

experimental results of the clouds analysis are presented.

References

1. Experience super weather forecast based on analysis of time series of meteorological parameters. [Electronic resource] – Link: http://www.rameslab.ru/3/index.php?ELEMENT_ID=5

2. Continuous analysis and monitoring of the weather situation, [Electronic resource] – Link: <http://files.fip.rshu.ru/2/doc/1-3.pdf>

3. Satellite Meteorology, lectures [Electronic resource] – Link: http://cimss.ssec.wisc.edu/satmet/modules/5_sat_images/si-14.html#tag

4. «Satellite meteorology», M. German, Hydrometeoizdat, 2007

H. Nezamabadi-pour, E. Kabir, “Image retrieval using histograms of unicolor and bicolor blocs and directional changes in intensity gradient” //

Pattern Recognition Letters, vol. 25, n. 14, p. 1547-1557, 2004.

5. T. Gevers, A. Smeulder, Content-based image retrieval by viewpoint invariant color indexing // Image Vision Comput, n.17, p. 475–488, 1999.

6. F. Mokhtarian, S. Abbasi, “Shape similarity retrieval under affine transforms” // Pattern Recognition, vol. 35, p. 31-41, 2002.

7. A.K. Jain, A. Vailaya, “Image retrieval using colour and shape” // Pattern Recognition, vol. 29, n. 8, p. 1233-1244, 1996.

8. V. Mezaris, I. Kompatsiaris, M.G. Strintzis, An ontology approach to object-based image retrieval // Proceedings of the ICIP, vol. II, p. 511–514, 2003.

9. B.S. Manjunath, W.Y. Ma, “Texture feature for browsing and retrieval of image data” // IEEE PAMI, vol. 8, n. 18, p. 837-842, 1996.

10. J. Liu, X Zhou, W.Y. Ma, Extraction of texture features from arbitrary-shaped regions for image retrieval, International Conference on Multimedia and Expo p. 1891–1894, 2004.

ПРОБЛЕМАТИКА ВІДОБРАЖЕННЯ РІВНЯННЯ РУХУ ЦЕНТРУ МАС ЛІТАКА В ПРОЕКЦІЯХ НА ОСІ ТРАЄКТОРНОЇ СИСТЕМИ КООРДИНАТ

Мірошниченко І.В.,

*Старший викладач,
Національний технічний університет України "Київський політехнічний
інститут", Київ, Україна*

Ніколаєва К.А.,

*Національний технічний університет України "Київський політехнічний
інститут", Київ, Україна*

EQUATION PROBLEMS DISPLAY THE CENTER OF MASS PLANES IN PROJECTION ON THE AXIS TRAJECTORY COORDINATE SYSTEM

Miroshnichenko I.V.,

*Senior Lecturer,
National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic
Institute", Kyiv, Ukraine*

Nikolaeva K.A.,

*National Technical University of Ukraine "Kyiv
Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine*

Анотація

В статті запропоновано підхід, що до використання розвиненого апарата теоретичних та експериментальних досліджень складних фізичних явищ, потужних обчислювальних засобів та методів чисельного рішення різноманітних завдань по визначенню

аеродинамічних характеристик літальних апаратів, їх літних даних, пошуку їх оптимальних параметрів і режимів польоту.

Об'єкт дослідження – траєкторія космічних літальних апаратів і авіаційних літальних апаратів.

Мета роботи – розрахунок оптимальної траєкторії та визначення параметрів і режимів польоту.

Метод дослідження – статистичний аналіз літних даних, оптимальних параметрів і режимів польоту.

Динаміка польоту літака, або аеромеханіка, є науковою дисципліною, яка розглядає питання, пов'язані з дослідженням траєкторій руху літака, його стійкості і керованості. Дана програмна система спирається на основні положення теоретичної механіки, аеродинаміки, теорії автоматичного управління та інших дисциплін. Зважаючи на велику складність завдання дослідження руху літака зазвичай вирішується в два етапи.

На першому етапі літак розглядається як керована матеріальна точка з масою, рівною масі літака, яка здійснює рух під дією сил, прикладених до всього літака. Це дозволяє розраховувати траєкторію і вивчити різні режими польоту літака (горизонтальний політ, набір висоти, зниження, зліт, посадку, маневри та інше). На цьому етапі визначаються льототехнічні характеристики літака: діапазони висот і швидкостей, в яких можливий безпечний політ літака з урахуванням обмеження допустимих режимів польоту; дальність і тривалість польоту; маневрені характеристики; злітнопосадочні характеристики.

На другому етапі літак розглядається як матеріальне тіло, що рухається під дією моментів сил, прикладених до літака. На цьому етапі визначаються моменти, що діють на літак; характеристики його стійкості і керованості; досліджуються питання забезпечення стійкості і керованості літака [1].

Результати статті можуть бути упродовжені у моделюванні у галузі авіації та космонавтики.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – пошук оптимальної траєкторії.

Ключові слова: статистичний аналіз літних даних, розрахунок оптимальної траєкторії.

ABSTRACT

The article suggested approach for using the machine developed theoretical and experimental studies of complex physical phenomena powerful computational tools and methods for the numerical solution of various tasks to determine the aerodynamic characteristics of aircraft, their summertime data, finding their optimal parameters and modes of flight.

Object of study - the trajectory of the spacecraft and aviation aircraft.

Purpose - calculation and determination of the optimal trajectory parameters and modes of flight.

Method research - a statistical analysis of flight data, the optimal parameters and modes of flight.

The dynamics of flight, or aeromechanics a discipline that considers issues related to the study of trajectories of aircraft, its stability and handling. This software system is based on the main provisions of theoretical mechanics, aerodynamics, automatic control theory and other disciplines. Given the very difficult task of research aircraft movement usually solved in two stages.

In the first phase plane is seen as controlled material point with a mass equal to the mass of the aircraft, which carries traffic under the influence of forces applied to all aircraft. This allows you to calculate the trajectory and explore different modes of flight (horizontal flight, climb, decline, takeoff, landing, maneuvers, etc.). At this stage, the lotnotehnichni performance data: range of altitudes and speeds, where possible safe flight considering restrictions permissible modes of flight; range and duration of flight; maneuvering characteristics; zlitnuposadochni characteristics.

In the second phase the aircraft is considered as material body moving under action points forces applied to the aircraft. At this stage, the moments acting on the aircraft; its characteristics of stability and controllability; investigated the issue of stability and controllability of the aircraft. [1]

Results of articles can be introduced in the simulation of Aeronautics and Astronautics.

Projected assumptions about development of object of research - the search for the optimal trajectory.

Keywords: statistical analysis of flight data, calculation optimal trajectory.

Інтенсивність повітряного руху наприкінці ХХ століття призвела до посилення вимог, що накладаються на траєкторію польоту цивільного літального апарату. У той же час зростання цін на авіаційне паливо, технічне обслуговування літальних апаратів і вартість їх компонентів призводять до необхідності оптимізації траєкторії руху літального апарату та оптимізації розрахунку траєкторій із застосуванням сучасних технологій. Таким чином, актуальність роботи обумовлена необхідністю підвищення економічної ефективності експлуатації літального апарату шляхом моделювання траєкторії польоту та стабілізації літального апарату згідно цій траєкторії від злету до посадки.

Розглянемо рух твердого тіла щодо інерціальної системи відліку, тобто системи, яка переміщується поступально, прямолінійно і рівномірно.

З основних теорем динаміки твердого тіла випливає, що:

$$\frac{d\vec{Q}}{dt} = \vec{F}, \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}, \quad (1)$$

де \vec{Q} - головний вектор кількості руху твердого тіла, \vec{K} - головний момент щодо центру мас кількості руху твердого тіла; \vec{F} - головний вектор зовнішніх сил, що діють на тверде тіло, \vec{M} - головний момент щодо центру мас зовнішніх сил, діючих на тверде тіло.

Літак є системою змінного складу. Отримаємо рівняння руху його твердої оболонки, використовуючи принцип затверділості. Згідно з цим принципом рівняння руху твердої оболонки літака має вигляд рівняння руху твердого тіла, якщо уявити, що система в даний момент часу затверділа, і до отриманого фіктивного твердого тіла прикладені зовнішні сили, що діють на систему, наприклад реактивні сили, внутрішні сили Коріоліса і варіаційні сили.

Реактивні сили обумовлені приєднанням і відділенням часток. Внутрішні коріолісові сили інерції виникають через відносного руху мас усередині твердої оболонки тіла при її обертанні, в більшості задач динаміки польоту літака цими силами можна знехтувати. Варіаційні сили обумовлені нестационарністю руху мас усередині оболонки тіла.

Прийнято об'єднувати разом реактивну силу, статичні сили від різниці атмосферного тиску і тиску газів у вхідному перерізі повітрязбірника і у вихідному перетині сопла двигуна, і варіаційні сили, викликані нестационарністю руху мас усередині оболонки тіла. Отриману таким чином силу називають силою тяги двигуна \vec{P} . Момент цієї сили відносно центру мас літака позначимо через \vec{M}_p .

Зовнішні сили, не пов'язані з роботою рухової установки і не включені в силу тяги \vec{P} , і момент цих сил позначимо відповідно як $\vec{F}_{вн}$ і $\vec{M}_{вн}$.

Таким чином, можна записати:

$$\vec{F} = \vec{F}_{вн} + \vec{P}, \vec{M} = \vec{M}_{вн} + \vec{M}_p \quad (2)$$

Тоді векторні рівняння (1) для кількості руху і моменту кількості руху літака в інерціальній системі відліку приймуть вигляд:

$$\frac{d\vec{Q}_s}{dt} = \vec{F}_{вн} + \vec{P}, \frac{d\vec{K}_s}{dt} = \vec{M}_{вн} + \vec{M}_p \quad (3)$$

де \vec{Q}_s і \vec{K}_s - кількість руху і момент кількості руху щодо центру мас літака, як

затверділої системи змінного складу (на це вказує індекс s).

При переході від абсолютного руху до відносного в правій частині рівнянь необхідно додати переносну $\vec{F}_{пер}$ і коріолісову $\vec{F}_{кор}$ сили інерції та моменти цих сил $\vec{M}_{пер}$ і $\vec{M}_{кор}$:

$$\begin{aligned} \frac{d\vec{Q}_s^{отн}}{dt} &= \vec{F}_{вн} + \vec{P} + \vec{F}_{пер} + \vec{F}_{кор}, \\ \frac{d\vec{K}_s^{отн}}{dt} &= \vec{M}_{вн} + \vec{M}_p + \vec{M}_{пер} + \vec{M}_{кор}. \end{aligned} \quad (4)$$

У довідкових таблицях значення прискорення вільного падіння зазвичай наводяться з урахуванням переносної сили інерції залежно від висоти, тому переносна сила інерції враховується при визначенні сили тяжіння G , яка входить в зовнішні сили $\vec{F}_{вн}$.

У більшості задач динаміки польоту літака для швидкостей, менших 1 км/с, впливом коріолісової сили інерції та її моментів можна знехтувати.

Остаточні рівняння руху літака у відносній (неінерціальній) системі відліку запишуться у вигляді:

$$\frac{d\vec{Q}_s^{отн}}{dt} = \vec{F}_{вн} + \vec{P}, \frac{d\vec{K}_s^{отн}}{dt} = \vec{M}_{вн} + \vec{M}_p \quad (5)$$

Головний вектор і головний момент кількості руху визначають наступним чином:

$$\vec{Q}_s^{отн} = m\vec{V}, \vec{K}_s^{отн} = I\vec{\omega} \quad (6)$$

де m - маса літака, I - його момент інерції, \vec{V} - вектор швидкості літака, а $\vec{\omega}$ - вектор кутової швидкості обертання літака.

Для отримання скалярних рівнянь руху, придатних для виконання чисельних розрахунків, векторні рівняння руху (6) замінюються еквівалентною системою диференціальних рівнянь, які є проекціями векторних рівнянь на осі обраної прямокутної системи координат.

Рівняння руху центру мас літака в проекціях на осі траєкторної системи координат

Системи координат, що застосовуються в динаміці польоту літака, являють собою прямокутні декартові праві системи. Розглянемо системи координат, що використовуються у даному контексті.

Нормальна система координат $Ox_g y_g z_g$ (рис. 1). Система містить вісь Oy_g , спрямовану вгору по місцевій вертикалі. Під місцевою вертикаллю розуміють пряму, яка збігається за напрямком у розглянутій точці сили тяжіння $\vec{G} = m\vec{g}$, де \vec{g} - прискорення вільного падіння.

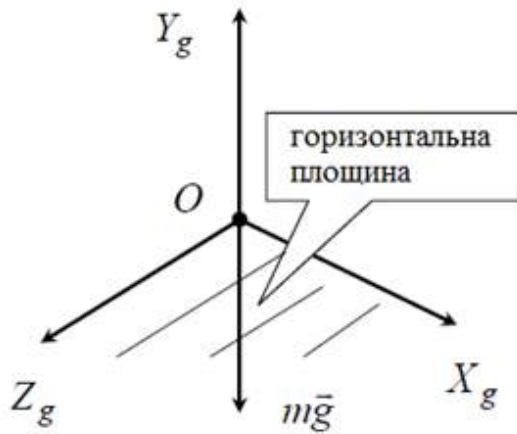


Рисунок 1 - Нормальна система координат

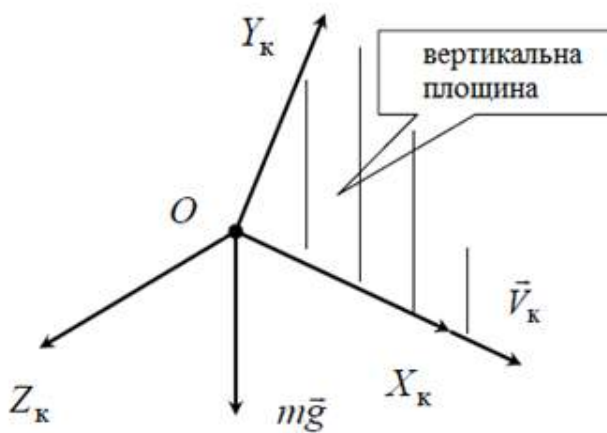


Рисунок 2 - Траекторна система координат

Початок координат O зазвичай співпадає з центром мас літака. Напрямок осей OX_g та OZ_g обирають у відповідності до задачі.

Для визначеності прийемо, що вісь OX_g спрямована з півдня на північ по дотичній до географічного меридіану. Вісь OZ_g розташована паралельно дотичній до паралелі в напрямку із заходу на схід.

Траекторна система координат $OX_k Y_k Z_k$ (рис. 2). Початок координат O зазвичай збігається з центром мас літака. Система містить вісь OX_k , спрямовану за вектором швидкості літака відносно земної поверхні (за вектором земної швидкості \vec{V}_k літака). Вісь OY_k розташовується у вертикальній площині, що проходить через вісь OX_k , і спрямована зазвичай вгору від поверхні Землі.

Розглянемо відносно положення траекторної і нормальної систем координат (рис. 3). Їх взаємна орієнтація характеризується траекторними кутами, що визначають напрямок земної швидкості літака.

Кут шляху Ψ - кут між віссю OX_g нормальної системи координат і напрямком шляхової швидкості $\vec{V}_{ш}$. Кут Ψ додатній, коли поворот навколо осі OY_g , що приводить вісь OX_g до збігу з напрямком шляхової швидкості, здійснюється за годинниковою стрілкою, якщо дивитися у напрямку осі OY_g . Під шляховою швидкістю розуміється проекція земної швидкості \vec{V}_k на горизонтальну площину $OX_g Z_g$ нормальної системи координат.

Кут нахилу траекторії θ - кут між напрямком земної швидкості \vec{V}_k і горизонтальною площиною $OX_g Z_g$ нормальної системи координат. Він приймається позитивним, коли проекція вектору земної швидкості на вісь OY_g позитивна (рис. 3).

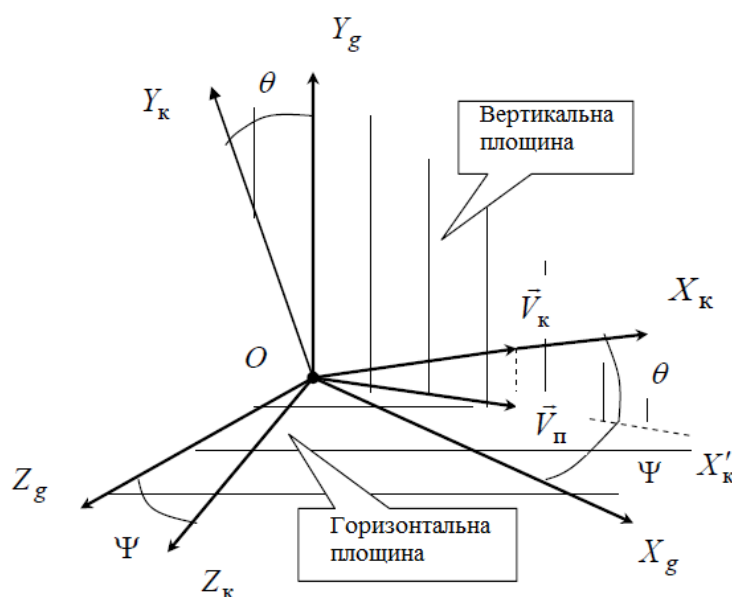


Рисунок 3 - Взаємна орієнтація траекторної і нормальної систем координат

Рух центру мас літака описується першим рівнянням

системи, яке після підстановки $\vec{F}_{\text{вн}} = \vec{R}_a + \vec{G}$, де \vec{R}_a - головний вектор аеродинамічних сил і \vec{G} - сила тяжіння, прийме вигляд:

$$m \frac{d\vec{V}_k}{dt} = \vec{R}_a + \vec{P} + \vec{G} \quad (7)$$

Розглянемо сили, що входять в праву частину векторного рівняння.

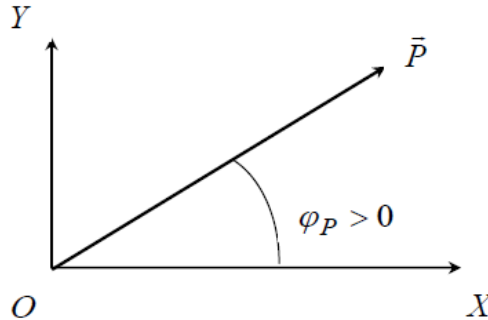


Рисунок 4 - Визначення кута установки двигуна

Сила тяги \vec{P} зазвичай лежить в площині симетрії літака OXY і становить деякий відомий кут φ_P (кут установки двигуна) з додатнім напрямком осі OX (рис. 4).

Сила тяжіння $\vec{G} = m\vec{g}$ прикладена до центру мас літака і спрямована по місцевій вертикалі вниз.

Зазначимо, що за відсутності вітру земна швидкість літака збігається з його повітряної

$$m\dot{V} = P \cos(\alpha + \varphi_P) - X_a - mg \sin \theta,$$

$$mV\dot{\theta} = P \sin(\alpha + \varphi_P) \cos \gamma_a + Y_a \cos \gamma_a - mg \cos \theta,$$

$$-mV \cos \theta \dot{\Psi} = P \sin(\alpha + \varphi_P) \sin \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a. \quad (8)$$

У рівняння (8) входить маса літака, яка в процесі польоту може помітно змінюватися. Тому до динамічних рівнянь слід додати рівняння, що описує зміна маси літака: $\dot{m} = -\mu_c$, де μ_c - секундні масові витрати палива.

Головний вектор аеродинамічних сил \vec{R}_a може бути розкладений по осях швидкісної системи координат з наступними складовими: X_a - сила лобового опору (складова по осі OX_a , взята з протилежним знаком); Y_a - аеродинамічна підйомна сила (складова по осі OY_a); Z_a - аеродинамічна бічна сила (складова по осі OZ_a).

швидкістю ($\vec{V}_k = \vec{V}$) і що на більшій частині траєкторії політ відбувається без ковзання ($\beta = 0$) або ковзання незначне.

Якщо спроектувати векторне рівняння на осі траєкторної системи координат, то система рівнянь руху центру мас літака при відсутності вітру і кута ковзання прийме вигляд:

Переміщення літака в просторі описується кінематичними рівняннями руху центру мас, які виходять, якщо спроектувати векторне кінематичне рівняння: $\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V}$, де \vec{r} - радіус-вектор центра мас літака, на осі стартової системи координат $Ox_c y_c z_c$:

$$\dot{x}_c = V \cos \theta \cos \Psi,$$

$$\dot{y}_c = \dot{H} = V \sin \theta,$$

$$\dot{z}_c = -V \cos \theta \sin \Psi, \quad (9)$$

де x_c, y_c, z_c - координати центру мас літака в стартовій системі координат, H - висота польоту.

Основний режим руху, що розглядається надалі, це політ без крену ($\gamma_a = 0$) тобто політ у вертикальній площині. тоді від системи

залишаться тільки перші два рівняння у багатьох випадках політ відбувається з малими кутами атаки, кут установки двигуна φ_P також малий, і тому можна вважати, що

$$\cos(\alpha + \varphi_p) \approx 1, \sin(\alpha + \varphi_p) \approx \alpha + \varphi_p \quad (10)$$

Як правило, проекція сили тяги на вісь OY_K істотно менше підйомної сили: $P(\alpha + \varphi_p) \ll Y_a$.

З урахуванням цих припущень рівняння руху літака в вертикальній площині будуть мати вигляд:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P - X_a - mg \sin \theta, \\ mV\dot{\theta} &= Y_a - mg \cos \theta. \end{aligned} \quad (11)$$

Ці рівняння можна отримати, зроблених допущеннях зі швидкісною і спроектувавши сили P , X_a , Y_a і mg на осі траекторної системи координат, що збігається при

зроблених допущеннях зі швидкісною і пов'язаною (рис. 5).

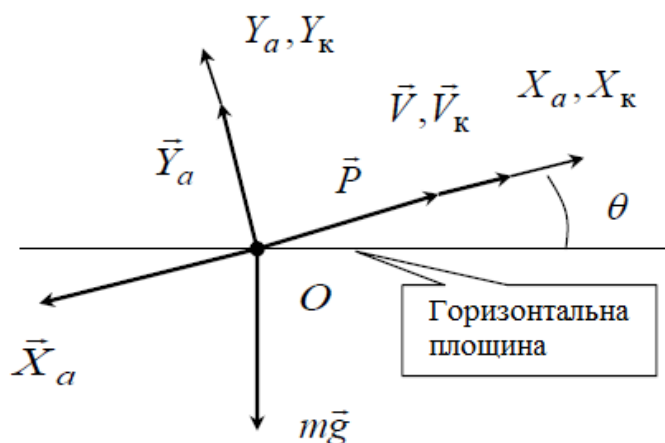


Рисунок 5 - Сили, що діють на літак при польоті у вертикальній площині

Висновки.

Льотні характеристики літального апарату визначають діапазон режимів польоту, для якого потрібно дослідити стійкість і керованість руху літального апарату. Без забезпечення стійкості і керованості літака неможливий безпечний політ і реалізація його льотних характеристик. Тому вирішення задач розрахунку траєкторій і льотних характеристик літальних апаратів і завдань дослідження їх стійкості і керованості взаємопов'язані.

Перелік посилань

1. Аронин Г.С. Практическая аэродинамика. /Г.С. Аронин// – Воениздат, 1962 – 120с.
2. Аронин Г.С. Практическая аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов. /Г.С. Аронин, Н.Н. Степанов// – ВВКА, 1964 – 312с.
3. Балкин В.Л. Динамика полета самолета. Расчет траекторий и летных характеристик. /В.Л. Балкин, Ю.Н. Лазарев// – Самара, 2011 – 56с.
4. Медников В.Н. Пилотажные свойства и пилотирование самолета в установившемся полете. /В.Н. Медников// – ВВА, 1970 – 220с.

5. Медников В.Н. Пилотажные свойства и пилотирование самолета при взлете и посадке. /В.Н. Медников// – ВВА, 1970 – 316с.

6. Мірошніченко І.В. Проблематика моделювання траєкторії руху літального апарату для моніторингу наслідків екологічних катастроф /І.В. Мірошніченко, Г.В. Сарибіга// Зб. наук. пр.: Економічна безпека держави: стратегія, енергетика, інформаційні технології “Недінські читання - 2015” (под ред. С.О.Лук’яненко, Н.В.Караєвої). – Київ: Видавництво ООО «Юрка Любченка», 2015. – С. 149-156.

7. Мірошніченко І.В. Програмне застосування моделювання траєкторії з урахуванням стабілізації та наведення літального апарату. /І.В. Мірошніченко, Г.В. Сарибіга// II науково-практична дистанційна конференція молодих вчених і фахівців з розробки програмного забезпечення «Сучасні аспекти розробки програмного забезпечення» - м. Київ, 2015 -с. 22-25

Reference

1. Aronin G. S. Praktikal aerodynamics. – Vozenizdat, 1962 – 120s.
2. Aronin G. S., Stepanov N. N. Praktikal aerodynamics and dynamics of flight of aircraft. – VVKA, 1964 – 312s.

3. Balkin V. L., Lazarev Y. N. Dinamik of flight of the plane. Calculation of trajectories and flight characteristics. – Samara, 2011 – 56s.

4. V. N Mednikov Flight properties and piloting of the plane in the established flight. – VVA, 1970 – 220s.

5. V. N Mednikov Flight properties and piloting of the plane at take off and landing. – VVA, 1970 – 316s.

6. Miroshnichenko I. V., Saryboga A.V The software application modeling trajectories considering stabilization and guidance of aircraft -

Coll. Science. Ave .: State Economic Security: strategy, energy, information technologies "Nedinski reading - 2015" (ed. S.O.Luk'yanenko, N.V.Karayevoyi). - Kyiv: Publishing company "Yurko Liubchenko", 2015. - P. 149-156.

7. Miroshnichenko I. V., Saryboga A.V The software application modeling trajectories considering stabilization and guidance of aircraft - II Scientific-Practical Conference of Young Scientists distance and professionals with software development "Modern aspects of software development" - m. Kyiv, 2015-C. 22-25