

ВПЛИВ АЕРОДИНАМІЧНОГО СЛІДУ АВІАНЕСУЧОГО СУДНА НА ДИНАМІЧНІ ПАРАМЕТРИ СУПУТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

С.В. Терлич

к.т.н., доцент кафедри «Суднобудування та ремонт суден»,
Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова,
Херсон (Херсонська філія), Україна,
ORCID ID: 0000-0002-6044-3087

Анотація

Вступ. Турбулентність в атмосфері є одним із основних факторів ризику для авіації. Великі вихори, які виникають при обтіканні складного рельєфу берегової місцевості та стаціонарних берегових споруд, а також як й атмосферний супутній слід за авіанесучим судном, є серйозною загрозою для літальних апаратів, що здійснюють зліт або посадку. Актуальність. Залежно від обставин літальний апарат, який потрапляє у вихоровий слід за судном, може відчувати сильні збурення підйомної сили, моментів крену, рискання й тангажуючого моменту. Саме обмеження у вихровій безпеці в основному визначають мінімальні дистанції між кораблем і літальним апаратом при посадці. Зліт і посадка на палубу авіаносного корабля є найскладнішими режимами пілотування. **Метою** дослідження є моделювання обтікання надводної частини судна повітряним потоком і формування когерентних структур від його корпусу й надбудов (рубок, щогл, спеціальних пристроїв) під час руху судна, його швартування або стоянки на якорі, урахування впливу хитавиці судна на формування й еволюцію когерентних структур атмосферного супутнього сліду, оцінка параметрів впливу збуреного потоку від судна на літального апарату. **Методи та технології.** Під час дослідження застосовано сіткові методи розв'язання початково-крайових задач прикладної аеродинаміки (RANS: Reynolds-averaged Navier-Stokes) [2] і технології штучних нейронних мереж [3]. **Отриманий результат** не враховує в'язкої структури вихорів та «оцінки зверху» ступеня небезпечності вихорового сліду для літального апарату в супутньому сліді корабля. З іншого боку, вихоровий слід, який отримано сітковим методом, у силу високої схемової в'язкості, ураховуючи рихлу структуру вихорів, дає змогу дати «оцінку знизу». Зокрема, на рис. 6 спостерігається сплиття вихорового кластера (вихорів протилежного знаку) на значну висоту відносно поверхні моря. **Висновки.** 1. Створено комп'ютеру модель обтікання надводного корпусу та рубки судна повітряним потоком. 2. Отримано графічні залежності впливу хитавиці судна на формування супутнього аеродинамічного сліду за судном. 3. Виконано оцінку параметрів впливу збуреного потоку на літальні апарати в супутньому сліді в атмосфері за судном.

Ключові слова: авіанесучі цивільні судна, вихоровий слід, динаміка літального апарату.

THE INFLUENCE OF AIRCRAFT VESSEL AERODYNAMIC TRACK
ON DYNAMIC PARAMETERS FOR ASSOCIATED AIRCRAFT

S.V. Terlych

PhD in Engineering, Associate Professor of the Department
“Shipbuilding & Ship Repair”,
Admiral Makarov National University of Shipbuilding, Kherson, Ukraine,
ORCID ID: 0000-0002-2627-9463

Summary

Introduction. Atmospheric turbulence is a major risk factor for aviation. Large vortices that occur around the complex terrain and stationary coastal structures, as well as the atmospheric associated trail behind the aircraft carrier, are a serious threat to aircraft taking off or landing. Relevance. Depending on the circumstances, an aircraft that enters a vortex trail behind a ship may experience severe disturbances in lift, heeling, jerking, and pitch. It is the vortex safety constraints that mainly determine the minimum distances between the ship and the aircraft during landing. Takeoff and landing on the deck of an aircraft carrier are the most difficult modes of piloting. The **purpose** of the study is to simulate the flow of the surface of the vessel by air flow and the formation of coherent structures from its hull and superstructures (logging, masts, special devices) during the movement of the vessel, its mooring or anchorage, taking into account the impact of ship rocking on accompanying trace and assessment of the parameters of the impact of the disturbed flow from the vessel on the aircraft. Methods and technologies. The study used grid methods to solve the initial-boundary value problems of applied aerodynamics (RANS: Reynolds-averaged Navier – Stokes) [2] and artificial neural network technology [3]. The **results** does not take into account the viscous structure of the vortices and the “top-down” assessment of the degree of danger of the vortex trail to the aircraft in the accompanying trail of the ship. On the other hand, the vortex trace obtained by the grid method, due to the high circuit viscosity, given the loose structure of the vortices, allows to give a “bottom estimate”. In particular, in fig. 6 there is an interweaving of a vortex cluster (vortices of opposite sign) at a considerable height relative to the sea surface. **Conclusions.** 1. The computer has a model of the surface of the surface hull and the cabin of the ship by air flow. 2. Graphical dependences of the influence of the ship's wobble on the formation of the accompanying aerodynamic track behind the ship are obtained. 3. The estimation of parameters of influence of the disturbed trace on aircraft in the accompanying trace in the atmosphere behind the vessel is executed.

Key words: aircraft vessels, vortex trail, aircraft dynamics.

Вступ. У наш час уже відомо, що турбулентність в атмосфері є одним із основних факторів ризику для авіації. Великі вихори, які виникають при обтіканні складного рельєфу берегової місцевості та стаціонарних берегових споруд, а також як й атмосферний супутній слід за авіанесучим судном (далі – АС), є серйозною загрозою для літальних апаратів (далі – ЛА), що здійснюють зліт або посадку. Варто зазначити, що в сучасному суднобудуванні все більш проектів передбачають можливість посадки, базування й навіть обслуговування гелікоптерів: великі

транспортні судна – для лоцманського сервісу, промислові – для рибопошуку та інспекції, патрульні – для візуальної розвідки й постановки гідроакустичного обладнання. Одним зі шляхів підвищення безпеки польоту є створення моделюючих систем і комплексів, які реалістично відображають вплив турбулентних течій на ЛА.

Постановка проблеми. Історія авіаційних катастроф описує багато прикладів, у яких причиною фатального результату стала неготовність екіпажу ЛА до ситуації потрапляння в зони турбулентності ясного неба (далі – ТЯН). До таких ситуацій можна віднести потрапляння у вихровий слід за рухомим судном, зрушення вітру, атмосферні вихори. При цьому залежно від обставин ЛА, що потрапляє в нього, може відчувати сильні збурення підйомної сили, моментів крену, ризику й тангажуючого моменту. Поперечний перетин вихрового сліду небезпечний з точки зору динамічних навантажень і можливого пошкодження конструкції ЛА. Відомі випадки втрати двигуна в результаті попадання у вихровий слід [1]. Саме обмеження у вихровій безпеці в основному визначають мінімальні дистанції між ЛА при посадці й у підсумку пропускну здатність летовища. Зліт і посадка на палубу авіаносного корабля є найскладнішими режимами пілотування. При здійсненні таких операцій льотчик відчуває сильне навантаження, тому достовірне моделювання цих режимів є одним із важливих завдань сучасної корабельної аеродинаміки та теорії безпеки польотів.

Формулювання цілей статті. Дослідження передбачає розв’язання наступних завдань:

- моделювання обтікання надводної частини судна повітряним потоком і формування когерентних структур від його корпусу і надбудов (рубок, щогл, спеціальних пристроїв) під час руху судна, його швартування або стоянки на якорі;
- урахування впливу хитами судна на формування й еволюцію когерентних структур атмосферного супутнього сліду;
- оцінка параметрів впливу збуреного потоку від судна на ЛА (на прикладі гвинтокрилу).

Наукова новизна дослідження полягає в удосконаленні та створенні нових, комплексних підходів до моделювання впливу атмосферної турбулентності за судном на аеродинамічні характеристики ЛА й оцінки цих характеристик:

- отримати нові знання про характеристики течії в атмосферній зоні авіанесучих суден, структуру й еволюцію атмосферного супутнього сліду за ними з урахуванням впливу профілю вітру, атмосферної турбулентності й хитами;
- визначити аеродинамічні характеристики дослідженої моделі гвинтокрилу, який здійснює рух у збуреній течії, що створюють авіанесучі судна.

Методи та технології. Під час дослідження застосовано сіткові методи розв’язання початково-крайових задач прикладної аеродинаміки (RANS: Reynolds-averaged Navier–Stokes) [2] і технології штучних нейронних мереж [3].

Достовірність результатів обґрунтовується верифікацією розрахункових методів за допомогою методу максимумів тиску [4] та отриманих на його базі критеріїв, проведенням попередніх прикладних розрахунків за достатністю кількості вузлів розрахункових сіток і розмірів розрахункової ділянки, вибору топології розрахункових сіток, оцінкою апроксимації та збіжності.

Виклад основного матеріалу. Поверхня гвинтокрилу моделюється сукупністю чотирикутних панелей з розподіленими на них джерелами й вихорами постійної інтенсивності в межах панелі. Несучі елементи фюзеляжу, консолей, механізації моделюється панелями зі шматково-лінійним по хорді розподілом завихреності та шматково-постійним розподілом джерел і стоків. Гвинтокрил умовно поміщено в «заморожене» поле швидкостей, яке обчислене за допомогою рішення крайової задачі для рівняння Рейнольдса:

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_j \bar{u}_i}{\partial x_j} = \rho \bar{f}_i + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[-\bar{p} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \bar{u}'_i \bar{u}'_j \right], \quad (1)$$

де $\rho \frac{\partial \bar{u}_j \bar{u}_i}{\partial x_j}$ – змінення кількості руху газу;

$\rho \bar{f}_i$ – дія зовнішніх сил;

$\bar{p} \delta_{ij}$ – сили тиску;

$\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right)$ – дія зусиль за рахунок в'язкості;

$-\rho \bar{u}'_i \bar{u}'_j$ – турбулентні напруження.

Параметри повітряного потоку на поверхні води будуть істотно впливати на течії навколо корабля. Варто зазначити, що наявні публікації на цю тему описують в основному тільки випадки потенційного профілю вітру, коли вертикальний силовий складник відсутній ($\text{rot} \bar{u}_z = 0$), де характеристики турбулентності можна отримати виключно шляхом чисельного моделювання задачі в нестационарній постановці [5], для чого необхідні великі обчислювальні потужності, ніж ті, які наведено в дослідженні.

Урахування впливу хитаவிці, стійкості на курсі та керованості корабля виконано в спрощеній постановці [6]. Таке рішення прийняте через те, що пряме чисельне моделювання цього явища вимагає використання технологій сіток, які деформуються, та реалізації початково-крайових умов при розв'язанні нестационарної задачі для системи рівнянь Нав'є-Стокса, осередненої за Рейнольдсом (URANS: The Unsteady Reynolds-Aver aged Navier-Stokes), тому час розрахунків значно збільшується. При цьому може бути знижена точність розрахунків та існує ймовірність відсутності можливості створити досить повну базу за відносно короткий час.

Саме це дає можливість **розв'язання багатодисциплінарної задачі**, яка об'єднує методи теорії корабля, динаміку атмосфери (сіткові методи), аеродинаміку ЛА (на прикладі гвинтокрилу) у збуреному потоці (панельні методи), чисельні методи розв'язання початково-крайових задач (методи скінченого об'єму та граничних елементів), прикладну математику й технології штучних нейлонових мереж (ШНМ).

Блок-схема запропонованого методу та його інтеграції в програмне забезпечення наведено на рис. 1.

При розв'язанні моделювання задачі вихорового сліду за допомогою дискретних вихорів у дослідженні застосовано вихори Ренкіна, профіль швидкості яких

схематично зображено на рис. 2, з ядром сталої завихреності ω_0 , радіусу a , що виключає особливості в центрі вихору. Для внутрішніх точок вихору справедливе рівняння [7]:

$$u - iv = \frac{\omega}{2\pi i} \int_0^a \int_0^{2\pi} \frac{r_0 dr_0 d\theta_0}{z - r_0 e^{i\theta_0}} = -\frac{\omega}{2\pi} \int_0^a r_0 dr_0 \int_{K(r_0)} \frac{dz_0}{z_0(z - z_0)}, \quad (2)$$

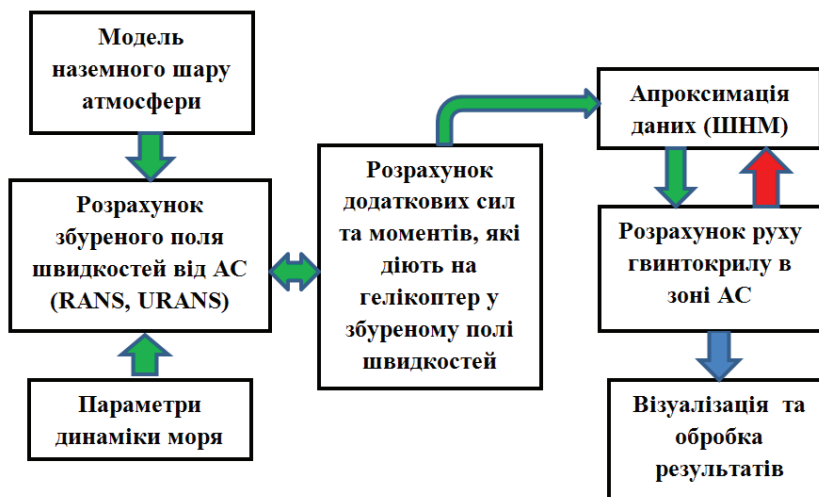


Рис. 1. Обчислювальний модуль розрахунку руху гвинтокрила в турбулентній зоні корабля

де $K(r_0)$ – окружність із радіусом r_0 , вздовж неї $d\theta_0 = \frac{dz_0}{iz_0}$, $(z_0 = r_0 e^{i\theta_0})$, внутрішній інтеграл становитиме $\frac{2\pi i}{z}$, тоді рівняння (2) матиме вигляд:

$$u - iv = \frac{\omega \pi r^2}{2\pi i z} = -\frac{1}{2} \omega r i e^{-i\theta}. \quad (3)$$

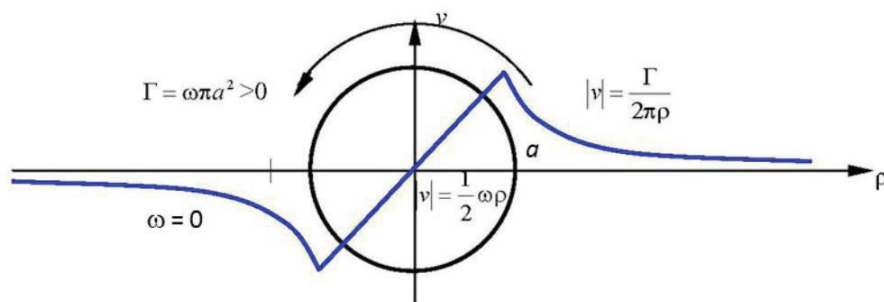


Рис. 2. Профіль швидкості (вихор Ренкіна)

Якщо точка $z = r e^{i\theta}$ знаходиться поза колом радіусу a , то внутрішній інтеграл:

$$\int_{K(r_0)} \frac{dz_0}{z_0(z-z_0)} = \frac{1}{z} \int_{K(r_0)} \left[\frac{1}{z_0} + \frac{1}{z-z_0} \right] dz_0 =$$

$$= \frac{1}{z} \left[\ln z_0 \Big|_{K(r_0)} - \ln(z-z_0) \Big|_{K(r_0)} \right] = \frac{1}{z} [2\pi i - 0],$$

звідки $u - iv = -\frac{\omega}{2\pi} \frac{a^2}{2} \frac{2\pi i}{z} = \frac{\omega \pi a^2}{2\pi i z} = \frac{\Gamma}{2\pi i} \frac{1}{z} = -\frac{\Gamma}{2\pi r} ie^{-i\theta}$, тобто те саме, як для точкового вихору, який має таку ж циркуляцію. Напрямок швидкості визначається множителем $-ie^{-i\theta}$. При $\Gamma > 0$ вектор швидкості направлений у сторону зростання θ (перпендикулярно до r).

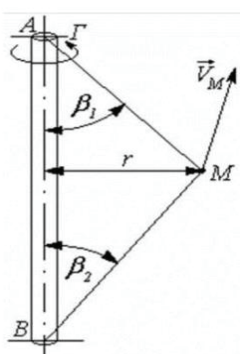


Рис. 3. Поле швидкостей потенційного вихору

Збурену швидкість V в будь-якій точці M простору на відстані r від відрізка AB потенційного вихору (рис. 3) визначено за залежністю Біо-Савара [8]:

$$V_M = \frac{\Gamma}{4\pi r} (\cos \beta_1 + \cos \beta_2),$$

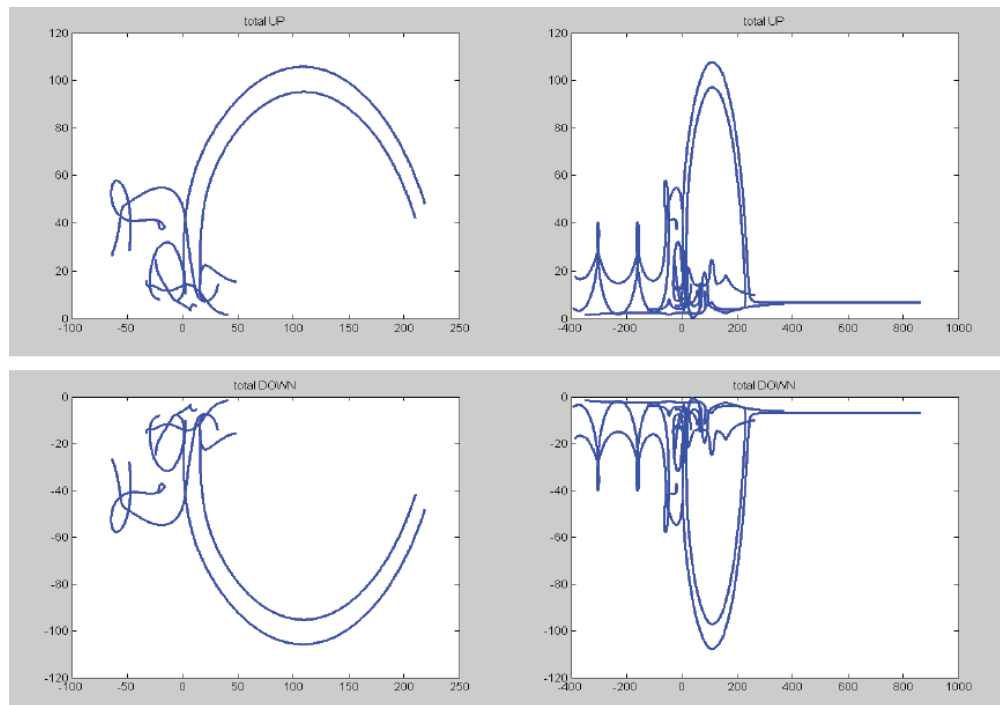
де Γ – задана циркуляція швидкості; β_1 та β_2 – кути, під якими видимі кінці відрізка AB з точки M . У програмному комплексі CARWAT змодельовано динаміку вихорового сліду поблизу поверхні моря за рекомендаціями [9; 10]. Слід складається з N вихорів і такої ж кількості дзеркально-відображених вихорів, які моделюють умови непротікання. Візуалізацію здійснено в блоці GRAF (рис. 4 та рис. 5).

Оцінка результатів. Отриманий результат не враховує в'язкої структури вихорів та «оцінки зверху» ступеня небезпечності вихорового сліду для ЛА в супутньому сліді корабля. З іншого боку, вихоровий слід, який отримано сітковим методом, у силу високої схемової в'язкості, урахуваючи рихлу структуру вихорів, дає змогу дати «оцінку знизу». Зокрема, на рис. 6 спостерігається сплиття вихорового кластера (вихорів протилежного знака) на значну висоту відносно поверхні моря.

Висновки. Отже, на основі викладеного вище можемо резюмувати таке:

1. Створено комп'ютеру модель обтікання надводного корпусу та рубки судна повітряним потоком.

2. Отримано графічні залежності впливу хитавиці судна на формування супутнього аеродинамічного сліду за судном. 3. Виконано оцінку параметрів впливу збуреного потоку на літальні апарати в супутньому сліді в атмосфері за судном



*Рис. 4. Положення вихорів у сліді за кораблем
(ліворуч із дисипацією 20 секунд, праворуч – 100 секунд)*

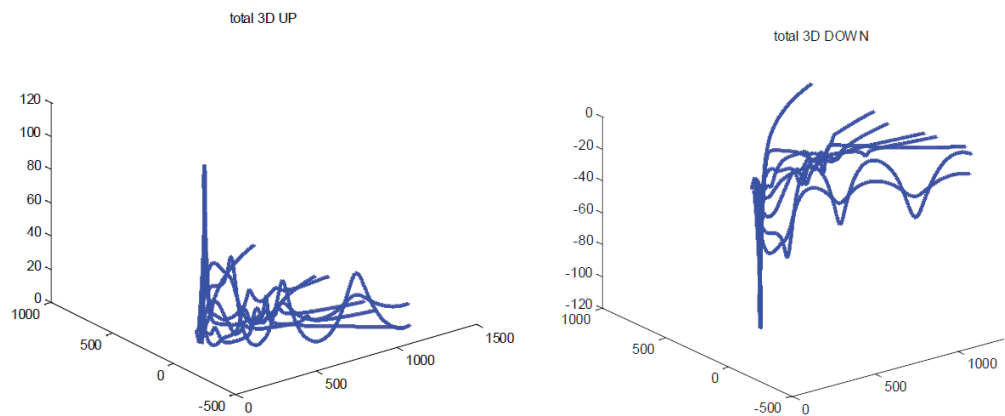


Рис. 5. Положення сліду у вихорі за кораблем із дисипацією 100 секунд 3D

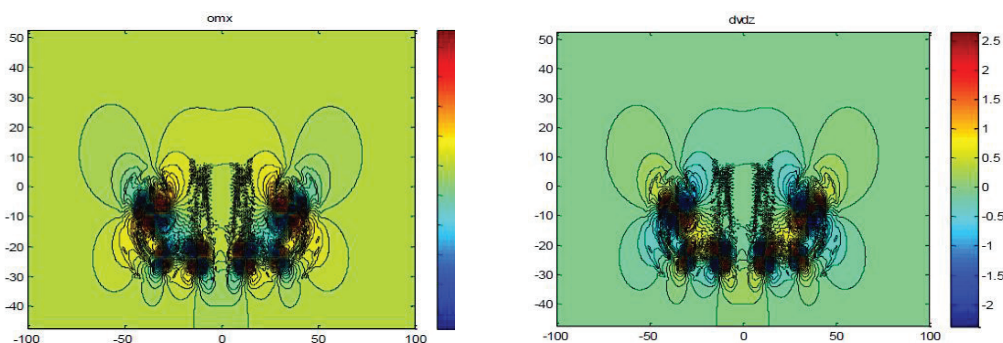


Рис. 6. Поле $\frac{d\upsilon}{dz}$ ліворуч і поздовжньої компоненти (праворуч) завихореності; розроблено в блоці *CohrStr* (*CARWAT*) методом *RANS*

ЛІТЕРАТУРА

1. Терлич С.В. Дослідження впливу аеродинамічного сліду авіа несучого судна на динамічні параметри супутніх літальних апаратів. *Сучасні енергетичні установки на транспорті і технології та обладнання для їх обслуговування* : матеріали XII Міжнародної науково-практичної конференції Матеріали XII Міжнародної науково-практичної конференції. Херсон : ХДМА, 2021. С. 37–42.
2. Коптев А.В. Структура решений уравнений Навье-Стокса: Некоторые актуальные проблемы современной математики и математического образования. *Герценовские чтения-2014*. Санкт-Петербург : Изд-во РГПУ им. А.И. Герцена, 2014. С. 71–74.
3. Holzäpfel F., Misaka T., Hennemann I. Wake-vortex topology, circulation, and turbulent exchange processes. *AIAA Paper*. 2010. V. 7992. P. 1–16.
4. Paszko M. Infrared signature suppression systems in modern military helicopters. *Sciendo*. 2017. № 3 (248). P. 63–83.
5. Саланда І.П., Барабаш О.В., Мусієнко А.П. Система показників та критеріїв формалізації процесів забезпечення локальної функціональної стійкості розгалужених інформаційних мереж. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2017. Вип. 1 (41). С. 122–126.
6. Корняков А.А., Босняков И.С., Судаков Г.Г. Расчет поля скоростей в окрестности корабля при его движении, наличии градиентного ветра и качки. *Труды Московского физико-технического института*. 2015. Т.7. № 1 (25). С. 28–35.
7. Чернов В.Г., Павленко В.Ю., Андрусеник А.В. Методика оцінки точності наведення винищувачів на повітряні цілі за величиною курсового кута цілі. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*. 2016. № 2. С. 62–64.
8. Моделирование на пилотажном стенде посадки самолета на авианесущий корабль / А.А. Корняков, О.В. Анимича, И.С. Босняков, Ю.Н. Свириденко, Г.Г. Судаков. *Труды ЦАГИ*. 2016. № 2752. С. 34–61.

9. Худов Г.В., Таран І.А. Методика синтезу раціональної структури підсистеми розвідки системи протиповітряної оборони з використанням генетичного алгоритму. *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*. 2016. № 2 (23). С. 25–31.
10. Лучик Н.Ю., Цибро Є.Г. Методика корегування відхилень літака для виводу його на заданий напрямок. *Збірник наукових праць Харківського національного університету Повітряних Сил*. 2020. № 2 (64). С. 69–73.

REFERENCES

1. Terlych S.V. (2021) Investigation of the influence of the aerodynamic trace of an aircraft carrier on the dynamic parameters of related aircraft [Doslidzhennya vplyvu aerodynamichnoho slidu avia nesuchoho sudna na dynamichni parametry sputnykh lital'nykh apparativ] // Proceedings of the XII International scientific-practical conference «Modern power plants in transport and technologies and equipment for their maintenance». – Kherson. – KSMA. – P. 37–42 [in Ukrainian].
2. Koptev A.V. (2014) The structure of solutions of the Navier-Stokes equations: Some current problems of modern mathematics and mathematical education [Struktura reshenyi uravneniy Nave-Stoksa: Nekotorye aktualnye problemy sovremennoi matematyky y matematycheskoho obrazovaniya] // Herzen readings – SPb.: RGPU after AI Herzen, pp. 71–74 [in Russian].
3. F. Holzäpfel, T. & Misaka, I. Hennemann (2010) Wake-vortex topology, circulation, and turbulent exchange processes // AIAA Paper. V. 7992. P. 1–16 [in English].
4. Paszko M. (2017) Infrared signature suppression systems in modern military helicopters. *Sciend. No. 3(248)*. P. 63–83 [in English].
5. Salanda I.P., Barabash O.V. & Musinko A.P. (2017) The system of indicators and criteria for the formalization of processes for the maintenance of local functionalities of information distribution [Systema pokaznykiv ta kryteriyiv formalizatsiyi protsesiv zabezpechennya lokal'noyi funktsional'noyi stiykosti roz'haluzhenykh informatsiynykh merezh] / Management systems, navigation and communication. – #. 1 (41). – P. 122–126 [in Ukrainian].
6. Korniyakov A.A., Bosnyakov I.S. & Sudakov G.G. (2015) Calculation of the velocity field in the vicinity of the ship during its movement, the presence of a gradient wind and rolling (Raschet polya skorostey v okrestnosti korablya pri yego dvizhenii, nalichii gradiyentnogo vetra i kachki) // Proceedings of the Moscow Institute of Physics and Technology. T. 7. No. 1 (25). P. 28–35 [in Russian].
7. Chernov V.G., Pavlenko V.Y. & Andrusenik A.V. (2016) Methods for assessing the accuracy of aiming fighters at air targets by the value of the course angle of the target [Metodyka otsinky tochnosti navedennya vynyshchuvachiv na povitryani tsili za velychynoyu kursovoho kuta tsili] /

- Science and Technology of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine. – № 2. – P. 62–64 [in Ukrainian].
8. Korniyakov A.A., Animitsa O.V., Bosnyakov I.S. & Sviridenko Yu.N., Sudakov G.G. (2016) Modeling on the aerobatic stand of landing an aircraft on an aircraft carrier (Modelirovaniye na pilotazhnom stende posadki samoleta na avianesushchiy korabl') // Proceedings of CAHI. No. 2752. p. 34–61 [In Russian].
 9. Khudov G.V. & Taran I.A. (2016) Methods of synthesis of the rational structure of the reconnaissance subsystem of the air defense system using a genetic algorithm [Metodyka syntezy ratsional'noyi struktury pidsystemy rozvidky systemy protypovitryanoyi oborony z vykorystanniam henetychnoho alhorytmu] / Science and Technology of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine. – № 2 (23). – P. 25–31 [in Ukrainian].
 10. Luchy N. Yu. & Tsibro E.G. (2020) The method of correcting the deviations of the aircraft to bring it in a given direction [Metodyka korehuvannya vidkhylen' litaka dlya vyvodu yoho na zadanyy napryamok]. Collection of scientific works of Kharkiv National University of the Air Force. – № 2 (64). P. 69–73 [In Ukrainian].