda_{52}\dot{v}_y + \lambda_{53}\dot{v}_z + (J_{yx} + \lambda_{54})\ddot{\phi}_x + (J_{yy} + \lambda_{55})\ddot{\phi}_y + (J_{yz} + \lambda_{56})\ddot{\phi}_z = M_y + \sigma_y \\ \lambda_{61}\dot{v}_x + \lambda_{62}\dot{v}_y + \lambda_{63}\dot{v}_z + (J_{zx} + \lambda_{64})\ddot{\phi}_x + (J_{zy} + \lambda_{65})\ddot{\phi}_y + (J_{zz} + \lambda_{66})\ddot{\phi}_z = M_z + \sigma_z \end{cases} \quad (4)$$

Розглянемо сили, що діють на екраноплан. Насамперед - це сила тяги двигунів, вплив повітряного середовища на фюзеляж та крила та сила тяжіння. Вплив середовища на рух екраноплану обумовлено в'язкістю та його формою. Коефіцієнт в'язкого опору залежить від величини безрозмірної швидкості, площі і шорсткості поверхні корпусу і практично не схильний до змін, викликаних малими обуреннями середовища. Коефіцієнти сил і моментів, обумовлених формою апарату, схильні до змін більшою мірою, так як обурення впливають на розподіл тиску по поверхні корпусу. Характер взаємовпливу середовища та апарату дуже складний: середовище змінює положення та рух екраноплана, це в свою чергу створює додаткові аеродинамічні сили та моменти, які мають або компенсаторний характер і роблять рух стійким, або посилюють неузгодження опорних та

поточних параметрів руху, роблячи його нестійким. У другому випадку необхідно створити на корпусі додаткові сили та моменти, що повертають параметри руху у допустимі межі зміни. Це досягається використанням засобів управління - закрилків, керма, тощо, тобто зміною форми екраноплана. Ця зміна, у свою чергу, позначиться на аеродинамічній силі та моменті на корпусі.

Статична стійкість горизонтального руху

Для аналізу статичної стійкості руху екраноплана важливо з'ясувати, які зміни становища та рухи призводять до виникнення компенсуючих сил і моментів, а яких необхідно задіяти засоби управління.

Якісно картина взаємовпливу елементів системи «ЕКРАНОПЛАН – ПОВІТРЯНЕ СЕРЕДОВИЩЕ – РУХОВИЙ КОРДОН» виглядає наступним чином. Обурення водної поверхні викликають зміни поля швидкостей повітряного потоку, що викликає перерозподіл тиску на корпусі екраноплана та зміна аеродинамічних сил та точки їх застосування. Під дією цих сил екраноплан змінює своє положення щодо екрана, що, у свою чергу, так само призводить до зміни розподілу тиску по поверхні корпусу і зміни результуючих сил і центрів докладання. Ці зміни можуть мати компенсуючий ефект та сприяти поверненню до характеристик опорного руху. Розглянемо, які ефекти виникають за характерних змін становища апарату.

У разі виникнення крену φ_x , що несуть властивості крила, розташованого ближче до екрану зростають, а в іншого крила навпаки, зменшуються. Точка застосування аеродинамічної сили \bar{R} на крилі та \bar{R}_1 на хвостових підкрилках зміщуються у бік крену. Ці сили створюють моменти \bar{M}_R і \bar{M}_{R1} , що забезпечують зменшення кута крену та відновлення прямого положення апарату. Проекції \bar{R} і \bar{R}_1 на вісь Oz викликає зміщення апарату у поперечному напрямку. Тобто фюзеляж і хвіст виходять із режиму симетричного обтікання, що викликає обертання апарату щодо осі Oy , та зворотніх φ_y . На вертикальному кермі виникає сила \bar{R}_2 , спрямована в бік, протилежну обертанню. Вона створює момент \bar{M}_{R2} , що компенсує нищпорення.

Зміщення точок застосування сил \bar{R} і \bar{R}_1 вздовж осі Ox сприяє виникненню тангажу φ_z який у свою чергу впливає на величини \bar{R} і \bar{R}_1 , і на точки їх застосування вздовж осі Ox . Залежно від положення центрів тиску щодо центру тяжкості, сили \bar{R} і \bar{R}_1 породжують або момент, що відновлює, або момент, що збільшує кут φ_z . Як відомо, збільшення кута атаки крила понад допустимі значення призводить до катастрофічної втрати його несучої здатності.

З наведеної якісної картини поведінки екраноплану ясна складність взаємовпливу сил і параметрів руху, що робить завдання суттєво нелінійним та проблематичним для аналітичного рішення. Тому виділимо найістотніші фактори:

- \bar{R} - Сила на крилі, \bar{r}_R – радіус-вектор її застосування;
- \bar{R}_1 - сила на горизонтальному хвостовому кермі, \bar{r}_{R1} – радіус-вектор її застосування;
- \bar{R}_2 - сила на вертикальному хвостовому кермі, \bar{r}_{R2} – радіус-вектор її застосування;
- \bar{G} - сила тяжіння, \bar{r}_G – радіус-вектор її застосування;
- \bar{N} - Опір тертя фюзеляжу, прикладена в центрі тяжкості;
- \bar{P} – сила тяги, прикладена у центрі тяжкості.

Опір форми фюзеляжу (добре обтічного тіла), нехтуємо.

Для аналізу статичної стійкості сформулюємо умови. Сила \bar{R} завжди буде створювати відновлюючий момент по тангажу, якщо центр тиску крила зміщуватиметься за центр тяжкості апарату при $\varphi_z > 0$, і перед, якщо $\varphi_z < 0$. Центр тиску сили \bar{R}_1 завжди розташований за центром тяжкості апарату, тому на знак моменту впливатиме напрям самої сили \bar{R}_1 . Конструктивно це досягається симетричним профілем горизонтального хвостового керма. При $\varphi_z > 0$ проекція \bar{R}_1 на вісь Oy позитивна, при $\varphi_z < 0$ - Негативна. У цих випадках момент сили \bar{R}_1 відновлюючий. Тобто сума проєкцій моментів $\bar{M}_{Rz} = (\bar{M}_R + \bar{M}_{R1}) \cdot \bar{k}$ на вісь Oz повинна мати знак, протилежний знаку φ_z

$$\begin{aligned} M_{Rz} &= (x_c - x_G)R_y - (y_c - y_G)R_x + (x_c^1 - x_G)R_{1y} - (y_c^1 - y_G)R_{1x} = \\ &= (x_c - x_G)(R_y + R_{1y}) - (y_c - y_G)(R_x + R_{1x}) \end{aligned} \quad (5)$$

Вертикальне кермо конструктивно завжди породжує момент, що відновлює, зменшує нишпорення. Також сили \bar{R} і \bar{R}_1 завжди породжуватиме момент, що сприяє зменшенню кута крену через те, що збільшується несуча здатність крила, розташованого ближче до екрану, а це викликає зміщення центру тиску по осі Oz у бік крену.

Зі сказаного видно, що статична стійкість горизонтального польоту апарату без активного управління забезпечується правильним вибором крила і кермів для забезпечення необхідних значень сили \bar{R} , \bar{R}_1 і \bar{R}_2 , та правильного розташування їхніх центрів тиску.

Висновок. Політ у безпосередній близькості від поверхні води у вузькому робочому діапазоні висот, що вимірюється частинами тривалості хорди крил, накладає значні обмеження на допустимі маневри літака і змушує інакше розглядати вимоги до характеристик стійкості, керованості та принципів управління екранопланом. Досвід розробки та експлуатації сконструйованих морських екранопланів довів необхідність використання специфічних прийомів пілотування та розробки засобів автоматизації управління, спрямованих на підвищення характеристик стійкості та керованості, забезпечення безпеки польотів та зниження навантаження на пілотів.

У цій статті було розглянуто завдання про стійкість горизонтального руху екраноплану при малих збуреннях з боку водної поверхні, що дозволить залишатися в рамках лінійної теорії руху апарату, та лінійної теорії збурень середовища. Була побудована лінійна математична модель обуреного руху екраноплану щодо опорного стаціонарного поступального руху.

Статична стійкість горизонтального польоту апарату без активного управління забезпечується правильним вибором крила і керма для забезпечення необхідних значень сили \bar{R} , \bar{R}_1 і \bar{R}_2 , та правильного розташування їхніх центрів тиску.

Кількісний результат такого моделювання дозволить для кожного конкретного апарату оцінити його поведінку на тимчасових інтервалах розрахунку та отримати якісний аналіз роботи системи із заданою геометрією та характером обурень для оцінки тенденцій поведінки екраноплану.

ЛИТЕРАТУРА

1. Patria D., Rossi C., Suarez Dominguez R.A., Dominguez S. Nonlinear Control Strategies for an Autonomous Wing-In-Ground-Effect Vehicle.// MDPI Sensors journal, 2021, № 21, 4193. DOI:<https://doi.org/10.3390/s21124193>
2. Белинский В.Г. О Возмущенном движении экранопланов над взволнованной поверхностью моря: Институт гидромеханики НАН Украины, Киев, Том 8, № 3, С. 3-15. 2006
3. Мещеряков И.М. Анализ особенностей воздушного транспорта. Безопасность полетов. Анализ особенностей движения экраноплана в боковом канале : Научный вестник № 149 МДТУ ГА. Москва, 2009
4. Вшивков Ф.В., Галушко Э.А. Математическая модель аэродинамики экраноплана в случае нестационарного обтекания на основе ANSYS : «Эксплуатация и надежность авиационной техники» УДК 629.7.016. 2015.
5. Княжеский А.В., Небылов А.В., Небылов В.А. Увеличение аэродинамического качества экраноплана за счет огибания волн: Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, 2017
6. Пастухов А.И, Галемин Е.К. К задаче о крыле, движущемся вблизи экранирующей поверхности: Вестник МГТУ им. Баумана № 2, 2007
7. Одареев В.А. Динамическая устойчивость экраноплана при переменной скорости полета: Национальный исследовательский Иркутский государственный технический университет, вестник ИрГТУ № 5(45), 2010
8. Маскалик А.И., Нагапетян Р.А., Иваненко В.В., Бутлицкий А.Г. Экранопланы: Транспортные суда XXI века, Санкт-Петербург «Судостроение», 2005
9. Грязин В.Е., Стрелков В.В. Устойчивость, управляемость и принципы автоматизации управления экранопланом на крейсерском режиме полета: Ученые записки ЦАГИ Том XXXV, УДК 629.1.039.015, с. 79-90, 2004
10. Kirill V. Rozhdestvensky Wing-in-ground effect vehicles: ScienceDirect scientific journal, p. 211-283, 2006

REFERENCES

1. Patria D., Rossi C., Suarez Dominguez R.A., Dominguez S. Nonlinear Control Strategies for an Autonomous Wing-In-Ground-Effect Vehicle.// MDPI Sensors journal, 2021, № 21, 4193. DOI:<https://doi.org/10.3390/s21124193>
2. Belinskiy V.G. On the disturbed movement of ekranoplanes over the rough surface of the sea: Institute of hydromechanics NAN in Ukraine, Kiev, Volume 8, № 3, p. 3-15, 2006
3. Mescheryakov I.M. Analysis of the features of air transport. Flight safety. Analysis of the features of the movement of the ekranoplan in the side channel: Scientific Bulletin №149 IDTU Moscow, 2009
4. Vshikov F.V., Galushko E.A. The Mathematical model aerodynamic of ekranoplan in case of non-stationary flow around ANSYS: Operation and reliability of aviation equipment, 2015
5. Knyazeskiy A.V., Nebilov A.V., Nebilov V.A. Increasing the aerodynamic quality of an ekranoplan due to wave bending: St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, 2017
6. Pastuhov A.I., Galemin E.K. On the problem of a wing moving near a screening surface: Scientific bulletin IGTU № 2, 2007

7. Odareev V.A. Dynamic stability of the ekranoplan close to the wave under the variable speed of flight: National Research Irkutsk Technical University, 2010
8. Maskalik A.I., Nagapetyan R.A., Ivanenko V.V., Butlitskiy A.G. Ekranoplans – transport vessel of XXI century, Saint-Petersburg “Shipbuilding”, 2005
9. Gryazin V.E., Strelkov V.V. Stability, handling and principles automation of screen management on cruise flight: Scientific notes of TSAGI, 2004
10. Kirill V. Rozhdestvensky Wing-in-ground effect vehicles: ScienceDirect scientific journal, p. 211-283, 2006

Kachur Dmytro

SUSTAINABILITY OF EKRAÑOPLAN MOVEMENT WITH SMALL EXTERNAL INFLUENCES

A basic problem at planning of ekranoplan is a problem of providing of acceptable firmness and controllability. Wing in ground effect craft - in wide sense - dynamically unstable and difficult object. It is therefore accepted to determine the features of firmness and controllability on separate parameters, for example, after the corner of attack, speed. It is also necessary to provide him acceptable operating properties in the process of their realization in practice.

As an air-craft-in-ground-effect is a research object, it is necessary to take into account such factors, as distance from a screen (height of flight) - is one of aspects that directly influence on aerodynamic descriptions. In addition, the nonlinear dependence of aerodynamic characteristics on such kinematic parameters as: angle of attack, angular deviations of aerodynamic control surfaces was revealed. Emerging non-stationary effects have a significant impact on the dynamics of movement, ie the value of aerodynamic coefficients is constantly changing over time. Due to the proximity of the underlying surface, the presence of irregularities on it increases the requirements for stability and accuracy of control of the ekranoplan.

Vessels that use the screen effect are a new class of aircraft, usually aerodynamic configurations, focused on taking advantage of flight in the area of influence of the screen effect. The effect of the screen is manifested in the increase in the coefficient of lift and aerodynamic quality. aircraft at distances from the rear edge of the wing to the water surface less than the length of the chord of the wing. The aerodynamic quality of the ekranoplan at relative cruising altitude above the screen may be the same as that of modern passenger aircraft. This level of quality is achieved at much lower wing aspect ratios than aircraft.

Key words: *Stability of the ekranoplan movement, linear theory of motion*