

ДЕЯКІ ПИТАННЯ КОМПЛЕКСНОГО ДИНАМІЧНОГО ФОРМОУТВОРЕННЯ НА ПРИКЛАДІ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА ЛІТАКА

НТУУ “Київський політехнічний інститут ім. І. Сікорського”, Україна

На засадах структурно-параметричного підходу запропоновано методику комплексного динамічного формоутворення технічних об'єктів, яку проілюстровано на прикладі крила літака. Напрацьовані прийоми пристосовані для ефективного використання в комп'ютерних системах геометричного моделювання під час розробки різноманітної промислової продукції. Визначено перспективи проведення наукових досліджень у зазначеному напрямку.

Постановка проблеми. Нині для суспільства важливою залишається проблема подальшого удосконалення технічних об'єктів і процесів їх виготовлення та експлуатації. Вагомий внесок у вирішення цих завдань вносять комп'ютерні засоби, основу яких для опрацювання промислової продукції становить геометричне моделювання. Тому науково-прикладні задачі розробки нових і покращення існуючих методів, способів, прийомів та алгоритмів автоматизованого формоутворення є доволі актуальними.

Аналіз досліджень і публікацій. Одним з ефективних напрямків комп'ютерного проектування технічних об'єктів є запропонований науковою школою прикладної геометрії КПІ ім. І. Сікорського структурно-параметричний підхід до геометричного моделювання [1]. Деякі перспективи його розвитку розглянуто в роботі [2], де на прикладі лонжерона крила літака проаналізовано комплексне відтворення технологічного процесу, що включає як сухо складальні операції встановлення деталей, так і супутнє їх механічне обробляння різанням (свердління та зенкування отворів) і тиском (клепання). У статті [3] подано параметричну динамічну геометричну модель поверхні крила літака, яка застосовується під час ескізного проектування. Однак при цьому не було показано вплив варіювання її формою, розмірами та положенням на інші, крім геометричних, характеристики крила, наприклад, аеродинамічні, міцності і т. д.

Цілі статті. На засадах структурно-параметричного підходу розробити методику комплексного динамічного формоутворення, яка дозволяє поєднувати відповідне комп'ютерне моделювання з оптимізацією різноманітних параметрів і характеристик технічних об'єктів. Обґрунттувати, що зазначений напрямок досліджень сприяє підвищенню якості продукції за рахунок більш досконалого її автоматизованого проектування.

Основна частина. Напрацьовані прийоми проілюстровано на прикладі відтворення впливу варіювання товщиною c та угнутістю f аеродинамічного профілю (рис. 1) на його льотні характеристики.

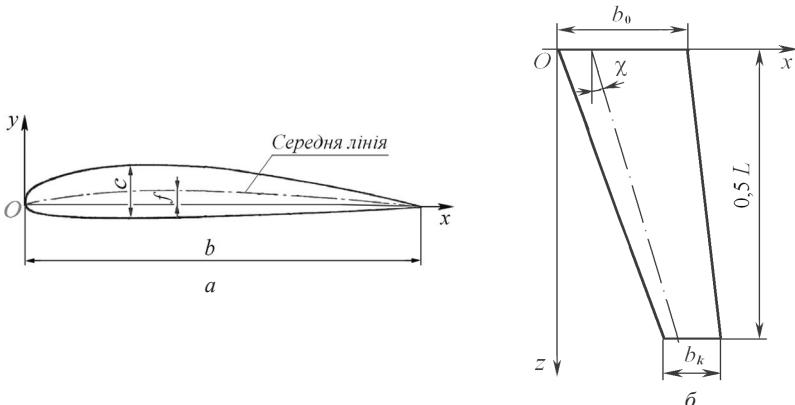


Рис. 1. Поверхня крила літака:
а – геометричні метри аеродинамічного профілю; б – схема побудови

Координати профілю подаються у прямокутній системі Oxy у процентах від хорди b , тобто відрізка прямої, що поєднує найвіддаленіші точки профілю й поділяє його на верхню y_e та нижню y_u частини. Товщиною c називають найбільший розмір профілю вздовж осі y , а середньою лінією y_{cp} – точки з ординатами $(y_e+y_u)/2$. Угнутість f профілю – це максимальна з відстаней уздовж осі y від точок хорди до середньої лінії.

На рис. 1, б показано визначену у прямокутній системі координат $Oxyz$ лінійчасту поверхню крила, основними геометричними параметрами якої є коренева b_0 і кінцева b_k хорди вихідних аеродинамічних профілів, розмах L та кут стрілоподібності χ , а характеристиками: площа $S=b_{cp}L$, де $b_{cp}=(b_0+b_k)/2$ – середня хорда, видовження $\lambda=L/b_{cp}=L^2/S$, звуження $\eta=b_0/b_k$.

Відомо, що сила X аеродинамічного опору крила та його підймальна сила Y обчислюються за наступними залежностями

$$X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1)$$

де c_x, c_y – безрозмірні коефіцієнти, ρ – густина повітря на висоті польоту, V – швидкість польоту, S – площа крила у плані.

Коефіцієнти c_x та c_y для конкретних аеродинамічних профілів і різних кутів їх атаки α (кутів між напрямом швидкості повітря та хордами профілів) визначаються в більшості випадків експериментальним шляхом.

З формул (1) видно, що для певних сталих величин висоти та швидкості польоту й незмінної площині крила значенню $c_{x\min}$ відповідає мінімальна сила аеродинамічного опору, а величині $c_{y\max}$ – максимальна

підіимальна сила. Перший наведений режим (із малими кутами атаки) використовується для забезпечення максимальної швидкості польоту літака, а другий (із великими кутами атаки) – під час його приземлення. Найбільші величини аеродинамічної якості (c_y/c_x)_{max}, що реалізується на середніх кутах атаки, відповідає режим польоту з максимальною дальністю. Наведені міркування свідчать про особливу важливість проаналізованих факторів для створюваного літака.

Одночасно реалізувати оптимальні значення розглянутих вище аеродинамічних характеристик неможливо, оскільки, зазвичай, покращення однієї з них призводить до погіршення інших. У наш час відсутній універсальний математичний апарат для точного обчислення аеродинамічних характеристик довільних профілів у залежності від їх геометрії. Тому на практиці для цього широко застосовують експериментальні дослідження.

На рис. 2, згідно з даними видання [7], показано інформацію про вплив варіювання розташованих близько 30% хорди b величин угнутості f та товщини c аеродинамічних профілів на їх коефіцієнти $c_{y\max}$ і $c_{x\min}$.

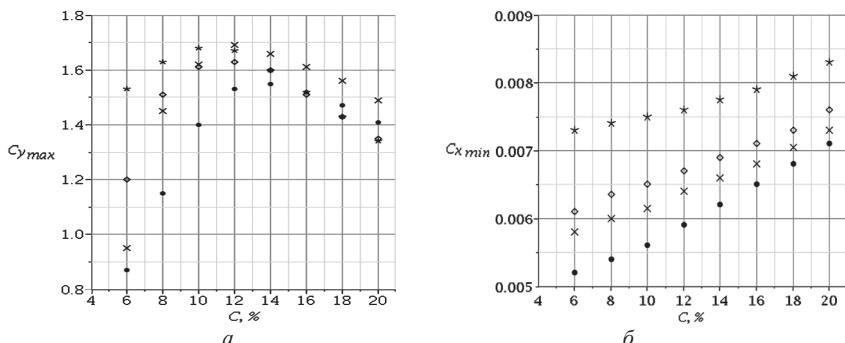


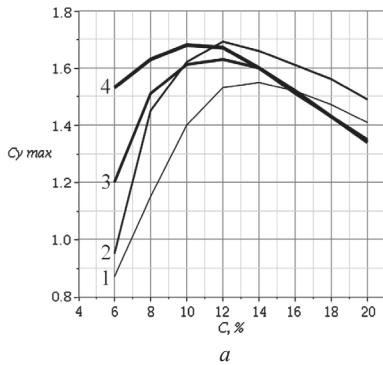
Рис. 2. Експериментальні залежності $c_{y\max}(f, c)$ та $c_{x\min}(f, c)$ аеродинамічних профілів:
• - $f=0\%$, \diamond - $f=2\%$, \blacklozenge - $f=4\%$, $*$ - $f=6\%$

Наведені співвідношення можна розглядати як каркасні точкові моделі, подальшим узагальненням яких, відповідно до структурно-параметричного підходу, є подані на рис. 3 лінійні моделі у вигляді ламаних із вершинами у вихідних точках. Ці моделі дозволяють у зручній наочній формі виявити загальні тенденції досліджуваних процесів, знайти можливі похибки експериментів, уточнити потрібні дані і т. д.

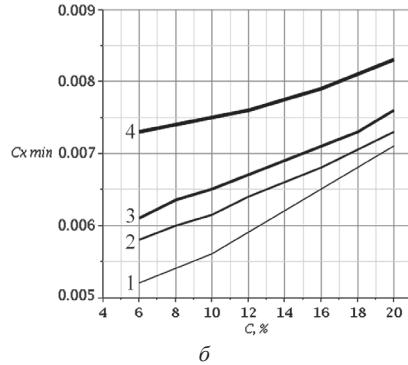
Множини вихідних точок \mathbf{P} для $c_{y\max}(f, c)$ та $c_{x\min}(f, c)$ подамо як

$$\mathbf{P}_{C_{y\max}} = \left(\mathbf{P}_{C_{y\max i,j}} \right)_{i=1}^{N_{C_{y\max f}}, j=1} , \quad \mathbf{P}_{C_{x\min}} = \left(\mathbf{P}_{C_{x\min i,j}} \right)_{i=1}^{N_{C_{x\min f}}, j=1} , \quad (2)$$

де $N_{C_{y\max f}}=N_{C_{x\min f}}=4$ – кількість даних для угнутості f , $N_{C_{y\max c}}=N_{C_{x\min c}}=8$ – число величин для товщини c .



a



b

Рис. 3. Лінійні моделі залежностей $c_{y\max}(f, c)$ та $c_{x\min}(f, c)$:
1 - $f=0\%$, 2 - $f=2\%$, 3 - $f=4\%$, 4 - $f=6\%$

Прямолінійні відрізки рис. 3, що визначаються вихідними точками (2) з показаними на рис. 2 координатами, опишемо рівняннями

$$\begin{aligned} P_{C_{y\max i,j}}(u) &= (1-u)P_{C_{y\max i,j-1}} + uP_{C_{y\max i,j}}, \quad i=1\dots N_{C_{y\max f}}, \quad j=2\dots N_{C_{y\max c}}; \\ P_{C_{x\min i,j}}(u) &= (1-u)P_{C_{x\min i,j-1}} + uP_{C_{x\min i,j}}, \quad i=1\dots N_{C_{x\min f}}, \quad j=2\dots N_{C_{x\min c}}, \end{aligned} \quad (3)$$

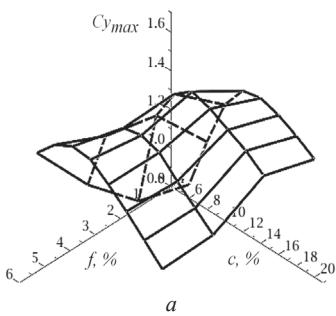
де $u \in [0, 1]$ – параметр.

За аналогією з виразами (3) виконуємо апроксимацію вихідних точок прямолінійними відрізками в напрямі угнутості f

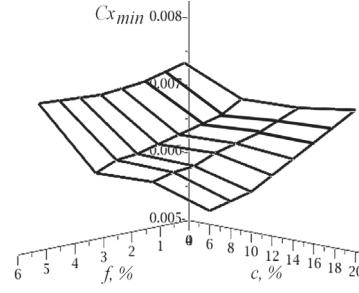
$$\begin{aligned} P_{C_{y\max i,j}}(v) &= (1-v)P_{C_{y\max i-1,j}} + vP_{C_{y\max i,j}}, \quad i=2\dots N_{C_{y\max f}}, \quad j=1\dots N_{C_{y\max c}}; \\ P_{C_{x\min i,j}}(v) &= (1-v)P_{C_{x\min i-1,j}} + vP_{C_{x\min i-1,j}}, \quad i=2\dots N_{C_{x\min f}}, \quad j=1\dots N_{C_{x\min c}}, \end{aligned} \quad (4)$$

де $v \in [0, 1]$ – параметр.

Отриманий згідно з формулами (3) та (4) результат для тривимірного простору показано на рис. 4.



a



b

Рис. 4. Каркасні лінійні моделі залежностей $c_{y\max}(f, c)$ та $c_{x\min}(f, c)$

Завдяки наочності ці моделі дозволяють не тільки доволі просто проаналізувати опрацьовані величини, а й виправити експериментальні похибки та уточнити, за потреби, певні значення тощо.

Наступним кроком є узагальнення каркасних лінійних моделей залежностей $c_{ymax}(f, c)$ та $c_{xmin}(f, c)$ до поверхневих, яке виконується застосуванням до кожної з $(N_{Cymax}-1) \times (N_{Cymax}-1)$ та $(N_{Cxmin}-1) \times (N_{Cxmin}-1)$ чарунок аналітичних описів у вигляді поверхонь Кунса

$$\begin{aligned} P_{Cymax_{i,j}}(u,v) = & (1-v)P_{Cymax_{i-1,j}}(u) + vP_{Cymax_{i,j}}(u) + (1-u)P_{Cymax_{i,j-1}}(v) + uP_{Cymax_{i,j}}(v) - \\ & - (1-v)(1-u)P_{Cymax_{i-1,j-1}} - (1-v)uP_{Cymax_{i-1,j}} - v(1-u)P_{Cymax_{i,j-1}} - vuP_{Cymax_{i,j}}; \\ P_{Cxmin_{i,j}}(u,v) = & (1-v)P_{Cxmin_{i-1,j}}(u) + vP_{Cxmin_{i,j}}(u) + (1-u)P_{Cxmin_{i,j-1}}(v) + uP_{Cxmin_{i,j}}(v) - \\ & - (1-v)(1-u)P_{Cxmin_{i-1,j-1}} - (1-v)uP_{Cxmin_{i-1,j}} - v(1-u)P_{Cxmin_{i,j-1}} - vuP_{Cxmin_{i,j}}, \end{aligned} \quad (5)$$

де $i=2 \dots N_{Cymax}=N_{Cxmin}, j=2 \dots N_{Cymax}=N_{Cxmin}; u, v \in [0, 1]$ – параметри.

Зазначимо, що в загальному випадку опрацьовані у виразах (2)...(5) точки є не тільки експериментальними даними, а й отримуваними аналітичним шляхом величинами.

Подальшим етапом може бути інтерполяція або апроксимація показаних на рис. 4 ламаних, наприклад, В-сплайнами другого або вищих степенів із наступним уточненням вихідних точок та побудові по ним відповідної В-сплайн поверхні. За потреби, згідно з описаним алгоритмом, формується поверхневий каркас, зокрема, для різних значень розташування товщини та угнутості вздовж хорди аеродинамічного профілю, який інтерполюється або апроксимується належним чином.

З точки зору теорії керування проаналізовану геометричну модель для співвідношень $c_{ymax}(f, c)$ і $c_{xmin}(f, c)$ та наведену в публікації [3] параметричну динамічну модель поверхні крила літака варто розглядати відповідно як систему та об'єкт керування. Зв'язок між ними у прямому й оберненому напрямі дозволяє формувати необхідні керівні дії та отримувати дані для оцінки досягнутих результатів.

У моделі системи керування можуть застосовуватися певні обмеження на значення параметрів, що варіюються, використовуватися необхідні математичні засоби оптимізації, зв'язки з іншими розрахунковими моделями, наприклад, міцності, технологічними, економічними і т. д.

Усе це дозволяє реалізувати комплексне (багатокритеріальне) оптимальне динамічне формоутворення промислової продукції на засадах автоматизованого структурно-параметричного геометричного моделювання.

Висновки. У даній статті викладено запропоновану методику комплексного комп’ютерного динамічного формоутворення технічних об’єктів, яку проілюстровано на прикладі варіантного проектування

поверхні крила літака. Перспективами проведення подальших наукових досліджень у даному напрямку можна вважати розповсюдження напрацьованих прийомів та алгоритмів на весь життєвий цикл промислової продукції та на інші види технічних об'єктів, наприклад, автомобілі, кораблі, будівлі, інженерні споруди тощо, а також у широкому впровадженні отриманих результатів у практику.

Література

1. Ванін В.В., Вірченко Г.А. Визначення та основні положення структурно-параметричного геометричного моделювання // Геометричне та комп'ютерне моделювання. Харків, 2009. Вип. 23. С. 42-48.
2. Вірченко С.Г., Шамбіна С.Л. Динамічне структурно-параметричне геометричне моделювання лонжерона крила літака // Вісник Херсонського нац. техн. університету. Херсон, 2017. Вип. 3. Т. 1. С. 128-131.
3. Ванін В.В., Вірченко С.Г. Деякі питання комп'ютерного динамічного геометричного моделювання технічних об'єктів на прикладі літака // Механіка гіроскопічних систем. Київ, 2016. Вип. 32. С. 120-129.
4. Мартынов А.К. Экспериментальная аэродинамика. Москва, 1958. 479 с.

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ КОМПЛЕКСНОГО ДИНАМИЧЕСКОГО ФОРМООБРАЗОВАНИЯ НА ПРИМЕРЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА

C.G. Virchenko

На основе структурно-параметрического подхода предложена методика комплексного динамического формообразования технических объектов, которая проиллюстрирована на примере крыла самолета. Приведенные приемы приспособлены для эффективного использования в компьютерных системах геометрического моделирования во время разработки разнообразной промышленной продукции. Определены перспективы проведения научных исследований в данном направлении.

SOME QUESTIONS OF COMPLEX DYNAMIC FORMING ON THE EXAMPLE OF DESIGN OF THE AIRCRAFT WING

S.G. Virchenko

The method of complex dynamic shaping of technical objects on the basis of the structural-parametric approach is proposed in this paper. It is illustrated by the example of the aircraft wing. These techniques are adapted for the effective use in modern computer systems of geometric modeling during the development of a variety of industrial products. The perspectives for further scientific research have been determined.