

doi: 10.32620/oikit.2024.101.03

УДК 629.735.45.025-027.3

І. В. Малков

Формоутворення намотуванням композитного переднього горизонтального оперення легкого літака

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

Розроблено процес моделювання траєкторії укладання армуючого матеріалу (АМ) при формоутворенні композитних аеродинамічних поверхонь (АП). У роботі дана коротка характеристика типів конструкцій літальних апаратів складної форми за критерієм можливості виготовлення методом намотування, в якій виділено окремі типи форм поверхонь з умови визначення траєкторії укладання та розробки керуючої програми намотування (КПН) для верстатів з ЧПУ. Показано, що процес розробки технології виготовлення конструкцій типу аеродинамічні несучі поверхні (НП) має суттєві відмінності від процесу розробки технології для осесиметричних виробів. Показано загальну методику визначення траєкторії укладання армуючого матеріалу та описано нові підходи до завдання схеми армування. Описано загальну методику розрахунку КПН для намотування АП. Розрахунок переміщень робочих органів намотувального верстата (НВ) включає кілька підзадач: вибір порядку проходження окремих витків АМ, розрахунок переміщень робочих органів НВ при укладанні кожного витка і визначення програми переходу з витка на виток. Показано, що найважливіший етап розробки технології намотування АП загального виду - вибір схеми намотування, що визначає конструктивно-силову схему (КСС) конструкції. Для цього введені поняття – гранична точка намотування. Схема намотування будь-якого типу виробів може бути описана за допомогою масиву координат граничних точок та кутів армування. Наведено алгоритм розрахунку траєкторії укладання АМ на поверхні оправки. Описано особливості вибору порядку проходження витків. Порядок проходження витків впливає на кількість переплетень у структурі одержуваного у процесі намотування композиційного матеріалу і міцність виробу. Оптимальний порядок проходження витків за критерієм міцності визначається експериментально шляхом багаторазових відпрацьованих випробувань. Описано особливості вибору програм переходу з витка на виток. Алгоритм дій НВ при переході від одного витка до іншого - програма переходу складається з двох програм: програми входу у виток та програми виходу з витка. Алгоритм програм переходу залежить від обраного порядку витків і в кожному конкретному випадку залежить від конструктивних особливостей виробу. Для перевірки розробленої методики було проведено пробний розрахунок переднього горизонтального оперення легкого літака. В результаті виконаної роботи вдалося вирішити задачу процесу моделювання траєкторії укладання АМ для тіл складної форми з фіксованим типом перерізу, що виготовляються методом намотування з полімерного композиційного матеріалу (ПКМ). Подібною технологією можуть виготовлятися авіаційні конструкції типу «крило», «фюзеляж» літака та вертольота тощо. Таким чином, доведено можливість намотування АП загального вигляду на прикладі переднього горизонтального оперення легкого літака. Розширився діапазон виробництва виробів, що намотуються - тіл з довільним опуклим перетином і прямою твірною. Розроблено технологію виготовлення з ПКМ методом намотування неосесиметричних аеродинамічних силових елементів конструкції типу крил літака, лопатей вертольота, повітряних та водяних гвинтів. Знайдено схему армування поверхні, що дозволяє отримати змінну товщину стінки з її зменшенням від кореневої до кінцевої нервюри. Визначено траєкторії укладання армуючого матеріалу на поверхні з довільним опуклим перетином та переміщення робочих органів для трьох координатного намотувального верстата. Розроблена методика розрахунку може застосовуватися під час створення з ПКМ методом намотування різних аеродинамічних силових елементів конструкції з позитивною кривизною поверхні. Використання прогресивної високопродуктивної технології автоматизованого намотування волоконного армуючого матеріалу забезпечує значне скорочення трудовитрат при виготовленні цих агрегатів, зниження цін на них

порівняно з цінами існуючих металевих та композитних літаків, порівнянних за розмірами та обладнанням.

Ключові слова: метод намотування, керуюча програма намотування, траєкторії укладання, схеми намотування, армуючий матеріал, полімерний композиційний матеріал, намотувальний верстат, конструктивно-силова схема, переднє горизонтальне оперення, легкий літак.

Вступ

Всебічне розширення областей застосування композиційних матеріалів (КМ) та подальше зростання вимог, що висувуються до маси конструкцій з них, стабільності їх характеристик міцності та жорсткості привело до необхідності подальшого вдосконалення технології виробництва виробів з КМ. На перший план виступають технологічні способи, що дозволяють максимально автоматизувати технологічний процес та виробляти точний контроль відсоткового вмісту наповнювача, зв'язуючого та інших технологічних параметрів. Тому одним із найперспективніших способів отримання виробів із КМ є метод автоматизованого намотування.

Широке використання КМ провідними фірмами виробляється насамперед у високонавантажених несучих конструкціях літальних апаратів (ЛА).

До несучих поверхонь (НП) літальних апаратів відносяться крила, оперення, лопаті, керма і т.д., які служать для забезпечення польоту заданою траєкторією і є сильно навантаженими і дуже складними по конструктивно - технологічній реалізації агрегатами ЛА. Значна частина маси та аеродинамічного опору в ЛА припадає на частку НП.

Розробка виробів із ПКМ, що випускаються методом намотування, потребує удосконалених методів фізичного, конструкторського та технологічного моделювання, а також вивчення особливостей створення таких конструкцій [1].

Методи моделювання повинні враховувати низку специфічних особливостей, пов'язаних із завданнями визначення траєкторії укладання армуючого матеріалу та побудовою фізичної моделі одержаної конструкції [2]. При цьому необхідно враховувати вплив траєкторії укладання АМ на фізико-механічні характеристики конструкцій, що створюються.

Метою даної роботи є розробка методу формоутворення намотуванням композитних аеродинамічних поверхонь типу крило і зокрема переднього горизонтального оперення легкого багатоцільового літака.

Композитне крило легкого літака

У закритому акціонерному товаристві «Спеціальні авіаційні технології» (ЗАТ «САВІАТ») був розроблений та виготовлений дослідний варіант легкого багатоцільового літака [3], який містив високо- і низькорозташовані крила, зчленовані між собою по торцях пілонами, а також штовхаючий гвинт в кільці, встановлений в хвостовій частині фюзеляжу, при цьому низькорозташоване крило було виконано з прямою стрілоподібністю, крім того він був забезпечений цільноповоротним переднім горизонтальним оперенням (ПГО), а високорозташоване крило мало зворотну стрілоподібність і було встановлено центропланною частиною на верхній частині кільця штовхаючого гвинта, при цьому пілони були виконані стрілоподібними і забезпечені кермами управління по курсу, зчленовані крила утворювали в плані ромб, а при вигляді спереду високо- і низькорозташовані крила мали відповідно негативний та позитивний кут

поперечного V (рис. 1).

Особливістю конструкції літака було те, що вперше в практиці літакобудування основні агрегати (фюзеляж, крила, переднє горизонтальне оперення, кільце) були виготовлені з композиційних полімерних матеріалів з використанням технології автоматизованого намотування.

Крило літака є складною конструкцією, що працює в напружених умовах, обумовлених навантаженням різних за своєю природою сил, моментів, вібрацій та зовнішніх експлуатаційних впливів, таких як тиск, температура, сонячна радіація, атмосферна волога тощо. [4].



Рис. 1. Літак САВІАТ Е-1 із ПКМ

Водночас крило має бути легким, технологічним у виробництві та мати доступну для масового споживача ціну.

Традиційно всі основні елементи літака, у тому числі і крило, виготовляються з легких і міцних металів (літаки Гжелка, ІЛ-103 та інші); дерева або металу із зовнішньою поверхнею із просоченої різними речовинами тканини (Авіатика) та, в останні роки, з використанням композиційних матеріалів (літаки Е-4 та ін.).

Застосування композиційних матеріалів дозволяє істотно поліпшити експлуатаційні та масові характеристики, і вони все ширше використовуються в авіаційних конструкціях.

Таким чином крило конструктивно повинно виконуватися на основі елементів, що забезпечують йому малу вагу, високу міцність, а мінімальну трудомісткість виготовлення забезпечувати за рахунок застосування автоматизованої намотуючої технології, яка дозволяє створювати конструкції із субоптимальним розподілом міцності та просторових характеристик відповідно до діючих сил і навантажень. Цей ефект досягається раціональним поєднанням окремих елементів крила відповідно до розрахункової схеми.

Технологія намотування конструкцій типу несучих поверхонь

Елементи конструкцій несучих поверхонь (НП) моноблочного (монококового) типу з полімерного композиту (скло-або вуглепластика) доцільно виготовляти методом автоматизованого намотування на багатокординатному

намотувальном верстаті з ЧПУ.

Поставлено завдання створення технології безперервного автоматизованого намотування складнопрофільних виробів цілісної структури, гладкої поверхні та планомірно змінної товщини, наприклад, неосесиметричного аеродинамічного силового елемента, зі значним економічним ефектом за рахунок скорочення матеріаломісткості без зниження несучої здатності виробу, підвищення продуктивності та якості виробництва.

Одним із рішень поставленого завдання стала розробка технології виготовлення складнопрофільного виробу (типу крила, кіля, стабілізатора, лопаті несучого гвинта і т.п.) з композиційних матеріалів [5]. За цією технологією здійснюють безперервне багатоциклічне спіральне намотування композиційного армуючого матеріалу (АМ) на оправку, що обертається, від кінцевого її торця до кореневого і назад. При цьому укладання матеріалу здійснюють по комбінованій траєкторії, що складається в кожному циклі з чотирьох спіральних ділянок, двох прямолінійних переходів по кореновому торцю і двох окружних ділянок, що плавно переходять один в одного, причому початкову точку укладання матеріалу в кожному наступному циклі зміщують щодо аналогічної точки попереднього циклу у напрямі кореневого торця, а при виконанні переходів одночасно здійснюють вмотування закладних кріпильних елементів (рис. 2). Різні варіанти укладання армуючого матеріалу показані на рисунку 3.

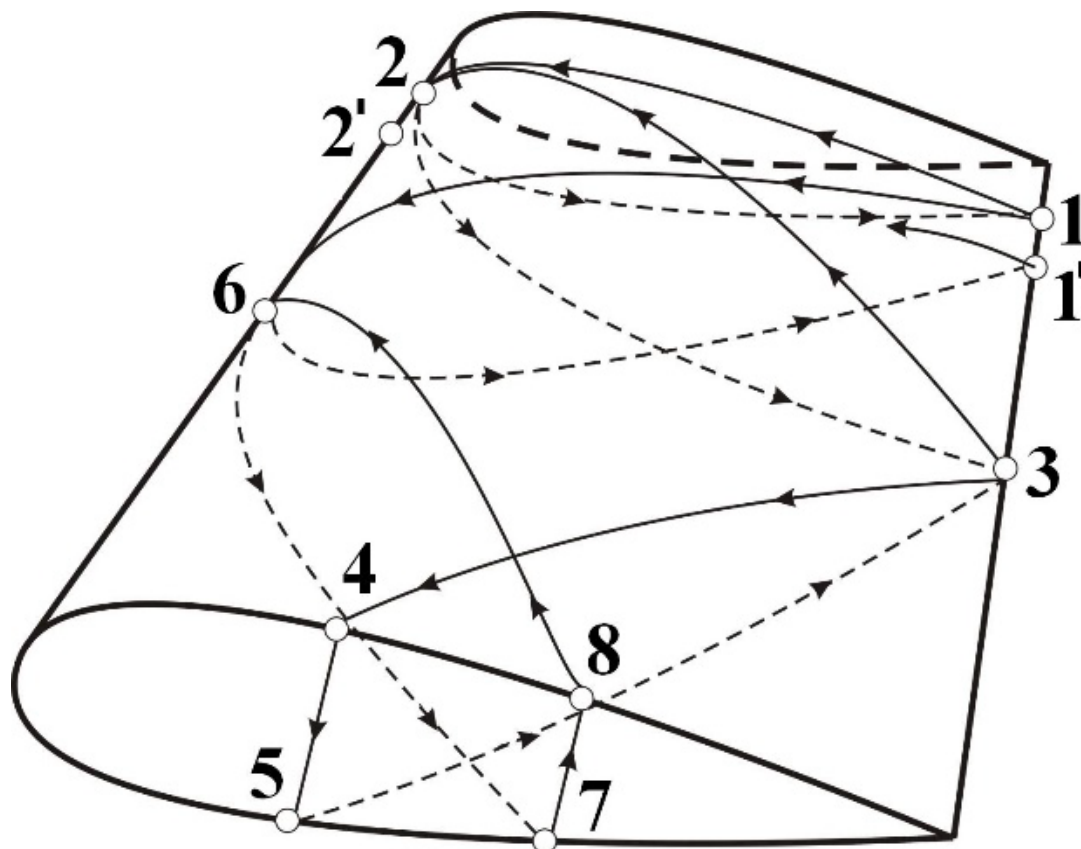


Рис. 2. Схема укладання АМ за розробленою технологією:

- 1 – початкова точка першого витка; 2 - 8 – точки укладання АМ першого витка;
1¹ – початкова точка другого витка; 2¹ – точка укладання АМ другого витка

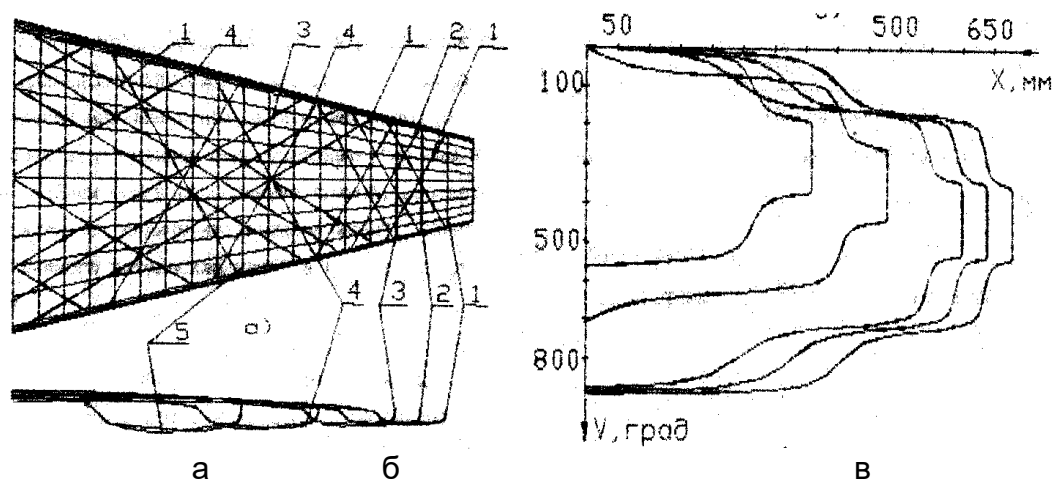


Рис. 3. Траєкторії укладки армируючого матеріала (цифрами обозначені варіанти расчёта): а – вид в плані (с АП); б – вид сбоку (без АП); в – вид в системі координат X-V

Сутність розробленої технології намотування полягає в наступному.

Укладання матеріалу з урахуванням зсувів між циклами дозволяє отримувати ділянки поверхні з різним числом спіральних шарів, які інтегрально дають збільшення товщини стінки у потрібному напрямку, наприклад, у бік кореневого перерізу крила. Це пояснюється тим, що частина поверхні з кінцевого торця, що лежить під ділянками окружного намотування першого циклу завдяки зміщенню автоматично звільняється від подальшого намотування, тобто від нашарування матеріалу, що укладається в другому циклі. Таким чином, подальше укладання матеріалу у бік кореневого торця йде не по всій поверхні, а за відрахуванням ділянки окружного намотування першого циклу. У третьому циклі матеріал укладатиметься по поверхні за відрахуванням ділянок окружного намотування першого та другого циклу тощо. Тобто здійснюється плавне нашарування матеріалу від кінцевого до кореневого торця.

При цьому поєднанні трьох видів намотування в кожному циклі окружної, спіральної та прямолінійної дозволяє при розрахунку керуючих програм намотування (КПН) максимально враховувати складний профіль виробу та здійснювати укладання матеріалу за оптимальною (геодезичною) траєкторією, що виключає сповзання матеріалу при навантаженнях, і тим самим, забезпечує повне використання його властивостей міцності.

Комбінації зсувів початкових точок укладання матеріалу між циклами в межах від укладання внахлест до укладання встик дозволяють забезпечувати планомірну зміну товщини стінки виробу в потрібному напрямку, наприклад, зростання товщини стінки профілю у бік кореневого перерізу, в результаті відпадає необхідність у такій дорогій технологічній операції, як ручне чи механічне доведення виробу до заданої форми, тобто знижується матеріаломісткість виробництва без зниження несучої здатності виробу.

При цьому, у міру намотування виробу, розташовані на протилежних сторонах поверхні оправки окружні ділянки зустрічного напрямку утворюють бандаж, поступово перекидає в бік кореневого торця нижні спіральні ділянки рівною поверхнею у вигляді смуг, що прилягають один до одного, з перехресним переплетенням тільки на бічних кромках виробу (рис. 4).

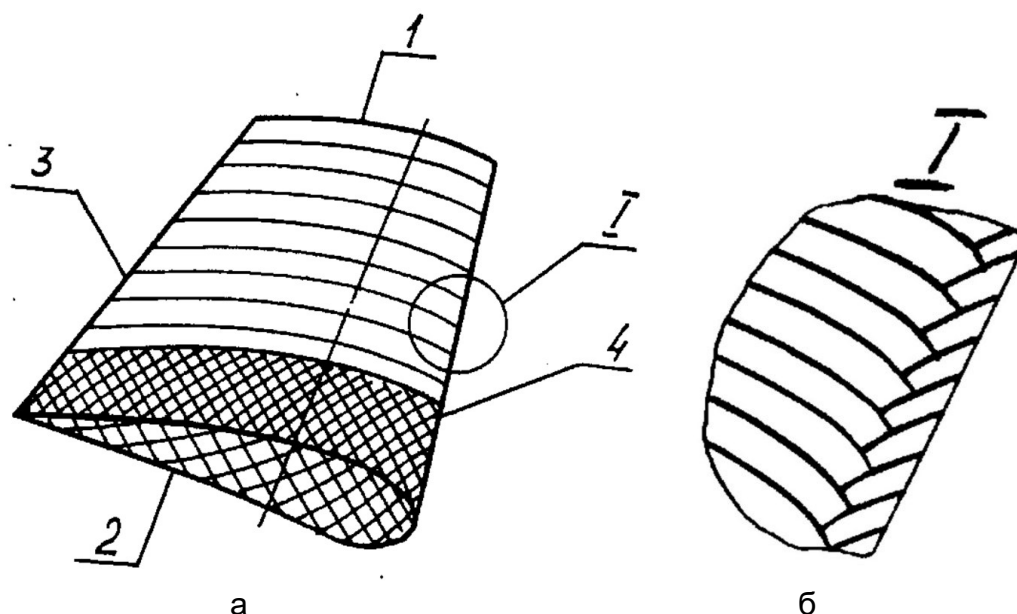


Рис. 4. Вид виробу в стадії завершення процесу намотування (а) та малюнок переплетення на бічних кромках виробу (б): 1 – кінцевий торець; 2 – кореневий торець; 3 – стрічки окружної ділянки; 4 – стрічки спіральної ділянки

Безперервне намотування матеріалу з двома переходами в кожному циклі через кореневий торець з одночасним вмотуванням закладних кріпильних елементів (типу нервюри), дозволяє здійснювати фланцеву (безлонжеронну) схему кріплення аеродинамічного профілю до базової конструкції, усунувши операцію їх ручної установки на стадії складання окремих елементів конструкції у готовий виріб. Це дозволяє створювати цілномотані нерозрізні конструкції з більш високими механічними властивостями на відміну від виробів, де застосовують традиційні з'єднання (наприклад, обшивки крила та нервюри) за допомогою елементів поперечного зв'язку (болти, гвинти, шпильки) з порушенням суцільності структури обшивки (свердління отворів під них), що послаблюють міцність пластику.

Основним принципом, який використовується для розрахунку ширини стрічки, є відповідність траєкторії укладання крайніх ниток стрічки траєкторії, що знаходиться в межах кута тертя, що перешкоджатиме розсипанню стрічки АМ.

При укладанні на основну поверхню крила нитку можна розміщувати за двома типами траєкторій:

- першим типом траєкторії вважатимемо таке розміщення нитки, при якому початок та кінець траєкторії розміщені на великому базовому перерізі технологічної поверхні (ТП) (рис. 5, а; точки 1 та 2);

- другим типом траєкторії вважатимемо таке розміщення нитки, при якому початок і кінець траєкторії розміщені на різних базових перерізах, великому та малому, технологічній поверхні (рис. 5, а; точки 1' і 2');

Для покладеного за першим типом АМ існують такі характеристики (рис. 5, б):

- кут укладання φ – кут, утворений у точці $P(x,y,z)$ напрямом кривої, по якій укладається волокно, та меридіаном, що проходить через дану точку;

- базовий перетин витка – перетин перпендикулярний до осі обертання, що має одну загальну точку з траєкторією укладання нитки, координата X якої є

мінімальною серед усіх точок, що належать траєкторії укладання. Дану точку називатимемо базовою точкою витка. Кут армування в цій точці дорівнюватиме 90° (рис. 5, б);

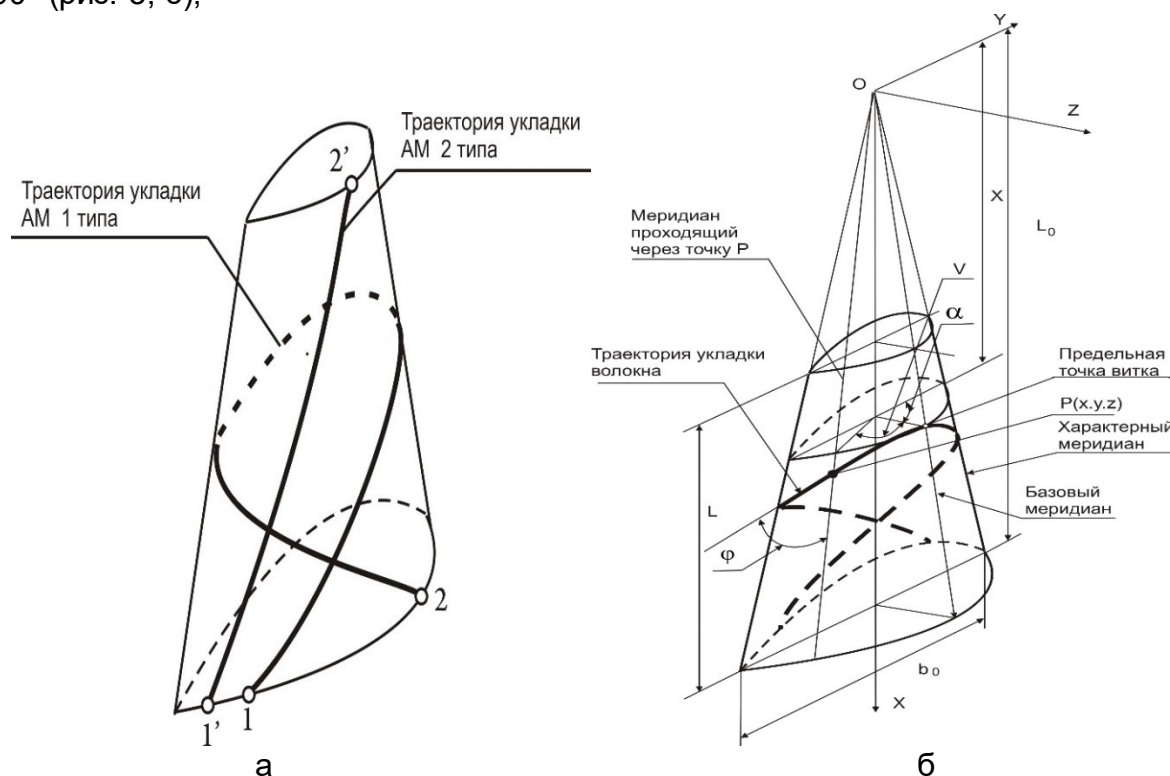


Рис. 5. Типи траєкторій укладання АМ (а), геометричні характеристики ТП та параметри витка укладання АМ (б)

- базова точка витка – точка, що належить витку укладання нитки, у якій зручно задавати кут армування;

- базовий меридіан – меридіан, що лежить у площині, що проходить через вісь обертання та граничну точку витка (при цьому дана площина називається базовою меридіональною); базовий меридіан та дотична до траєкторії укладання армуючого матеріалу в граничній точці витка утворюють прямиий кут;

- характерний меридіан – меридіан, що лежить у площині, що проходить через вісь обертання і початок координат місцевої системи координат напрямної (у нашому випадку напрямна це аеродинамічний профіль крила);

- окружний кут ν – кут між площиною, в якій лежить базовий меридіан і площиною, що проходить через вісь обертання та поточну точку укладання з координатами $P(x,y,z)$.

Поняття базовий перетин, гранична точка витка, характерний меридіан, кут α між площинами, що проходять через характерний меридіан і базовий меридіан, поряд з прийнятими для тіл обертання (базовий меридіан, окружний кут ν і кут армування ϕ), визначають геометричну інформацію про траєкторію укладання нитки першого типу [6].

Для повного визначення параметрів укладання нитки на технологічній поверхні, за першим типом при геодезичному намотуванні, достатньо задати координати граничних точок витків.

Розглянемо траєкторію укладання нитки другого типу.

Враховуючи, що крило працює в основному на вигин та кручення основний напрям укладання АМ по другому типу повинно здійснюватися в напрямку близькому до 0^0 , таким укладанням має бути меридіональне укладання АМ.

Ця укладка досить докладно описана для конусів обертання в багатьох джерелах [7] і може бути використана і для крил.

Розрізняють меридіональне застильне укладання від малого базового перерізу (рівнотовщинне), від більшого базового перерізу (щільне різнотовщинне) і паркетне (рівнотовщинне щільне). Слід зазначити, що паркетне укладання при безперервному намотуванні використовувати не можна через порушення умови безперервності процесу.

Можливі інші типи укладання, наприклад, еквідистантна щодо обраного меридіана.

Для забезпечення безперервності процесу намотування до витків нитки, що утворюють робочу поверхню, необхідно додати допоміжні витки, розрахунок яких наведено в роботі [8] поряд з визначенням порядку проходження витків першого та другого типу.

Для визначення кількості траєкторій першого типу необхідно визначити ширину технологічної стрічки АМ та коефіцієнт перекриття.

Ширина стрічки може вибиратися виходячи з низки параметрів:

- параметрів технологічного обладнання;
- параметрів реалізації вихідної міцності АМ;
- геометричних особливостей виробу

Виходячи з параметрів технологічного обладнання, суттєвим обмеження ширини технологічної стрічки можуть бути характеристики стрічко-формуючого тракту:

- характеристики шпулярника (кількість місць розміщення носіїв АМ);
- форма та параметри нітераскладчика (так для кільцевого нітераскладчика з діаметром отвору $D=6$ мм, $d_{max}=9,42$ мм.);

При визначенні ширини стрічки необхідно брати до уваги коефіцієнт реалізацію вихідної міцності АМ, так, наприклад, у джерелах [9,10] наводиться залежність ступеня реалізації міцності від ширини R стрічки для різних наповнювачів, а також вплив кількості ниток у стрічці на значення коефіцієнта армування.

Основним принципом, який використовується для розрахунку ширини стрічки виходячи з геометричних особливостей виробу, є відповідність траєкторії укладання крайніх ниток стрічки траєкторії, що знаходиться в межах кута тертя, що перешкоджатиме розсипанню стрічки АМ (рис. 6).

$$d = \arctg(\mu/2) \cdot R_{kmin}, \quad (1)$$

де μ – коефіцієнт тертя ковзання нитки на поверхні.

R_{kmin} – мінімальний радіус кривизни виробу в перерізі перпендикулярному напрямку укладання стрічки АМ (рис. 6).

Виходячи з певних параметрів технологічної стрічки АМ визначають кількість ниток

$$k_n = d / (D_b \cdot \sqrt{(1 + \psi)}), \quad (2)$$

де $D_b = \sqrt{\frac{4T}{\pi\rho}}$ – діаметр однієї нитки АМ; ψ – об'ємний зміст.

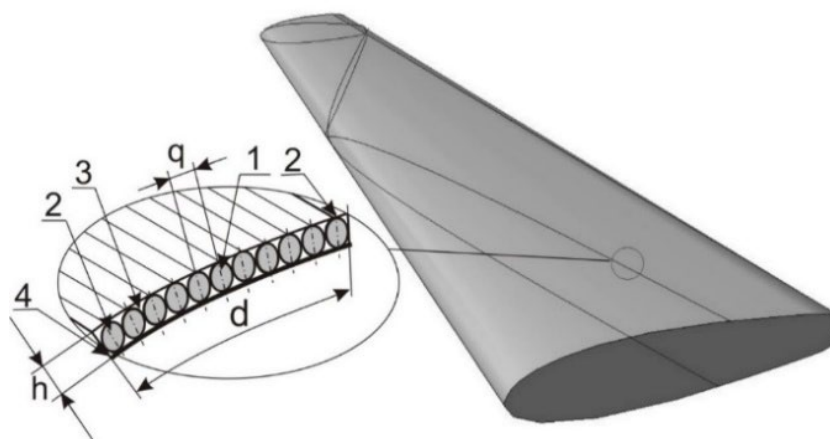


Рис. 6. Поперечний переріз композиційної стрічки з односпрямованих волокон (ниток), покладених на поверхню армування. 1 – середня нитка (волокно) стрічки; 2 – крайня нитка стрічки; 3 – зв'язуючий матеріал; 4 – лінія перерізу поверхні армування

Коефіцієнт перекриття

$$V = (d - t)/d, \quad (3)$$

де t – крок укладання АМ.

Таким чином, якщо задати t , крок укладання, що дорівнює d ширині стрічки АМ, ми отримаємо застильне намотування.

Знаючи коефіцієнт перекриття V можна визначити товщину композиту у зоні укладання:

$$T_3 = k \cdot h \cdot (1 + V), \quad (4)$$

де k – кількість шарів у зоні укладання; h – товщина стрічки АМ.

Щоб визначити кількість траєкторій необхідно визначити закон розміщення граничних точок витків.

При визначенні схеми намотування необхідно насамперед визначити критерії якості побудови мережі АМ [11,12,13]. У нашому випадку одним із критеріїв може бути умова забезпечення щільного (без зазорів) укладання армуючого матеріалу [9].

Очевидно, що при геодезичному намотуванні положення витка АМ повністю визначається геометричними параметрами оправки, координатами граничної точки витка, координатою X та кутом α між площинами, що проходять через характерний меридіан та базовий меридіан.

Є очевидним, що діапазон зміни координати X граничної точки витка лежить в межах від $L_0 - L$ до L_0 , а α від 0 до 2π .

Якщо за допомогою символу B позначити безліч точок, що належать траєкторії теоретичного витка, то конкретний виток можна представити як

$$B_{x,\alpha}, \text{ де } x \in [L_0 - L; L_0]; \text{ і } \alpha \in 0; 2\pi.$$

Розглянемо, як приклад, варіант укладання АМ при яких витки розташовані наступним чином:

$$B_{x_0}; B_{x, \pi} \text{ при цьому } X \text{ для кожної пари змінюється від } L_0 - L \text{ до } L_0 \text{ з кроком,}$$

що дорівнює ширині стрічки АМ d (рис. 7-9).

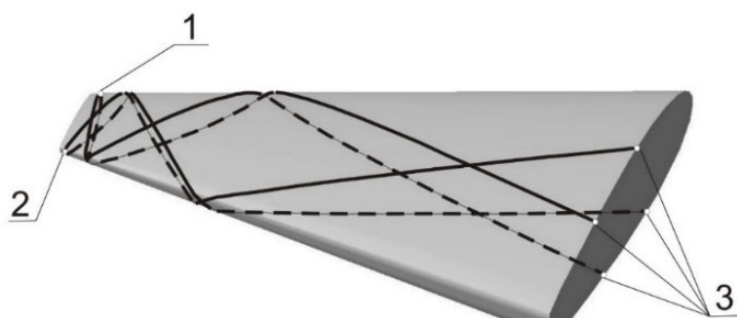


Рис. 7. Оправка для намотування НП з двома першими витками АМ:
1 – гранична точка витка V_{x0} ; 2 – гранична точка витка $V_x \pi$;
3 – точки початку та закінчення витків

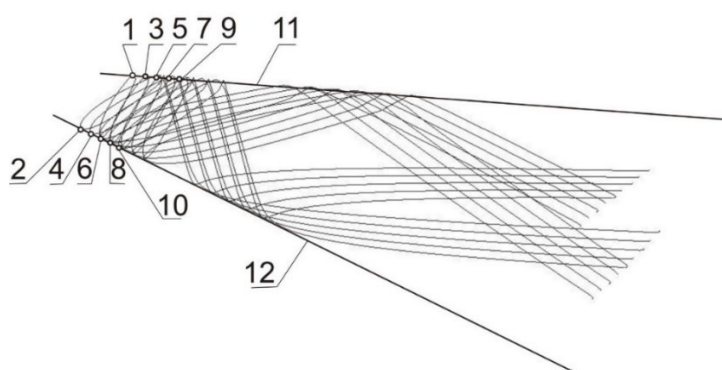


Рис. 8. Десять витків траєкторії укладання АМ:
1,3,5,7,9 – граничні точки витків V_{x0} ;
2,4,6,8,10 – граничні точки витків $V_x \pi$;
11,12 – базові меридіани

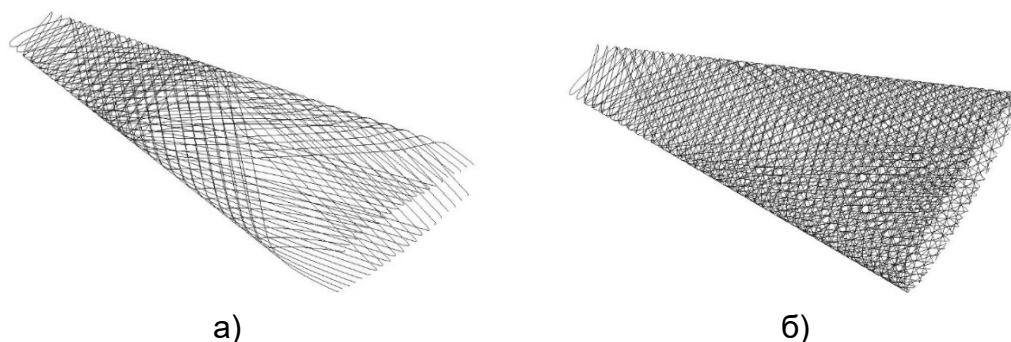


Рис. 9. Етапи намотування крила: а) 30 перших витків укладання АМ;
б) 88 витків укладання АМ

Намотування проводили на двокоординатному намотувальному верстаті токарного типу із застосуванням дворівневого керуючого обчислювального комплексу, що складається зі стійки ЧПК НЗЗ-1М і обчислювального комплексу СМ-1810.

Для підготовки керуючої програми намотування виробу використовували таку методику:

1. Аналіз геометричних даних та підготовка математичної моделі поверхні

виробу;

2. Вибір схеми намотування;
3. Розрахунок оптимальної (за геодезією) траєкторії укладання базового витка початкового циклу;
4. Розрахунок траєкторії переміщення робочих органів намотувального верстата, що забезпечують укладання базового витка за розрахованою траєкторією;
5. Підготовка керуючих програм намотування всіх циклів у форматі даних ЧПК.

Для перевірки ефективності запропонованого методу було виготовлено партію зразків аеродинамічного профілю (АП), у яких було реалізовано такі технологічні параметри намотування: тип волокна - склошпакет; кількість ниток у стрічці; ширина стрічки; товщина стрічки; лінійна густина волокна; тип зв'язуючого; температура зв'язуючого у просочувальній ванні; діаметр віджимної фільтри; діаметр отвору розкладника; температурно-часовий режим полімеризації.

Було виготовлено партію зразків АП з різним кроком намотування, що й визначало вагу дослідних виробів.

Таким чином, спосіб намотування безперервними комбінованими витками, що укладені по геодезії і плавно переходять один в одного з циклу в цикл, дозволяє проводити розрахунок загальної керуючої програми намотування всього виробу і здійснювати безперервне автоматизоване намотування складнопрофільних виробів планомірно змінної товщини, цілісної структури і гладкої поверхні, що забезпечує підвищення продуктивності та якості виробництва, а також зниження матеріаломісткості без зниження несучої здатності виробу.

На рисунках 10,11 представлено реалізацію технології виготовлення з КМ методом намотування неосесиметричного аеродинамічного силового елемента конструкції типу крила літака [14], а саме переднього горизонтального оперення.

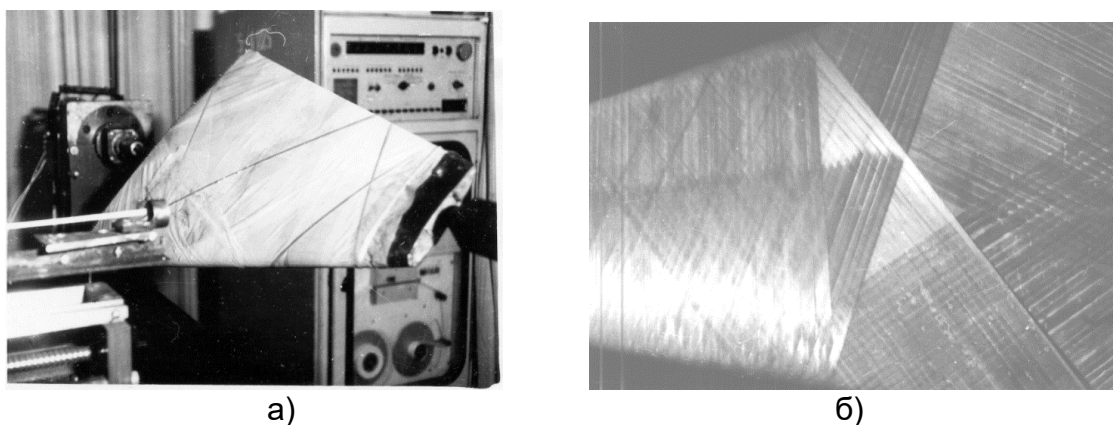


Рис. 10. Реалізація процесу намотування ПГО (а)
та зовнішній малюнок намотування (б)

Знайдено схему армування поверхні, що дозволяє отримати змінну товщину стінки з її зменшенням від кореневої до кінцевої нервюри. Отримано залежності, які необхідні для визначення траєкторії укладання армуючого матеріалу на поверхні з довільним опуклим перерізом і визначені траєкторії

переміщення робочих органів для трьох координатного намотувального верстата. Розроблена методика розрахунку може застосовуватися під час створення з КМ методом намотування різних аеродинамічних силових елементів конструкції з позитивною кривизною поверхні.

Для того, щоб проаналізувати реалізацію характеристик вихідних матеріалів у конструкціях крила малого подовження, скористаємося можливостями програми CosmosWorks CAD/CAM системи SolidWorks [15].

Додаток CosmosWorks є кінцево-елементним пакетом, який дозволяє розраховувати, в тому числі, і прогини конструкцій при статичному навантаженні.

Приклад результату розрахунків представлений на рисунку 12. При розрахунках методом послідовних наближень було підібрано характеристики матеріалу [8].

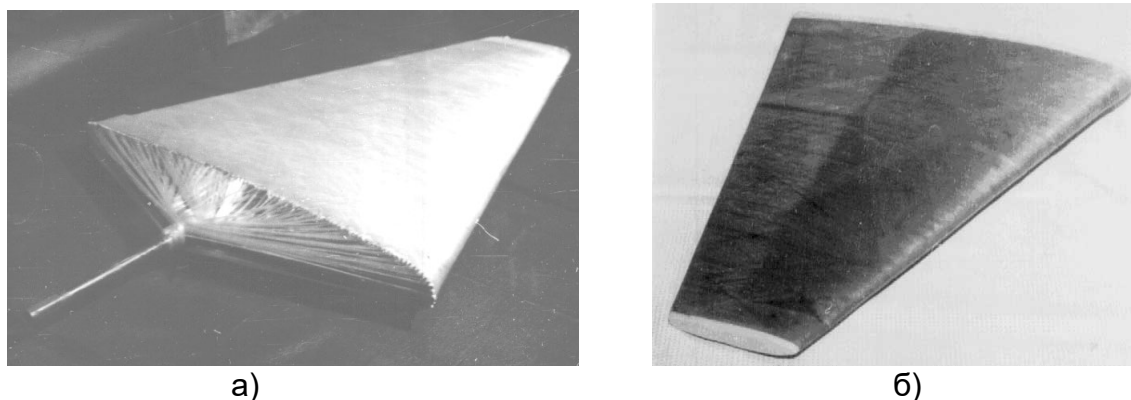


Рис. 11. Експериментальний зразок ПГО на оправці після намотування (а) та готове ПГО зі склопластику (б)

Проведено статичні випробування дослідних зразків ПГО для різних схем армування, отримано експериментальні дані та проведено порівняльний аналіз із розрахунковими даними (рис. 13).

Отримані результати дозволяють зробити висновок, що у випробуваних зразках ПГО характеристики матеріалу близькі отриманим при випробуваннях на розтяг, що говорить про високий коефіцієнт реалізації вихідних властивостей компонентів КМ у готовому виробі.

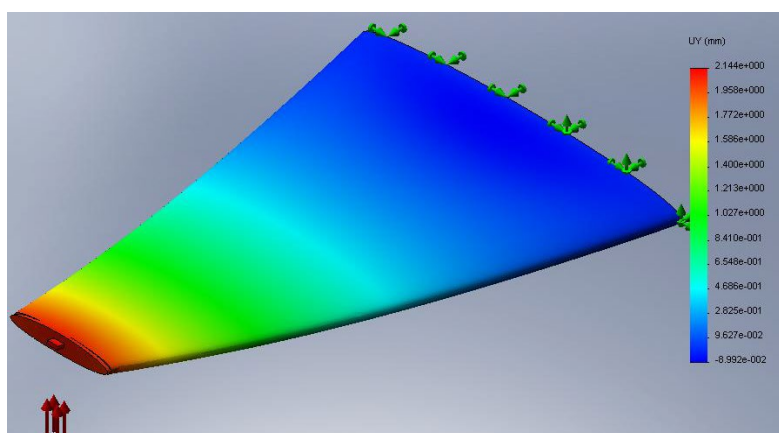


Рис. 12. Приклад розрахунку прогину крила з кроком намотування 5 мм та навантаженням 30 кг

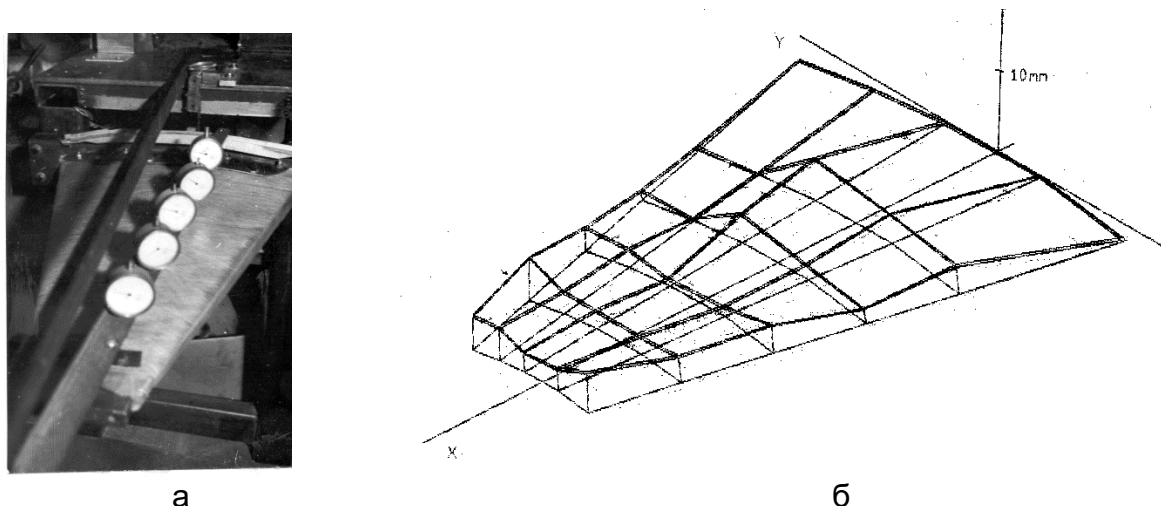


Рис. 13. Статичні випробування одного з дослідних зразків ПГО (а) та діаграма деформації при навантаженні 25 кг (б)

Ця технологія була реалізована у проекті легкого комерційного літака «Е-1», розробленого фірмою «САВІАТ», як переднього горизонтального оперення.

Розробленою технологією намотування з ПКМ неосесиметричних аеродинамічних силових елементів можуть виготовлятися авіаційні конструкції типу «крило», «фюзеляж», «оперение» літака та вертольота, лопаті вертольота, повітряні гвинти тощр.

Використання прогресивної високопродуктивної технології автоматизованого намотування волоконного армуючого матеріалу забезпечує значне скорочення трудовитрат при виготовленні цих агрегатів, зниження цін на них порівняно з цінами існуючих металевих та композитних літаків, порівнянних за розмірами та обладнанням.

Висновки

1. Розроблено метод моделювання траєкторії укладання армуючого матеріалу (АМ) при формоутворенні композитних аеродинамічних поверхонь (АП).

2. Показано, що процес розробки технології виготовлення конструкцій типу аеродинамічні несучі поверхні (НП) має суттєві відмінності від процесу розробки технології для осесиметричних виробів.

3. Показано загальну методику визначення траєкторії укладання армуючого матеріалу та описано нові підходи до завдання схеми армування.

4. Описано загальну методику розрахунку КРН для намотування АП.

5. Показано, що найважливіший етап розробки технології намотування АП загального виду – вибір схеми намотування, що визначає конструктивно-силову схему (КСС) конструкції.

6. Знайдено схему армування поверхні, що дозволяє отримати змінну товщину стінки з її зменшенням від кореневої до кінцевої нервюри.

7. Наведено алгоритм розрахунку траєкторії укладання АМ на поверхні оправки. Описано особливості вибору порядку проходження витків. Порядок проходження витків впливає на кількість переплетень у структурі одержуваного у процесі намотування композиційного матеріалу і міцність виробу.

8. Визначено траєкторії укладання армуючого матеріалу на поверхні з довільним опуклим перерізом та переміщення робочих органів для трьох координатного намотувального верстата.

9. В результаті виконаної роботи вдалося вирішити задачу моделювання траєкторії укладання АМ для тіл складної форми з фіксованим типом перерізу, що виготовляються методом намотування з полімерного композиційного матеріалу (ПКМ).

10. Для перевірки розробленої методики було проведено пробний розрахунок переднього горизонтального оперення легкого літака.

11. Розроблено технологію виготовлення з ПКМ методом намотування неосесиметричних аеродинамічних силових елементів конструкції. Подібною технологією можуть виготовлятися авіаційні конструкції типу «крило», «фюзеляж», «оперення» літака та вертольота, лопаті вертольота, повітряні гвинти тощо.

12. Використання прогресивної високопродуктивної технології автоматизованого намотування волоконного армуючого матеріалу забезпечує значне скорочення трудовитрат при виготовленні цих агрегатів, зниження цін на них порівняно з цінами існуючих металевих та композитних літаків, порівнянних за розмірами та обладнанням.

Список літератури

1. Рач, В. А., Погосян, М. А., Сироткин, О. С., Малков, И. В., Могильный, Г. А. Технология формообразования методом намотки силовых элементов из КМ для вакуумно – криогенных систем // Тр. 4-й Московской междунар. конф. «Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов», 26 – 29 апреля 2005г. – М.: Изд-во «Знание», 2006. – С. 430 – 434.

2. Боголюбов, В. С., Рыбаков, В. Н., Малков, И. В., Могильный, Г. А. Моделирование траектории укладки армирующего материала на изделиях сложной формы // Тр. 4-й Московской междунар. конф. «Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов», 26 – 29 апреля 2005г. – М.: Изд-во «Знание», 2006. – С. 478 – 483.

3. Пат. RU2001842C1. Легкий многоцелевой самолет. Егер В. С. Приоритет 27 ноября 1991 г. Подано 27 ноября 1991 г. Выдано 30 октября 1993 г. Опубликовано 30 октября 1993 г.

4. Пат. RU12819U1. МПК В64С 3/00; В32В 3/20. Композитное кессонное крыло легкого самолета. Егер В. С., Петручик В. П., Никитюк В. А., 28.04.1999, 10.02.2000 г.

5. Пат. RU 2 089 444 МКП В64С 3/20; В64F 5/00; В 32 В 33/00. Способ изготовления сложнопрофильных изделий из композиционных материалов методом непрерывной намотки. Рач В. А., Могильный Г. А., Малков И. В., Восточнoукраинский государственный университет, 25.08.1995, 10.09.1997 г.

6. Могильный, Г. А., Киреев, И. Ю. Определение основных геометрических характеристик аэродинамических поверхностей при изготовлении методом намотки из композиционных материалов. Вісник Східноукр. нац. ун-та, №4 (110). – С.158-167.

7. Цыплаков, О. Г. Научные основы технологии композиционно-волоконистых материалов. – Пермь: Перм. кн. изд-во, 1979. – 317 с.

8. Киреев, И. Ю. Технология намотки композитных крыльев малого удлинения беспилотных летательных аппаратов: дис. канд. техн. наук: 05.07.02. Харьков. – 2011. – 163 с.

9. Машиностроение. Энциклопедия /Ред.совет: К.В. Фролов (пред.) – М.: Машиностроение. Технология производства изделий из композиционных материалов, пластмасс, стекла и керамики. Т. III-6 / В.С. Боголюбов, О.С. Сироткин, Г.С. Головкин и др.; Под общ. ред. В.С. Боголюбова. 2006. – 576 с.

10. Малков, И. В. Научные основы технологии формообразования намоткой углепластиковых элементов ферменных конструкций космических аппаратов: дис. докт. техн. наук: 05.07.02. Луганск, 2001. – 451 с.

11. Маринин, В. И., Артеменко, А. А. Оптимизация траектории укладки нити на поверхности оправки. // Изв. вузов. Сев.-Кавк. регион. Техн. науки. – 2003. – Прил. 1. – С. 23-28.

12. Маринин, В. И., Князев, Д. Н., Журихин, С. М. Расчет сети намотки для сложной поверхности // Труды IV Московской международной конференции «Теория и практика технологии производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов»: Москва, – 2005.

13. Маринин, В. И., Князев, Д. Н., Журихин, С.М. Алгоритм построения опорной сети линий укладки нити на поверхности сложной формы // «Композиционные материалы в промышленности», Материалы двадцать шестой Междунар. конф. и выставки, 29 мая – 2 июня 2006 г., г. Ялта, Крым.

14. Пат. RU 2 266 847, МКП В64F 5/00, В64С 1/00, 3/26. Способ изготовления пустотелой аэродинамической конструкции из композиционных материалов. Криничный В.И. Открытое акционерное общество Таганрогский Авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева (RU). Заявлено 27.05.2004; опубл. 27.12.2005, бюл. № 36.

15. Алямовский, А. А. SolidWorks/CosmosWorks. Инженерный анализ методом конечных элементов. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 432 с.

References

1. Rach, V. A., Pogosyan, M. A., Sirotkin, O. S., Malkov, I. V., Mogilnyj, G. A. Tehnologiya formoobrazovaniya metodom namotki silovyh elementov iz KM dlya vakuumno – kriogennyh sistem // Tr. 4-j Moskovskoj mezhdunar. konf. «Teoriya i praktika tehnologij proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov i novyh metallicheskih splavov», 26 – 29 aprelya 2005g. – М.: Izd-vo «Znanie», 2006. – S. 430 – 434.

2. Bogolyubov, V. S., Rybakov, V. N., Malkov, I. V., Mogilnyj, G. A. Modelirovanie traektorii ukladki armiruyushego materiala na izdeliyah slozhnoj formy // Tr. 4-j Moskovskoj mezhdunar. konf. «Teoriya i praktika tehnologij proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov i novyh metallicheskih splavov», 26 – 29 aprelya 2005g. – М.: Izd-vo «Znanie», 2006. – S. 478 – 483.

3. Pat. RU2001842C1. Legkij mnogocelevoj samolet. Eger V. S. Prioritet 27 noyabrya 1991 g. Podano 27 noyabrya 1991 g. Vydano 30 oktyabrya 1993 g. Opublikovano 30 oktyabrya 1993 g.

4. Pat. RU12819U1. MPK В64С 3/00; В32В 3/20. Kompozitnoe kessonnoe krylo legkogo samoleta. Eger V. S., Petrushik V. P., Nikityuk V. A., 28.04.1999, 10.02.2000 g.

5. Pat. RU 2 089 444 МКП В64С 3/20; В64F 5/00; В 32 В 33/00. Sposob

izgotovleniya slozhnoprofilnyh izdelij iz kompozicionnyh materialov metodom nepreryvnoj namotki. Rach V. A., Mogilnyj G. A., Malkov I. V., Vostochnoukrainskij gosudarstvennyj universitet, 25.08.1995, 10.09.1997 g.

6. Mogilnyj, G. A., Kireev, I. Yu. Opredelenie osnovnyh geometri-cheskih harakteristik aerodinamicheskikh poverhnostej pri izgotovlenii metodom namotki iz kompozicionnyh materialov. Visnik Shidnoukr. nac. un-ta, №4 (110). – S.158-167.

7. Cyplakov, O. G. Nauchnye osnovy tehnologii kompozicionno-voloknistyh materialov. – Perm: Perm. kn. izd-vo, 1979. – 317 s.

8. Kireev, I. Yu. Tehnologiya namotki kompozitnyh krylev malogo udlineniya bespilotnyh letatelnyh apparatov: dis. kand. tehn. nauk: 05.07.02. Harkov. – 2011. – 163 s.

9. Mashinostroenie. Enciklopediya /Red.sovet: K.V. Frolov (pred.) – M.: Mashinostroenie. Tehnologiya proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov, plastmass, stekla i keramiki. T. III-6 / V. S. Bogolyubov, O. S. Sirotkin, G. S. Golovkin i dr.; Pod obsh. red. V.S. Bogolyubova. 2006. – 576 s.

10. Malkov, I. V. Nauchnye osnovy tehnologii formoobrazovaniya namotkoj ugleplastikovyh elementov fermennyh konstrukcij kosmicheskikh apparatov: dis. dokt. tehn. nauk: 05.07.02. Lugansk, 2001. – 451 s.

11. Marinin, V. I., Artemenko, A. A. Optimizaciya traektorii ukladki niti na poverhnosti opravki. // Izv. vuzov. Sev.-Kavk. region. Tehn. nauki. – 2003. – Pril. 1. – S. 23-28.

12. Marinin, V. I., Knyazev, D. N., Zhurihin, S. M. Raschet seti namotki dlya slozhnoj poverhnosti // Trudy IV Moskovskoj mezhdunarodnoj konferencii «Teoriya i praktika tehnologii proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov i novyh metallicheskih splavov»: Moskva, – 2005.

13. Marinin, V. I., Knyazev, D. N., Zhurihin, S.M. Algoritm postroeniya opornoj seti linij ukladki niti na poverhnosti slozhnoj formy // «Kompozicionnye materialy v promyshlennosti», Materialy dvadcat shestoj Mezhdunar. konf. i vystavki, 29 maya – 2 iyunya 2006 g., g. Yalta, Krym.

14. Pat. RU 2 266 847, MKP B64F 5/00, B64C 1/00, 3/26. Sposob izgotovleniya pustoteloj aerodinamicheskoy konstrukcii iz kompozicionnyh materialov. Krinichnyj V. I. Otkrytoe akcionernoe obshestvo Taganrogskij Aviacionnyj nauchno-tehnicheskij kompleks im. G. M. Berieva (RU). Zayavleno 27.05.2004; opubl. 27.12.2005, byul. № 36.

15. Alyamovskij, A. A. SolidWorks/CosmosWorks. Inzhenernyj analiz metodom konechnyh elementov. – M.: DMK Press, 2004. – 432 s.

Надійшла в редакцію 16.10.2024, розглянута на редколегії 21.10.2024

Shaping by winding of the composite front horizontal tail of a light aircraft

A process has been developed for modeling the trajectory of laying reinforcing material (RM) during the formation of composite aerodynamic surfaces (AS). The work provides a brief description of the types of structures of aircraft of complex shape according to the criterion of the possibility of manufacturing by the winding method, in which certain types of surface shapes are highlighted according to the condition of determining the laying trajectory and developing a winding control program (WCP) for CNC machines. It is shown that the process of developing technology for

manufacturing structures such as aerodynamic load-bearing surfaces has significant differences from the process of developing technology for axisymmetric products. The general technique for determining the trajectory of laying reinforcing material is shown and new approaches to specifying the reinforcement pattern are described. The general methodology for calculating the WCP for winding the AS is described. Calculation of the movements of the working parts of a winding machine (WM) includes several subtasks: choosing the order of passage of individual turns of the RM, calculating the movements of the working parts of the WM when laying each turn, and determining the program for transition from turn to turn. It is shown that the most important stage in the development of general-type AS winding technology is the choice of a winding scheme that determines the structural-force diagram (SFD) of the structure. For this purpose, the concept of the limiting point of winding has been introduced. The winding pattern of any type of product can be described by an array of coordinates of boundary points and reinforcement angles. An algorithm for calculating the trajectory of RM placement on the surface of the mandrel is presented. The features of choosing the order of passage of turns are described. The order in which the turns pass affects the number of weaves in the structure of the composite material obtained during the winding process and the strength of the product. The optimal order of passing turns according to the strength criterion is determined experimentally through repeated development tests. The features of choosing programs for transition from turn to turn are described. The algorithm of actions of the WM during the transition from one turn to another - the transition program consists of two programs: the program for entering the turn and the program for exiting the turn. The algorithm of transition programs depends on the chosen order of turns and in each specific case depends on the design features of the product. To test the developed methodology, a test calculation of the front horizontal tail of a light aircraft was carried out. As a result of the work done, it was possible to solve the problem of modeling the RM laying trajectory for bodies of complex shape with a fixed type of section, manufactured by the winding method from a polymer composite material (PCM). This technology can be used to produce aircraft structures such as "wing", "fuselage" of an airplane, helicopter, and the like. Thus, the possibility of winding a general type AS has been proven using the example of the horizontal front tail of a light aircraft. The range of production of wound products has expanded - bodies with an arbitrary convex section and a straight generatrix. A technology has been developed for manufacturing from PCM by winding non-axisymmetric aerodynamic power structural elements such as aircraft wings, helicopter blades, air and water propellers. A surface reinforcement scheme has been found that makes it possible to obtain a variable wall thickness with its decrease from the root to the end rib. The trajectories of laying reinforcing material on a surface with an arbitrary convex section and the movement of working parts for a three-axis winding machine are determined. The developed calculation method can be used to create various aerodynamic structural elements with positive surface curvature from PCM by winding. The use of advanced high-performance technology for automated winding of reinforcing fiber material provides a significant reduction in labor costs in the manufacture of these units, reducing their prices compared to the prices of existing metal and composite aircraft of comparable size and equipment.

Keywords: winding method, core winding program, laying trajectories, winding schemes, reinforcing material, polymer composite material, winding bench, structural-power scheme, front horizontal tail, light airframe.

Відомості про авторів:

Малков Ігор Владиславович – доктор технічних наук, професор, професор каф. 103 «Проектування літаків та вертольотів» Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Україна, e-mail: i.malkov@khai.edu

About the Authors:

Malkov Igor – Doctor of Technical Sciences, Professor, Dep. № 103 «Aircraft and Helicopter Design», National Aerospace University «KhAI», Ukraine, e-mail: i.malkov@khai.edu