

УДК 629.7:004.925.8

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771322016107033>**В. В. Ванін¹**, *д.т.н., проф.*, **С. Г. Вірченко²**, *аспірант*

ДЕЯКІ ПИТАННЯ КОМП'ЮТЕРНОГО ДИНАМІЧНОГО ГЕОМЕТРИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ТЕХНІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ НА ПРИКЛАДІ ЛІТАКА

En

The modern stage of the scientific-technical progress is based on the wide use of information technologies for creation of different technical objects. Therefore, the elaboration of new effective methods for computer-aided design is relevant now.

The purpose of this article is the development of the theoretical basis for the computer dynamic geometric models of different technical objects. The urgency of this problem is caused by the special importance of the geometric processes in the design, manufacture and operation of industrial products. Computer technologies and the corresponding methodical, mathematical, information and software support offer great perspectives in this direction.

The geometric models perform an integrating role for many computational models of technical objects. This applies to the design models, the strength models, the technological models etc.

The proposed methodology of the dynamic geometric modeling is illustrated by the example of the modern airplane as one of the typical representatives of the complex technical objects. The basic techniques of this methodology were shown. The main emphasis was placed on their universal role for computer modeling of various technical objects and processes. The general classification of used geometric objects was made. The dynamic transformations of various geometric objects were arranged. Some perspectives of further improvement of proposed techniques were analyzed.

The outlined information is the theoretical base for the development of the appropriate software for computer-aided design of different technical objects and processes for their manufacture and use.

The proposed methodology is a further improvement of structural-parametric approach for geometric modeling of technical objects which was developed by the scientific school of applied geometry at National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute».

The considered methodology of computer dynamic geometric modeling can be the basis for the complex optimization of various technical objects. This requires the further intensive theoretical researches and introduction of the received results into practice.

Ru

Главной целью данной публикации является разработка теоретических основ для создания и использования компьютерных динамических геометрических моделей различных технических объектов. Актуальность указанной задачи

¹ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» фізико-математичний факультет

² Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» фізико-математичний факультет

обуславливается особой важностью процессов формообразования при проектировании, изготовлении и эксплуатации промышленной продукции. Современные компьютерные технологии, соответствующее методическое, математическое, информационное и программное обеспечение открывают большие перспективы в этом направлении. Предложенная методика компьютерного динамического геометрического моделирования проиллюстрирована на примере современного самолета как одного из типовых представителей сложных технических объектов.

Вступ

У наш час комп'ютерне моделювання є одним із прогресивних напрямків подальшого удосконалення різноманітних технічних об'єктів. Серед великого числа застосовуваних моделей (міцності, технологічних, експлуатаційних тощо) геометричні займають особливе місце, що пов'язано із їх узагальнюючою та узгоджувальною роллю у процесі комплексної (багатокритеріальної) оптимізації створюваної продукції.

Для складних технічних об'єктів і процесів зазначена оптимізація, зазвичай, має структурно-параметричний характер, тобто найкращий варіант досліджуваної системи визначається шляхом дефініції належної її структури та параметрів.

Зауважимо, що досить часто не існує формального аналітичного розв'язку окресленої задачі. Останнє обумовлено, зокрема, неможливістю вирішення даного питання через його складність або, навіть, взагалі відсутності для нього відповідних точних математичних залежностей. У такому випадку для досягнення потрібних раціональних результатів на практиці досить часто застосовують ітераційне варіантне автоматизоване проектування.

Під час комплексної структурно-параметричної оптимізації, як уже акцентувалось вище, геометричні моделі виконують узагальнюючу та узгоджувальну, тобто інтегруючу роль. Це пов'язано із тим, що для багатьох інших моделей опрацьовуваного технічного об'єкта його геометрична структура та параметри суттєвим чином впливають на відповідні функціональні характеристики, які оптимізуються.

Проаналізована ситуація обумовлює цілий ряд вимог до комп'ютерних геометричних моделей складних технічних об'єктів із боку систем автоматизованого проектування (САПР) або *CAD/CAM/CAE* (із застосуванням прийнятої за кордоном аббревіатури *Computer-Aided Design/Computer-Aided Manufacturing/Computer-Aided Engineering*).

Базові положення запропонованої науковою школою прикладної геометрії Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» методології структурно-параметричного формоутворення викладені у праці [1]. Зазначений підхід виник унаслідок потреб практики в ефективних розв'язках складних технічних задач, зокрема, у лі-

такобудуванні [2; 3]. Наведені публікації подають напрацьовані прийоми автоматизованого структурно-параметричного формоутворення, які поширено від варіантного моделювання теоретичних поверхонь літака на стадії ескізного проектування [2] до комп'ютерного твердотільного конструювання авіаційної техніки та процесів її виготовлення [3] із проведенням відповідної структурно-параметричної оптимізації.

Одним із перспективних напрямків покращення розглянутої методології є комп'ютерне динамічне геометричне моделювання, тобто створення та використання змінюваних, у тому числі й у часі, комп'ютерних геометричних моделей, які дозволяють більш реально, із вищою точністю відтворювати досліджувані технічні об'єкти і процеси їх виготовлення та експлуатації. Вагома перевага при цьому полягає в можливості неперервної візуалізації різноманітних процесів протягом потрібних інтервалів часу із необхідною швидкістю, а не тільки у деякі конкретні моменти, які відповідають певним стадіям, етапам тощо.

Постановка задачі

Метою статті є розробка теоретичних основ для побудови й використання комп'ютерних динамічних геометричних моделей різних технічних об'єктів у середовищі САПР на засадах методології структурно-параметричного формоутворення та їх ілюстрація на прикладі літака.

Результати дослідження

Відповідно до принципів *системного підходу* та *варіантності*, які згідно із публікацією [1] є одними із основних у методології структурно-параметричного формоутворення, для упорядкування різновидів фігур, що застосовуються під час комп'ютерного динамічного геометричного моделювання використаємо наступну їх класифікацію за вимірністю

$$\Phi = (\Phi_i)_0^3, \quad (1)$$

де Φ_0 – точки, Φ_1 – лінії, Φ_2 – поверхні, Φ_3 – тіла.

Зазначимо, що індекс елемента множини (1) збігається із його вимірністю, тобто точки є нульвимірними фігурами, лінії – одновимірними, поверхні – двовимірними, а тіла – тривимірними.

Уживані для технічних об'єктів геометричні параметри подамо у вигляді кортежу

$$P = (P_i)_1^3, \quad (2)$$

де P_1, P_2, P_3 – відповідно *параметри положення, розмірів та форми*.

Згідно з виразом (2) можливі динамічні геометричні модифікації (перетворення, зміни тощо) описуватимемо упорядкованою множиною

$$M = (M_i)_1^3, \quad (3)$$

де M_1 – модифікації положення (рух), M_2 – модифікації розмірів (подібність), M_3 – модифікації форми (деформації).

На підставі співвідношень (1) та (3) досліджувані види динамічних модифікацій фігур визначаються кортежем

$$M\Phi = (M\Phi_i)_0^9, \quad (4)$$

де $M\Phi_0 = \Phi_0 \times M_1$, $(M\Phi_i)_1^3 = \Phi_1 \times M$, $(M\Phi_i)_4^6 = \Phi_2 \times M$, $(M\Phi_i)_7^9 = \Phi_3 \times M$.

Згідно із виразом (4) для точок можливі перетворення їх положення, а для ліній, поверхонь і тіл – ще й перетворення розмірів та форми.

Наведена класифікація геометричних фігур, їх параметрів і модифікацій є засобом загальної систематизації застосовуваних способів і прийомів комп'ютерного динамічного формоутворення різноманітних технічних об'єктів у середовищі сучасних САПР.

Тому конкретний опрацьований об'єкт може бути певною комбінаторною конфігурацією із елементів множини (1), а його динамічні модифікації – відповідною конфігурацією із елементів кортежу (3). Також обов'язково слід враховувати подальшу деталізацію наведених компонентів, наприклад, у вигляді

$$\Phi_1 = (\Phi_{1i})_1^3 = (Л_i)_1^3 = (Л_i)_1^{11}, \quad (5)$$

де Φ_{11} =(лінії першого порядку)=(Л₁)=(л₁)=(прямі), Φ_{12} =(лінії другого порядку)=(Л₂)=(Л₂₁, Л₂₂, Л₂₃, Л₂₄)=(Л₂, Л₃, Л₄, Л₅)=(кола, еліпси, параболи, гіперболи), Φ_{13} =(лінії інші)=(Л₃)=(Л₃₁, Л₃₂, Л₃₃, Л₃₄, Л₃₅, Л₃₆)=(Л₆, Л₇, Л₈, Л₉, Л₁₀, Л₁₁)=(ланцюгові, синусоїди, показникові, циклоїди, гвинтові, спіралі);

$$\Phi_2 = (\Phi_{2i})_1^3 = (\Pi_i)_1^3 = (\Pi_i)_1^{17}, \quad (6)$$

де Φ_{21} =(поверхні перенесення)=(Π₁)=(Π₁, Π₂, Π₃, Π₄, Π₅, Π₆, Π₇, Π₈, Π₉)=(площини, кругові, еліптичні, параболічні, гіперболічні, ланцюгові, синусоїдальні, показникові, циклоїдальні), Φ_{22} =(поверхні обертання)=(Π₂)=(Π₂₁, Π₂₂, Π₂₃, Π₂₄, Π₂₅, Π₂₆)=(Π₁₀, Π₁₁, Π₁₂, Π₁₃, Π₁₄, Π₁₅)=(конічні, сфери, еліпсоїди, параболоїди, гіперболоїди, катеноїди), Φ_{23} =(поверхні інші)=(Π₃)=(Π₃₁, Π₃₂)=(Π₁₆, Π₁₇)=(зсуву, згину);

$$\Phi_3 = (\Phi_{3i})_1^3 = (T_i)_1^3 = (T_i)_1^8, \quad (7)$$

де Φ_{31} =(тіла багатогранні)=(T₁)=(T₁, T₂)=(піраміди, призми), Φ_{32} =(тіла обертання)=(T₂)=(T₂₁, T₂₂, T₂₃, T₂₄)=(T₃, T₄, T₅, T₆)=(конуси, циліндри, кулі, тори), Φ_{33} =(тіла інші)=(T₃)=(T₃₁, T₃₂)=(T₇, T₈)=(зсуву, згину);

$$M_1 = (M_{1i})_1^3 = (m_i)_1^3, \quad (8)$$

де M_{11} =(паралельне перенесення)= m_1 , M_{12} =(поворот)= m_2 , M_{13} =(симетрія)= m_3 ;

$$M_2 = m_4, \quad (9)$$

де m_4 =(масштабування пропорційне);

$$M_3 = m_5, \quad (10)$$

де m_5 =(масштабування непропорційне).

Зазначимо, що в кортежі (7) елементи t_7 і t_8 – це тіла із верхньою й нижньою плоскими основами та бічними гранями у вигляді відповідно поверхонь зсуву і згину (замітання).

Для динамічного комп'ютерного формоутворення певних технічних об'єктів конкретний склад наведених у якості ілюстрацій кортежів (5)...(10) визначається наявними вимогами до автоматизованого проектування.

Продемонструємо далі розглянуті теоретичні положення на прикладі геометричного моделювання крила літака. Нехай для побудови цієї несучої поверхні як вихідний застосовується деякий двоопуклий аеродинамічний профіль [4], що представлений у прямокутній системі координат Oxy множиною точок

$$P_1 = (x_i, y_{\sigma_i}, y_{\eta_i})_1^n, \quad (11)$$

де x_i – абсциси точок, y_{σ_i} та y_{η_i} – відповідно ординати верхньої та нижньої частини профілю, n – число точок у кожній частині.

Зазвичай абсциси x_i , ординати y_{σ_i} та y_{η_i} наводяться у процентах від довжини хорди b , тобто відрізка прямої, який поєднує дві найвіддаленіші точки профілю й поділяє його на верхню та нижню частини (рис. 1, а).

Згідно з виразом (2) можливими геометричними модифікаціями аеродинамічного профілю (11) є:

- варіювання його положення у певній системі координат;
- пропорційне масштабування, тобто змінювання відстаней між усіма його точками в однакове число раз, що визначається додатним коефіцієнтом масштабування k ;
- непропорційне масштабування, яке розглянемо на прикладі динамічного варіювання товщиною та угнутістю профілю.

Середня лінія профілю розраховується як

$$y_{cp_i} = 0,5(y_{\sigma_i} + y_{\eta_i}), \quad (12)$$

а його висота

$$h_i = y_{\sigma_i} - y_{\eta_i}. \quad (13)$$

Найбільший із відрізків (13) називається товщиною c профілю (рис. 1, *a*), а максимальна із відстаней, тобто довжин перпендикулярів, від точок (12) середньої лінії до хорди – угнутістю f профілю (рис. 1, *б*).

Щоб здійснити модифікацію аеродинамічного профілю із коефіцієнтом угнутості

$$k_f = f' / f, \quad (14)$$

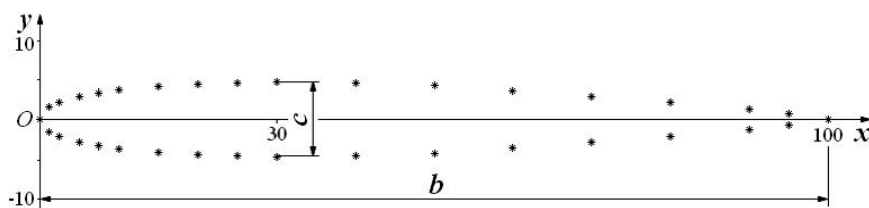
де f' – угнутість модифікованого профілю, та коефіцієнтом товщини

$$k_c = c' / c, \quad (15)$$

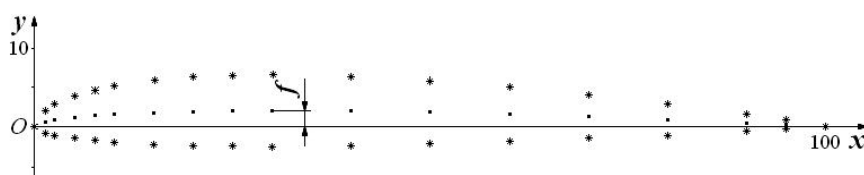
де c' – товщина модифікованого профілю, треба до множини вихідних точок (11) застосувати наступні перетворення

$$\begin{aligned} y'_{\epsilon_i} &= y_{cp_i} k_f + 0,5 h_i k_c = 0,5 (y_{\epsilon_i} (k_f + k_c) + y_{\eta_i} (k_f - k_c)), \\ y'_{\eta_i} &= y_{cp_i} k_f - 0,5 h_i k_c = 0,5 (y_{\epsilon_i} (k_f - k_c) + y_{\eta_i} (k_f + k_c)), \end{aligned} \quad (16)$$

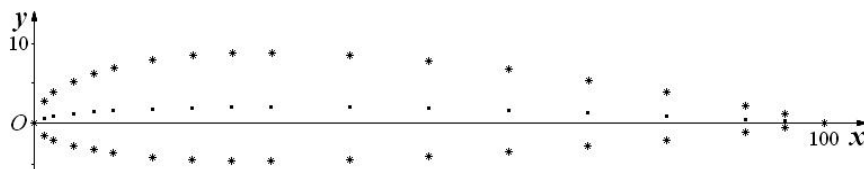
де y'_{ϵ_i} та y'_{η_i} – модифіковані ординати точок відповідно верхньої та нижньої частин аеродинамічного профілю.



a – вихідний симетричний профіль *NACA-0009* (угнутість $f=0$, товщина $c=9$)



б – угнутість $f=2$, товщина $c=9$



в – угнутість $f=2$, товщина $c=13,5$ ($k_f=1$, $k_c=1,5$)

Рис. 1. Приклади модифікації дискретного аеродинамічного профілю (координати точок у % від хорди b)

Потрібна початкова угнутість f у випадку використання вихідного симетричного профілю реалізується множенням ординат точок верхньої та нижньої його частин відповідно на коефіцієнти

$$k_g = (f + 0,5c) / y_{e_{\max}}, \quad k_n = (f - 0,5c) / y_{n_{\min}}, \quad (17)$$

де $y_{e_{\max}}$ та $y_{n_{\min}}$ – максимальна та мінімальна ординати вихідного симетричного профілю.

Зображення рис. 1 ілюструють застосування формул (11) ... (17).

Після визначення форми аеродинамічного профілю виконується його пропорційне масштабування до розмірів потрібної хорди крила та необхідним рухом здійснюється встановлення у належне положення у просторі для подальшої побудови модельованої несучої поверхні.

Варіювання формою, розмірами та положенням проектованого профілю крила обумовлене суперечливими вимогами з боку аеродинаміки, міцності, виробництва, експлуатації та інших дисциплін. Наприклад, максимальну крейсерську швидкість польоту забезпечує тонкий профіль із малою угнутістю, а зменшення злітної та посадкової швидкостей, навпаки, реалізує потовщений профіль зі збільшеною угнутістю. За умов однакової міцності крила його тонкий поперечний переріз обумовлює зростання ваги конструкції в порівнянні з потовщеним перерізом тощо. Отже, пошук оптимальної геометрії аеродинамічних профілів виконується на основі компромісу між наведеними дисциплінами шляхом ітераційного варіантного комп'ютерного моделювання.

Застосування до ліній вигляду Φ_{12} , (5), перетворень згідно із виразами (12) ... (17) ілюструє рис. 2, де досліджуваний аеродинамічний профіль подається у вигляді складеної лінії із дуг кривих другого порядку у векторній параметричній формі

$$\mathbf{r}_{ij}(u) = \frac{(1-u)^2 \mathbf{r}_{0ij} + w_{1ij} 2u(1-u) \mathbf{r}_{1ij} + u^2 \mathbf{r}_{2ij}}{(1-u)^2 + w_{1ij} 2u(1-u) + u^2}, \quad (18)$$

де $i \in \{g, n\}$; $j \in \{1, 2\}$; $\mathbf{r}_{0ij} = (x_{0ij}, y_{0ij})$, $\mathbf{r}_{1ij} = (x_{1ij}, y_{1ij})$, $\mathbf{r}_{2ij} = (x_{2ij}, y_{2ij})$ – радіус-вектори вершин характеристичних трикутників у прямокутній системі координат Oxy ; $w_{1ij} \geq 0$ – вагові коефіцієнти вершин \mathbf{r}_{1ij} ; $u \in [0, 1]$ – параметр.

У співвідношенні (18) через g та n позначено верхню та нижню частини профілю, а індексом j – порядкові номери їх дуг, які з'єднані у точки із абсцисою максимальної товщини профілю.

На рис. 2 показано варіанти модифікацій, де використано вагові коефіцієнти 0,5 та 1 відповідно для носової та хвостової частини профілю.



a – вихідний симетричний профіль (угнутість $f=0$, товщина $c=10$)



б – угнутість $f=1$, товщина $c=10$



в – угнутість $f=1,5$, товщина $c=12$ ($k_f=1,5$; $k_c=1,2$)

Рис. 2. Модифікації аеродинамічного профілю у вигляді складеного обводу із кривих другого порядку

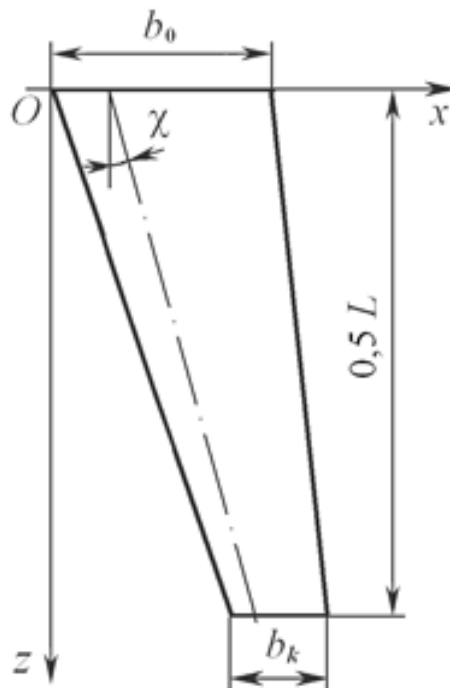


Рис. 3. Геометрія стрілоподібного крила у плані

Рис. 3 ілюструє визначене у прямокутній системі координат $Oxyz$ стрілоподібне крило, основними геометричними параметрами якого є коренева b_0 та кінцева b_k хорди, розмах L і кут стрілоподібності χ . Похідними характеристиками при цьому постають площа $S=b_{cp}L$, де $b_{cp}=0,5(b_0+b_k)$ – середня хорда, видовження $\lambda=L/b_{cp}=L^2/S$, звуження $\eta=b_0/b_k$.

Згідно з викладеною методикою теоретичну поверхню модельованого крила, яка відповідає компоненту n_{17} множини (6), запишемо у вигляді

$$\mathbf{r}_{ij}(u, v) = (1 - v)\mathbf{r}_{ij}^0(u) + v\mathbf{r}_{ij}^k(u), \quad (19)$$

де $i \in \{v, n\}$; $j \in \{1, 2\}$; $u \in [0, 1]$, $v \in [0, 1]$ – параметри.

Використання індексів i та j у формулі (19) аналогічне залежності (18), а верхніми індексами 0 та k позначено кореневий та кінцевий аеродинамічні профілі.

Паралельне перенесення кінцевого профілю \mathbf{r}^k вздовж осі z визначає розмах L крила, вздовж осі x – кут стрілоподібності χ , а вздовж осі y – кут поперечного V крила. Поворот цього профілю навколо деякої прямої, що паралельна осі z , надає несучій поверхні потрібний скрут.

Деякі питання структурно-параметричного формоутворення на прикладі комп'ютерного моделювання вузлів конструкції крила літака розглянуто в публікації [3], де проаналізовано варіантну технологію складання лонжерона (рис. 4).

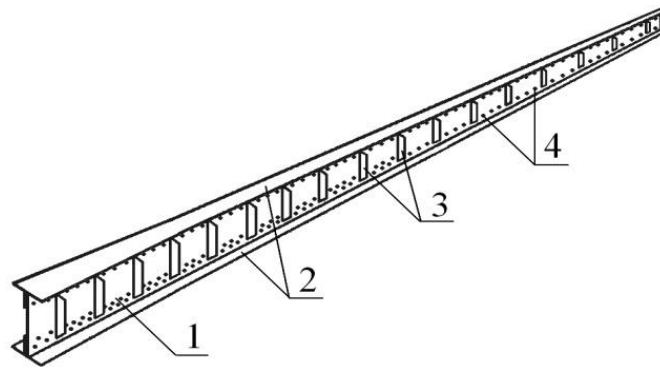


Рис. 4. Елементи конструкції лонжерона крила: 1 – стінка; 2 – пояси; 3 – стояки; 4 – заклепки

У даному випадку подана методика динамічного формоутворення базується на використанні виразів (2) ... (4), (7), (8), (10). Множина (7) визначає опрацьовувані тіла, тобто стінку, пояси, стояки та заклепки лонжерона, а кортеж (8) – необхідні модифікації положення наведених деталей для забезпечення правильного складання вузла.

Заклепкові з'єднання лонжерона крила вимагають виконання у відповідних деталях належних отворів. Ці задачі достатньо докладно висвітлено у статті [5], яку присвячено динамічним комп'ютерним побудовам різноманітних отворів.

Безпосереднє здійснення заклепкового з'єднання пов'язане із деформуванням замикаючої головки заклепки. Зазначений процес може бути відтворений на підставі виразу (10) за допомогою описаного у праці [6] методу поліпараметризації.

Висновки

У даному дослідженні викладено загальні теоретичні основи щодо комп'ютерного динамічного геометричного моделювання технічних об'єктів на засадах застосування структурно-параметричної методології.

Запропонований підхід проілюстровано на прикладі автоматизованого проектування сучасного літака.

Перспективами подальшого розвитку в окресленому напрямку є інтеграція наведених геометричних способів і прийомів із розрахунковими моделями інших дисциплін для створеної промислової продукції з метою проведення її комплексної оптимізації.

Список використаної літератури

1. *Ванін В. В.* Визначення та основні положення структурно-параметричного геометричного моделювання / В. В. Ванін, Г. А. Вірченко // Геометричне та комп'ютерне моделювання: зб. наук. праць. – Вип. 23. – Харків: ХДУХТ, 2009. – С. 42-48.
2. *Ванін В. В.* Структурно-параметричні геометричні моделі як основа для узгодженої розробки літака на стадії ескізного проектування / В. В. Ванін, Г. А. Вірченко, І. В. Ванін // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – №4. – К.: НТУУ «КПІ», 2006. – С. 35–41.
3. *Ванін В. В.* Комп'ютерні структурно-параметричні геометричні моделі як засоби конструкторсько-технологічної оптимізації літака / В. В. Ванін, Г. А. Вірченко, О. В. Збруцький // Механіка гіроскопічних систем: наук.-тех. зб. – Вип. 27. – Київ: НТУУ «КПІ», 2014. – С. 111-119. DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377127201438465>.
4. *Шахов В. Г.* Аэродинамические профили / В. Г. Шахов. – Куйбышев: КуАИ, 1984. – 25 с.
5. *Вірченко С. Г.* До питання автоматизованого динамічного формування об'єктів машинобудування / С. Г. Вірченко // Вісник Сумського національного аграрного університету. Серія “Механізація та автоматизація виробничих процесів”: наук. журнал. – Вип. 10/3 (31). – Суми: СНАУ, 2016. – С. 31-35.
6. *Ванін В. В.* Варіантне моделювання геометричних об'єктів методом поліпараметризації / В. В. Ванін, Г. І. Вірченко, С. Г. Вірченко // Проблеми інформаційних технологій: наук. журнал. – №02(016) грудень 2014. – Херсон: ХНТУ, 2014. – С. 76–79.