

МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОЛОЖЕННЯ КОЛІС ШАСІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

У статті висвітлено проблему контролю відповідності фактичних значень геометричних параметрів положення коліс шасі виготовленого літального апарату параметрам, закладеним на етапах проектування виробу. Зазвичай при дослідженні фактичних геометричних параметрів літального апарату основна увага приділяється параметрам планера, від яких залежать льотні характеристики виробу.

В свою чергу параметрам шасі приділяється значно менше уваги, при тому, що відхилення фактичних значень геометричних параметрів шасі готового виробу від проєктних параметрів може суттєво вплинути на керованість виробу під час зльоту та при посадці. Це збільшує ймовірність виникнення позаштатної ситуації під час експлуатації виробу та може призвести до пошкодження як літального апарату, так і інфраструктурних об'єктів злітно-посадкових смуг та майданчиків.

Особливо дана проблема стосується легких літальних апаратів, в тому числі БПЛА, при експлуатації яких часто передбачено використання слабо підготовлених злітних смуг. Крім того зниження керованості літального апарату впливає на швидкість розгону при зльоті і, як результат, збільшує злітну дистанцію, що в свою чергу зменшує можливості застосування ряду злітних смуг та ділянок.

Отже забезпечення відповідності фактичних геометричних параметрів шасі літального апарату та їх контролю є однією з пріоритетних задач, які необхідно вирішити при його виробництві та в експлуатації. Вирішення поставленої задачі потребує розширення номенклатури контрольованих геометричних параметрів шасі та розробки методів визначення їх фактичних значень, а також розробки механізмів регулювання і доведення зазначених параметрів до проєктних значень у межах закладених допусків. В даній публікації пропонується розглянути метод визначення геометричних параметрів, що традиційно використовуються при контролі шасі виготовленого літального апарату, таких як колія та колісна база, а також додаткових, таких як розвал та сходження коліс.

Для розрахунку геометричних параметрів шасі використовуються значення координат його реперних точок, отриманих при нівелюванні виробу за допомогою координатно-виміральної машини. Особливу увагу зосереджено на оцінюванні симетричності розташування коліс основних та

носової опор шасі відносно площини симетрії літального апарату, що є пріоритетним завданням при дослідженні геометричних параметрів виробу.

Ключові слова: літальний апарат; геометричні параметри; нівелювання; шасі; реперна точка; координатно-вимірвальна машина.

Постановка проблеми. Фактичні геометричні параметри літального апарату постійно змінюються в процесі його виробництва та в експлуатації під дією різноманітних виробничих та експлуатаційних факторів. З огляду на те, що геометричні параметри літального апарату безпосередньо впливають на його експлуатаційні характеристики, важливим завданням є забезпечення відповідності фактичних геометричних параметрів виробу параметрам, закладеним при проектуванні шляхом їх моніторингу протягом усього життєвого циклу виробу (ЖЦВ). Під моніторингом фактичних геометричних параметрів розуміємо їх періодичний контроль на ключових етапах ЖЦВ.

Традиційно до основних параметрів шасі, що підлягають контролю, належать база P , колія K чи напівколія $K/2$ (рис. 1).

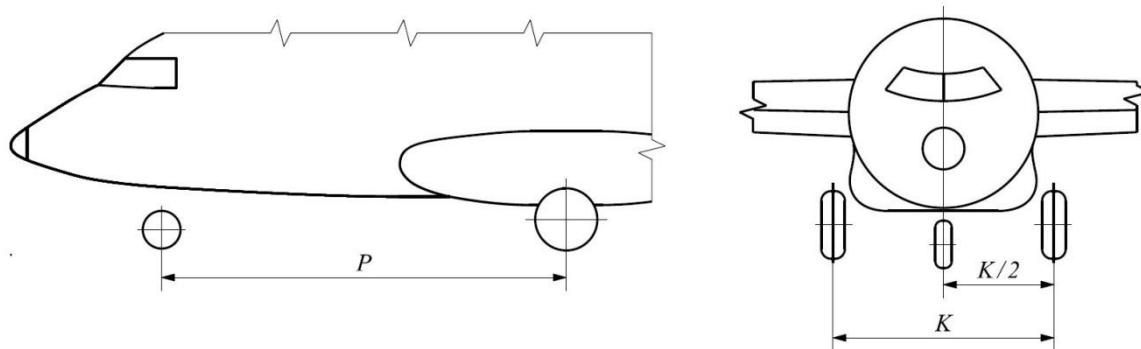


Рис.1. Базові параметри шасі літака

Зазначені параметри визначаються при проектуванні та забезпечують необхідні злітно-посадкові характеристики. Набір перерахованих параметрів був достатнім для контролю положення коліс більшості середніх та важких літаків. Сьогодні ж, в умовах зростання вимог до технічних виробів, особливо в сегменті малих літаків, легких та надлегких безпілотних літальних апаратів (БПЛА), стало очевидним, що наведений перелік геометричних параметрів не забезпечує ефективної експлуатації виробів і є необхідність розширення списку контрольованих геометричних параметрів шасі для зазначених апаратів. Особливу увагу слід приділити параметрам симетричності розташування передньої опори по відношенню до площини симетрії виробу (ПСВ), та параметрам взаємного розташування коліс основних опор шасі відносно ПСВ. Несиметричність розташування коліс шасі відносно площини симетрії літального апарату суттєво впливає на керованість виробу під час зльоту та посадки, і як результат може збільшити ймовірність виникнення позаштатної ситуації при експлуатації виробу та призвести до пошкодження літального апарату при зльоті чи посадці, в тому числі зі слабо підготовлених злітних ділянок. Крім того зниження

керованості літального апарату при зльоті негативно впливає на швидкість розгону збільшуючи злітну дистанцію, що в свою чергу зменшує можливості застосування ряду злітних смуг та ділянок. Тому актуальним є розробка методів визначення фактичних геометричних параметрів шасі для контролю їх взаємного розташування.

При виробництві літального апарату відповідність геометричних параметрів його агрегатів забезпечується складальним оснащенням та контролюється процедурами, передбаченими процесами агрегатного складання. Після остаточного складання виробу здійснюється комплексний контроль фактичних геометричних параметрів готового виробу, за результатами якого виріб допускається до випробувань та подальшої експлуатації. У процесі ж експлуатації контроль фактичних геометричних параметрів літального апарату, які змінюються під впливом експлуатаційних факторів, здійснюється шляхом обмірів його агрегатів, таких як крило, фюзеляж, оперення, силова установка і шасі з подальшим аналізом їх взаємного розташування у порівнянні з даними попередніх обмірів. Слід зазначити, що можливість контролю геометричних параметрів агрегатів планера у складі літального апарату з'являється вже на початкових етапах виробництва, що дозволяє вносити певні корегування ще в процесі стапельного та позастапельного складання, в той час як комплексне оцінювання параметрів шасі в складі літального апарату можливе лише після остаточного складання виробу.

Тому перед виробником та експлуатантом постають дві основні задачі:

- забезпечення можливості контролю фактичних геометричних параметрів шасі;
- забезпечення можливості доведення значень фактичних геометричних параметрів шасі виробу після остаточного складання та в процесі експлуатації до значень, наведених у відповідній контрольній документації.

У представленій публікації пропонується метод визначення фактичних значень ключових геометричних параметрів для контролю розташування коліс основних та носової опор шасі виробу після його остаточного складання та в експлуатації.

Аналіз останніх досліджень. Застосування методів визначення геометричних параметрів промислових виробів наведено у роботах [1 – 2]. У роботах [3 – 5] висвітлено важливість контролю геометричних параметрів планера літального апарату протягом його життєвого циклу та наведено загальні методи визначення фактичних значень геометричних параметрів крила літака. Не менш важливою задачею, якій присвячено значно менше уваги, є контроль геометричних параметрів шасі літального апарату. Вирішення даної задачі потребує індивідуальних підходів до розробки методів визначення та аналізу геометричних параметрів шасі виробу.

Перспективним напрямом комплексного вирішення задачі контролю геометричних параметрів виробу є застосування концепції цифрового двійника. Опис узагальненого поняття цифрового двійника детально описано у праці М. Гривса [6]. Застосування даної концепції у різних сферах діяльності подано у [7 – 9]. Реалізація концепції цифрового двійника виробу потребує досліджень в аспекті його геометричної складової та розроблення методів визначення фактичних геометричних параметрів з метою відтворення віртуальної моделі-двійника готового виробу з усіма його геометричними особливостями. Наразі проблему дослідження та контролю фактичних значень геометричних параметрів шасі висвітлено недостатньо і вирішення цієї проблеми потребує додаткових досліджень.

Основна частина. Фактичні геометричні параметри розташування коліс шасі визначаються на основі значень координат реперних точок. Під реперними точками необхідно розуміти характерні точки в конструкції шасі, які можуть бути визначені за допомогою вимірювальних засобів та забезпечити можливість розрахунку необхідних геометричних параметрів.

Визначення координат реперних точок шасі виконується за наступним алгоритмом:

- вимірювання координат базових реперних точок літального апарату, з допомогою яких визначають його систему координат;
- вимірювання координат реперних точок шасі;
- побудова базової системи координат літального апарату на основі координат базових реперних точок;
- перерахунок значень координат реперних точок шасі з довільної системи координат, в якій виконувались вимірювання, у базову систему координат літального апарату.

Реперні точки, які використовуються при побудові базової системи координат виробу, розташовуються на поверхнях таких його агрегатів, як фюзеляж та крило. Визначення системи координат літака за реперними точками з використання координатно-вимірювальної машини описано у [10].

Реперні точки шасі розташовуються на перетині вісі колеса з площиною симетрії його шини. Кількість реперних точок шасі зазвичай відповідає кількості коліс шасі літального апарату. При визначенні параметрів кутів розвалу та сходження коліс використовуються додаткові допоміжні точки. В даній публікації розглянемо розрахунок геометричних параметрів шасі на прикладі найбільш використовуваного триопорного шасі з носовою опорою.

Для визначення координат реперної точки РТ1 передньої опори запропоновано використати характерні особливості конструкції колеса і виконати наступні дії:

- виміряти координати трьох, або більше, конциклічних точок на лівому ободі колеса (рис.2);

- виміряти координати трьох, або більше, конциклічних точок на правому ободі колеса;
- розрахувати координати точок $PT1'_{ЛІВ}$ та $PT1'_{ПРАВ}$, що визначають вісь колеса, як центри кіл, описаних точками, вимірними у відповідності до попереднього пункту;
- визначити координати реперної точки $PT1$ передньої опори, як середину відрізка, який з'єднує точки $PT1'_{ЛІВ}$ та $PT1'_{ПРАВ}$.

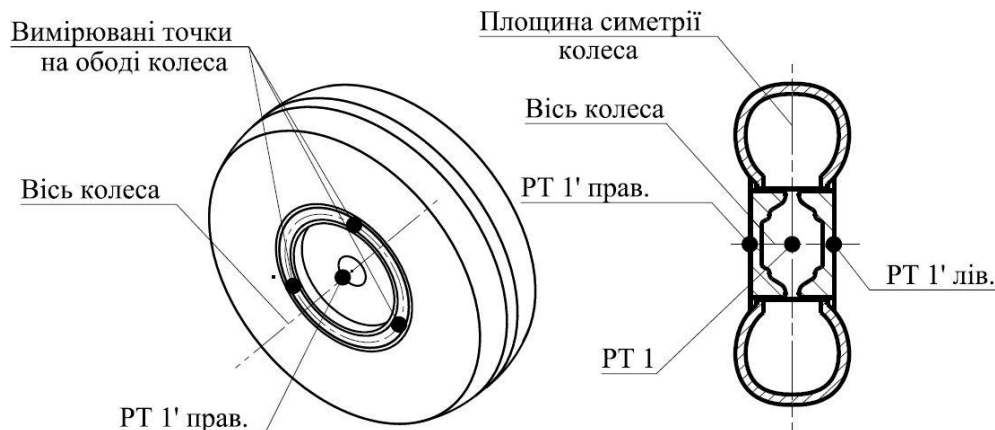


Рис. 2. Визначення координат реперної точки колеса передньої опори літального апарату

Для визначення координат реперної точки $PT2_{ЛІВ}$, яка розташована на лівому колесі основної опори шасі, необхідно виконати наступні дії:

- виміряти координати трьох, або більше, конциклічних точок на зовнішньому ободі колісного диску (рис.3);
- визначити точку $PT2'_{ЛІВ}$ на осі колеса, як центр кола, описаного точками, вимірними у відповідності до попереднього пункту;
- змістити отриману точку $PT2'_{ЛІВ}$ на відстань L вздовж відрізка, нормального до площини утвореної обміряними точками ободу колеса. Відстань L є фіксованою величиною, яка характеризує параметри використовуваних колісних дисків.

Для визначення координат реперної точки $PT2_{ПРАВ}$, яка розташована на правому колесі основної опори шасі, необхідно виконати аналогічні дії, наведені для лівого колеса.

Розглянемо основні параметри, необхідні для оцінки якості складання шасі виробу та оцінки технічних характеристик виробу при експлуатації, та подамо їх у вигляді кортежу:

$$GP_{ШАСІ} = \{\Delta Z_{ПОС}, P, K, \alpha, \beta, \Delta_i\}, \quad (1)$$

де $\Delta Z_{ПОС}$ – зміщення розташування колеса передньої опори шасі відносно площини симетрії виробу; P – база шасі; K – колія основних опор шасі; α – кут розвалу коліс основних опор шасі; β – кут сходження коліс основних опор шасі, Δ_i – параметри симетричності, визначаються як різниця значень відповідних параметрів по лівому та правому бортам виробу.

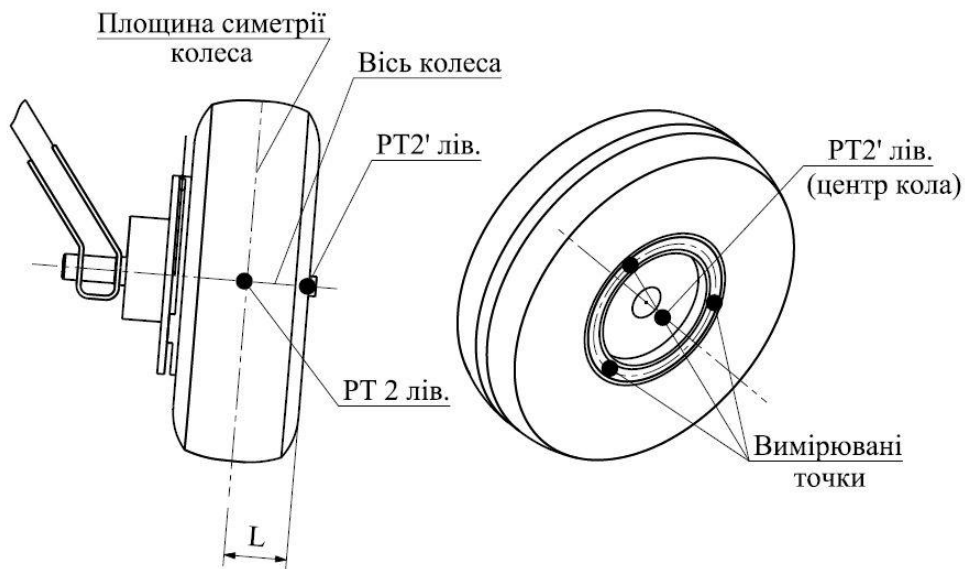


Рис. 3. Визначення координат реперної точки лівого колеса основної опори літального апарату

Подамо параметри Δ_i у вигляді кортежу:

$$\Delta_i = \{\Delta K, \Delta \alpha, \Delta \beta\}, \quad (2)$$

де ΔK – різниця значень параметрів напівколії по лівому та правому бортам виробу, $\Delta \alpha$ – різниця значень параметрів кута розвалу коліс по лівому та правому бортам, $\Delta \beta$ – різниця значень параметрів кута сходження коліс по лівому та правому бортам.

Зміщення розташування колеса передньої опори шасі відносно площини симетрії виробу $\Delta Z_{\text{ПОС}}$ показує зміщення колеса вздовж поперечної осі Z виробу та розраховується за формулою:

$$\Delta Z_{\text{ПОС}} = Z_{\text{РТ1}}, \quad (3)$$

де $Z_{\text{РТ1}}$ – координата Z точки РТ1 в системі координат виробу.

База шасі P (рис.1) визначає середню відстань між осями передньої та основних опор шасі і визначається за формулою:

$$P = \frac{X_{\text{РТ2лів}} + X_{\text{РТ2прав}}}{2} - X_{\text{РТ1}}, \quad (4)$$

де $X_{\text{РТ2лів}}$, $X_{\text{РТ2прав}}$, $X_{\text{РТ1}}$ – координати X відповідних реперних точок.

Колія основних опор шасі K (рис.1) показує відстань між колесами основної опори шасі:

$$K = |Z_{\text{РТ2лів}}| + |Z_{\text{РТ2прав}}|, \quad (5)$$

де $Z_{РТ2\text{лів}}$ та $Z_{РТ2\text{прав}}$ – координати Z відповідних реперних точок.

Кут розвалу коліс α основних опор шасі виробу (рис. 4) визначається як кут між ПСВ та лінією перетину площини симетрії колеса (лівого чи правого) з площиною YOZ базової системи координат виробу. Для лівого колеса кут розвалу визначається за формулою:

$$\alpha_{\text{ЛІВ}} = \arctg\left(\frac{Y_{РТ2'\text{лів}} - Y_{РТ2\text{лів}}}{L}\right), \quad (6)$$

де $Y_{РТ2'\text{лів}}$ та $Y_{РТ2\text{лів}}$ – координати Y відповідних реперних точок; L – відстань від $РТ2_{\text{лів}}$ до площини симетрії колеса (див. рис. 3), визначена у конструкції шасі.

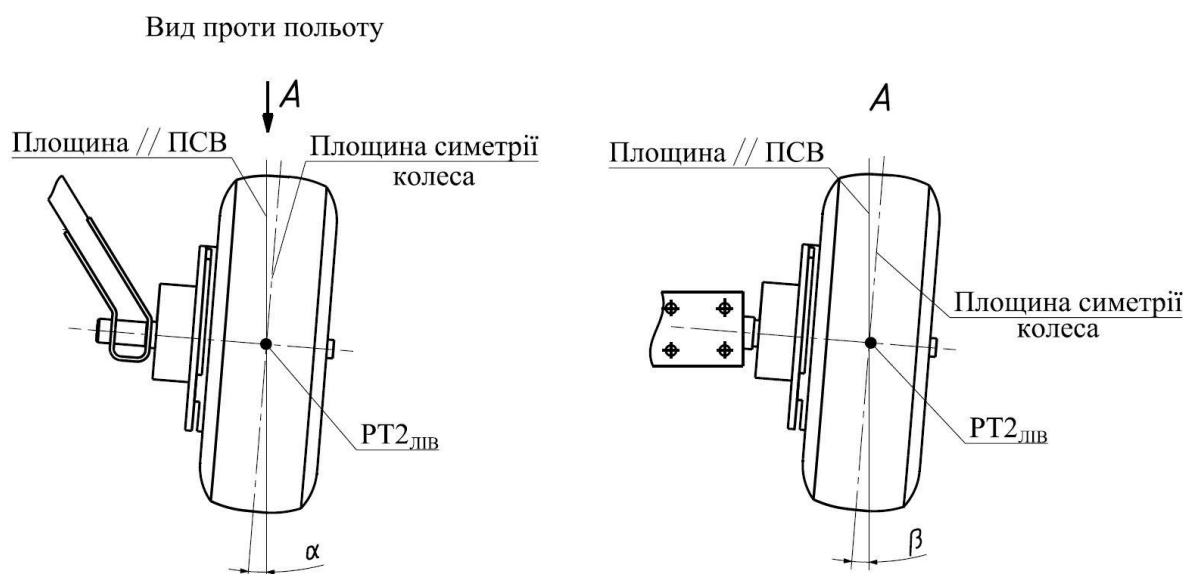


Рис. 3. Кути розвалу та сходження коліс шасі

Для правого колеса кут розвалу $\alpha_{\text{прав}}$ визначається за формулою, аналогічною формулі (6).

Кут сходження коліс β основних опор шасі виробу (рис. 4) визначається як кут між ПСВ та лінією перетину площини симетрії колеса (лівого чи правого) з площиною XOZ базової системи координат виробу. Для лівого колеса кут сходження визначається за формулою:

$$\beta_{\text{ЛІВ}} = \arctg\left(\frac{X_{РТ2\text{лів}} - X_{РТ2'\text{лів}}}{L}\right), \quad (7)$$

де $X_{РТ2\text{лів}}$ та $X_{РТ2'\text{лів}}$ – координати X відповідних реперних точок; L – відстань від $РТ2_{\text{лів}}$ до площини симетрії колеса (див. рис. 3), визначена у конструкції шасі.

Для правого колеса кут розвалу $\beta_{\text{прав}}$ визначається за формулою,

аналогічною формулі (7).

Параметр симетричності Δ_i визначається за формулою:

$$\Delta_i = Q_{i\text{ЛІВ}} - Q_{i\text{ПРАВ}}, \quad (8)$$

де $Q_{i\text{ЛІВ}}$ та $Q_{i\text{ПРАВ}}$ - значення відповідних фактичних значень параметрів для лівого та правого борту виробу відповідно.

Після визначення фактичних значень геометричних параметрів шасі виробу проводиться аналіз відповідності зазначених параметрів номінальним (контрольним) значенням в межах зазначених допусків.

Висновки. У даній статті розглянуто метод визначення фактичних значень геометричних параметрів шасі літального апарату класичної триопорної схеми з носовою опорою. Цей метод з певними доопрацюваннями може бути використаний для інших типів шасі. Удосконалення контролю положення коліс шасі шляхом введення додаткових параметрів розвалу та сходження сприяє підвищенню якості та ефективності експлуатації літального апарату. Дана тематика потребує подальших досліджень в аспекті формування геометричної складової цифрового двійника виробу.

Література

1. *Ludovít Kovanič, Martin Štroner, Peter Blistan, Rudolf Urban, Rudolf Boček.* Combined ground-based and UAS SfM-MVS approach for determination of geometric parameters of the large-scale industrial facility – Case study. *Measurement*, Volume 216, July 2023, 112994.
2. *Efstathiou K., Basiakoulis A., Efstathiou M., Anastasiou M., Seiradakis J.H.* Determination of the gears geometrical parameters necessary for the construction of an operational model of the Antikythera Mechanism. *Mechanism and Machine Theory*, Volume 52, June 2012, Pages 219-231.
3. *Ванін В.В., Незенко А.Й., Козлов С.О.* Підхід до формування геометричних моделей цифрового двійника на стадії виробництва. *Сучасні проблеми моделювання*. Мелітополь: МДПУ імені Богдана Хмельницького, 2021. Вип. 22. С. 3-11.
4. *Козлов С.О.*, Спосіб визначення фактичних кутів встановлення перерізів крила літака на етапах виробництва. *Збірник доповідей IX-ї всеукраїнської науково-практичної конференції студентів, аспірантів та молодих вчених «Прикладна геометрія, дизайн, об'єкти інтелектуальної власності та інноваційна діяльність студентів та молодих вчених»*, Київ: 2020.

5. Ванін В.В., Незенко А.Й., Козлов С.О. Метод побудови фактичних поверхонь крила літака в процесі його виготовлення та експлуатації. *Сучасні проблеми моделювання*. Мелітополь: МДПУ імені Богдана Хмельницького, 2023. Вип. 25. С. 158-168.
6. Grieves, M. *Digital Twin: Manufacturing Excellence through Virtual Factory Replication*, 2014.
7. Rosen, R., Wichert, G., Lo, G., Bettenhausen, K. About The Importance of Autonomy and Digital Twins for the Future of Manufacturing. *IFAC-PapersOnLine*, 2015, No. 48-3, pp. 567-572.
8. Aivaliotis, P., Georgoulis, K., & Chryssolouris, G. The use of digital twin for predictive maintenance in manufacturing. *International Journal of Computer Integrated Manufacturing*, 2019, 32(11), pp. 1067–1080.
9. Naoki Kikuchi, Tomohiro Fukuda, Nobuyoshi Yabuki. Future landscape visualization using a city digital twin: integration of augmented reality and drones with implementation of 3D model-based occlusion handling. *Journal of Computational Design and Engineering*, 2022, No. 9(2), pp. 837-856.
10. Незенко А.Й., Вірченко Г.А., Пасічник Д.Д. Особливості нівелювання літаків за допомогою лазерної координатно-виміральної машини. *Інформаційні системи, механіка та керування: науково-технічний збірник*. Київ: 2014, вип.10, С. 152-159.

References

1. Ludovít Kovanič, Martin Štroner, Peter Blistan, Rudolf Urban, Rudolf Boček. Combined ground-based and UAS SfM-MVS approach for determination of geometric parameters of the large-scale industrial facility – Case study. *Measurement*, Volume 216, July 2023, 112994. {in English}
2. Efstathiou K., Basiakoulis A., Efstathiou M., Anastasiou M., Seiradakis J.H. Determination of the gears geometrical parameters necessary for the construction of an operational model of the Antikythera Mechanism. *Mechanism and Machine Theory*, Volume 52, June 2012, Pages 219-231. {in English}
3. Vanin, V.V., Nezenko, A.I., Kozlov, S.O. An approach to the formation of geometric models of a digital twin at the production stage. *Modern problems of modeling*, 2021, No. 22, pp. 3-11. {in Ukrainian}
4. Kozlov, S.O. Method for determining actual installation angles of aircraft wing sections at the production stages. *Conference proceedings of IX All-Ukrainian Scientific and Practical Conference of Students, Postgraduates and Young Scientists*, Kyiv, 2020, pp. 11-15. {in Ukrainian}
5. Vanin, V.V., Nezenko, A.I., Kozlov, S.O. Method of building the actual wing surfaces of the aircraft during its manufacture and operation. *Modern problems of modeling*, 2023, No. 25, pp. 158-168. {in Ukrainian}
6. Grieves, M. *Digital Twin: Manufacturing Excellence through Virtual Factory Replication*, 2014. {in English}

7. Rosen, R., Wichert, G., Lo, G., Bettenhausen, K. About The Importance of Autonomy and Digital Twins for the Future of Manufacturing. *IFAC-PapersOnLine*, 2015, No. 48-3, pp. 567-572. {in English}
8. Aivaliotis, P., Georgoulas, K., & Chryssolouris, G. The use of digital twin for predictive maintenance in manufacturing. *International Journal of Computer Integrated Manufacturing*, 2019, 32(11), pp. 1067–1080. {in English}
9. Naoki Kikuchi, Tomohiro Fukuda, Nobuyoshi Yabuki. Future landscape visualization using a city digital twin: integration of augmented reality and drones with implementation of 3D model-based occlusion handling. *Journal of Computational Design and Engineering*, 2022, No. 9(2), pp. 837-856. {in English}
10. Nezenko A.I., Virchenko H.A., Pasichnyk D.D. Peculiarities of aircraft rigging check using a laser coordinate-measuring machine. *Information systems, mechanics and control: scientific and technical anthology*. Kyiv, 2014, No. 10, pp. 152-159. {in Ukrainian}

Doctor of Philosophy, **Andriy Nezenko**,
nezenkoandrej@gmail.com, ORCID: 0000-0002-2403-477X
Sergiy Kozlov,
sergk198207@gmail.com, ORCID: 0000-0003-2071-0993
 ANTONOV Company

METHOD FOR DETERMINING GEOMETRICAL PARAMETERS OF THE AIRCRAFT LANDING GEAR WHEELS POSITION

The article addresses the issue of the actual geometric parameters' compliance monitoring of a manufactured aircraft chassis wheel position with the parameters assumed at the product design stages. Typically, when investigating the actual geometric parameters of the aircraft, primary attention is given to airframe parameters, which determine the flight characteristics of the product. Nevertheless, chassis parameters receive considerably less attention, although deviations of the manufactured product's chassis geometric parameters from the design ones can significantly affect the controllability of the product during takeoff and landing, and as a result, it can increase accident potential during the product operation and lead to damage of both the aircraft and the infrastructure of runways and platforms. Especially this issue is relevant to light aircrafts including UAVs, whose operation often involves the use of poorly prepared takeoff runway. Furthermore, the reduced controllability of the aircraft affects the takeoff acceleration, resulting in an increased takeoff distance, thereby limiting the usability of certain takeoff runways and sites. Thuswise, ensuring compliance of the aircraft's chassis actual geometric parameters and their control is one of the priority tasks that need to be addressed during both production and operation. Resolving this task requires expanding the

list of controlled geometric parameters of a chassis, developing methods for determining their actual values, and creating mechanisms for adjusting and bringing these parameters to the designed ones within specified tolerances. This publication proposes to consider a method for determining traditionally used geometric parameters for a chassis control of a manufactured aircraft such as track and wheelbase, and additional ones such as alignment of wheels. The calculation of geometric parameters of a chassis involves coordinates of its leveling marks obtained through rigging check of an aircraft using a coordinate-measuring machine. Special attention is focused on assessing the symmetry of the main and nose undercarriage wheels' struts placement towards the pitching plane of the aircraft, which is a priority task when evaluating the geometric parameters of the product.

Keywords: aircraft, geometric parameters, rigging check, chassis, leveling mark, coordinate-measuring machine.