

Формоутворення намотуванням анізотричних композитних сітчастих корпусних конструкцій літальних апаратів

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

Розроблено процес моделювання траєкторії укладання армуючого матеріалу (АМ) при формоутворенні анізотричних композитних сітчастих корпусних конструкцій (СКК). 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 складної форми (КСФ) 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 КСФ. 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 КСФ загального виду - вибір схеми намотування, що визначає конструктивно-силову схему (КСС) конструкції. Для цього введені поняття – базова точка та базовий кут армування. Схема намотування будь-якого типу виробів може бути описана за допомогою масиву координат базових точок та базових 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 корпусної КСФ загального вигляду. 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 КСФ загального вигляду на прикладі сітчастих корпусних конструкцій. В результаті розширився діапазон виробництва виробів, що намотуються - тіл з довільним опуклим перетином і прямою твірною.

Ключові слова: метод намотування, керуюча програма намотування, траєкторії укладання, схеми намотування, армуючий матеріал, полімерний композиційний матеріал, намотувальний верстат, конструктивно-силова схема, конструкції складної форми, сітчасті корпусні конструкції.

Вступ

У сучасному авіабудуванні найбільш широко застосовуються дві конструктивно-технологічні концепції – підкріплена та тришарова конструкції.

Основна особливість цих концепцій полягає в тому, що в таких конструкціях навантаження сприймається в основному обшивкою, а ребра або заповнювач забезпечують згинальну жорсткість та опір втрати стійкості. Слід зазначити, що у конструкціях таких концепцій ні обшивка, ні ребра не є односпрямованими, що значно знижує ефективні характеристики композитного матеріалу. Як відомо, заміна металевих сплавів композитними матеріалами призводить до зниження маси конструкцій загалом на 15-20%. При цьому сучасні вуглепластики перевершують алюмінієві сплави за питомою міцністю у 5-6 разів, а за питомою жорсткістю у 2-3 рази. Вочевидь, що у цих традиційних концепціях потенційні можливості композитних конструкційних матеріалів реалізуються далеко ще не повністю. Це пояснюється основною особливістю композитів – прояв високих механічних характеристик відбувається лише при навантаженні у напрямку волокон. Однак у підкріплених конструкціях, що використовуються в авіаційній техніці, обшивка при використанні композитів виконується з конструктивно-технологічних міркувань шаруватою, що складається з різноорієнтованих односпрямованих шарів, а структура стрингерів і шпангоутів також не є односпрямованою. В результаті характеристики шаруватого матеріалу виявляються суттєво нижчими за характеристики односпрямованого матеріалу, а вагова ефективність композитної конструкції в основному визначається низькою щільністю матеріалу [1].

Геодезичні сітчасті конструкції (анізотричні конструкції) в основному мають форму циліндричної або конічної оболонок, а також пологих оболонок подвійної кривизни або плоских елементів, що складаються із системи односпрямованих спіральних та кільцевих ребер, виготовлених методом автоматичного безперервного намотування. Висока вагова та економічна ефективність анізотричних конструкцій визначається тим, що як матеріал несучих елементів використовується односпрямований вуглепластик (склопластик), що має високу питому міцність і жорсткість, а як базовий технологічний процес – метод автоматичного намотування, що дозволяє отримувати інтегральні композитні конструкції з відносно низькою вартістю (рис. 1).

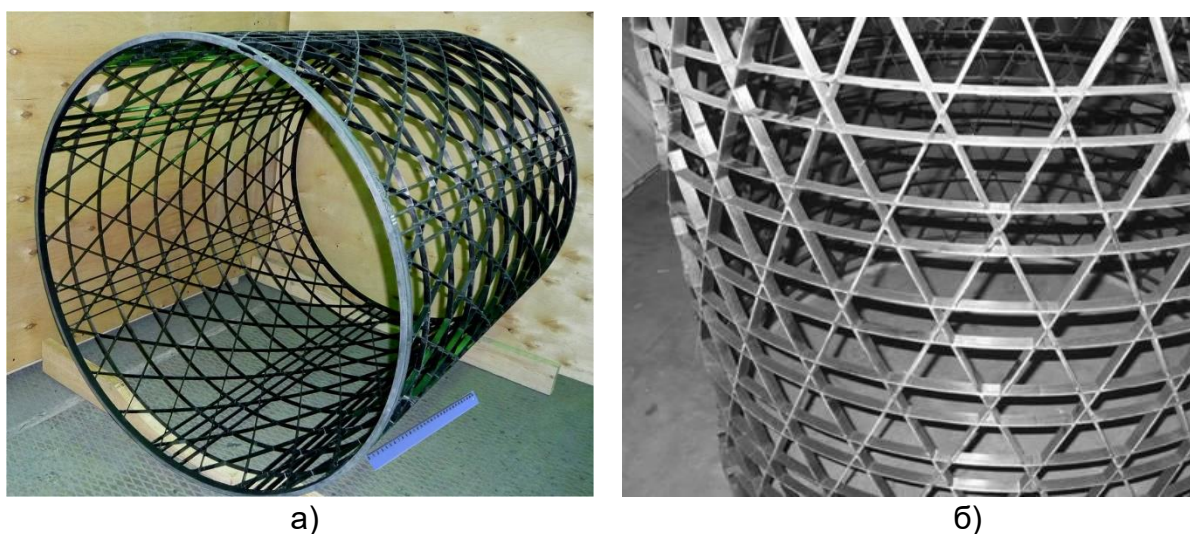


Рис. 1. Структура сітчастої конструкції (а) та її фрагмент (б)

В анізогريدних сітчастих конструкціях (СК) основними несучими елементами є ребра. Вони забезпечують одночасно як мембранну, так і згинальну жорсткість конструкції і виготовляються з односпрямованого вуглепластику, що має високу питому жорсткість і міцність.

На даний момент відомо, що ребра, що виготовляються в промислових умовах, мають дуже високі механічні характеристики, а об'ємний зміст волокон в ребрах приблизно в 1,5 рази менше, ніж у традиційному композитному матеріалі. Так, наприклад, для високомодульних вуглепластиків ($E=220$ ГПа) модуль пружності ребер становить 185 ГПа, що практично відповідає модулю сталі при густині, в 5,2 рази меншою. Очевидно, що такі характеристики забезпечують дуже високу вагову ефективність анізогريدних конструкцій.

Сітчаста конструкція є інтегральною – з'єднання ребер між собою, а також з іншими елементами конструкції реалізується в процесі полімеризації зв'язуючого композитного матеріалу та не потребує додаткових елементів.

Обшивка в таких конструкціях використовується лише для сприйняття аеродинамічних навантажень. Вона також може бути виготовлена намотуванням або викладкою.

Слід виділити основні переваги сітчастої конструкції при реалізації в авіаційній техніці:

- сітчаста конструкція має високу надійність. Ушкодження обшивки не спричиняють пошкодження основних несучих елементів – ребер. Конструкція допускає локальне пошкодження ребер без помітного зниження несучої здатності;

- сітчасті конструкції позбавлені принципових недоліків властивих стрінгерних конструкцій з несучою обшивкою (не порушується монолітність конструкції на початкових етапах навантаження, не утворюються «невидимі» дефекти типу розшарування несучої обшивки через її невелику товщину);

- сітчаста конструкція є повністю інтегральною, тобто виготовленою за один технологічний процес.

Враховуючи ці переваги, можна зробити висновок, що повсюдне впровадження сітчастих конструкцій в авіабудівну галузь призведе до дуже позитивних результатів у вирішенні таких завдань як зниження маси конструкції літака, збільшення ресурсу, ремонтпридатності в непередбачуваних для обслуговування умовах.

Таким чином, реалізація анізогريدної концепції є перспективним напрямом розвитку конструктивно-технологічних процесів в авіаційній техніці.

У сітчастих конструкціях обшивці приділяється допоміжна роль — вона забезпечує міцність і герметичність фюзеляжу при впливі надлишкового внутрішнього тиску в межах порівняно невеликого осередку; зовнішні навантаження, що у польоті на фюзеляж, сприймаються системою ребер. Таким чином, сітчаста конструкція є суттєво надійнішою, ніж тришарова. Більш того, сітчаста конструкція, маючи односторонню обшивку, приблизно на 20% легша за тришарову, при цьому зберігається її перевага перед металевією конструкцією.

Висока вагова та економічна ефективність сітчастих конструкцій дозволяє використовувати їх як перехідні відсіки, адаптери, обтічники космічних носіїв, фюзеляжі літаків (рис. 2), несучі баки, щогли та башти різного призначення.

На цей час відпрацьовано виробництво сітчастих конструкцій діаметром 4 м і довжиною 8 м на погонне осьове стискаюче навантаження до 600 кН/м.

Сітчасті структури унікальні за своїми фізико-механічними характеристиками. Їх застосування дозволяє знизити масу виробу у 2 та більше разів.

У зв'язку з успішним досвідом розробки та застосування композиційних сітчастих конструкцій у ракетно-космічній техніці, де їх впровадження дозволило суттєво підвищити вагову досконалість конструкцій, доцільно провести оцінку можливості їх використання в авіаційних конструкціях, зокрема у конструкціях фюзеляжу літака або хвостової балки вертольота [2]. На рис. 3 наведено загальний вигляд хвостової балки ізогридної (сітчастої) конструкції вертольота, виготовленої з композиційних матеріалів.

Швидкий розвиток комп'ютерної техніки дозволяє широко впроваджувати цифрові технології у різні галузі. Однією з найбільш наукомістких є проблема створення складнопрофільних конструкцій із полімерних композиційних матеріалів. Такі матеріали широко впроваджуються в авіаційній та ракетно-космічній техніці. За оцінками фахівців, метод намотування – перспективний метод створення конструкцій із ПКМ [3].

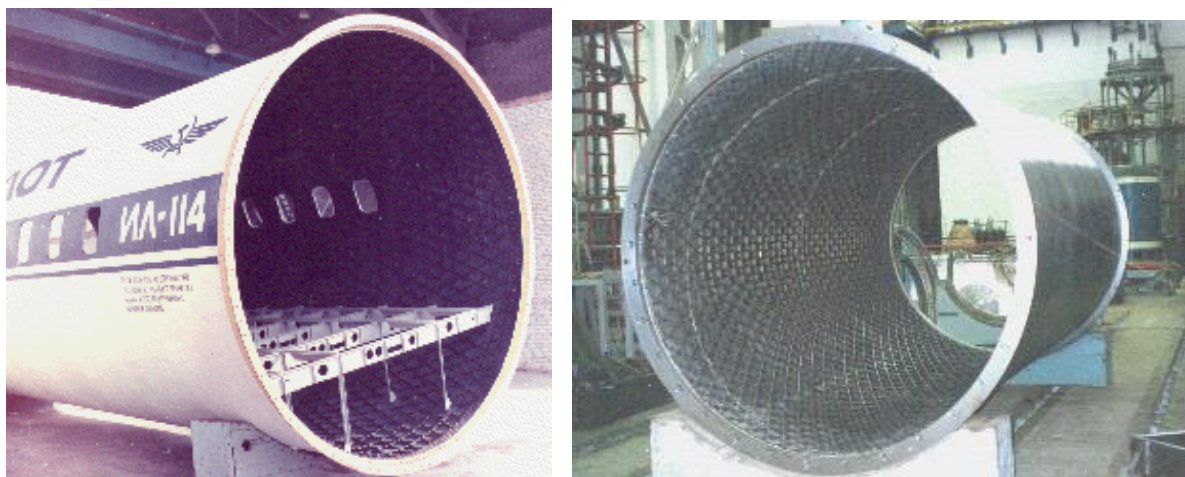


Рис. 2. Фюзеляж літака Ил-114 сітчастої конструкції

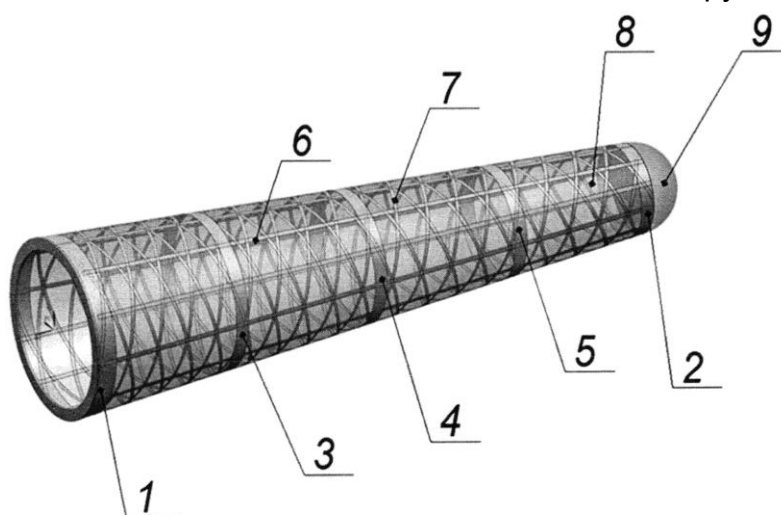


Рис.3. Ізогридна (сітчаста) хвостова балка вертольота, виготовлена з композиційних матеріалів: 1 – підсилюючий торцевий шпангоут у районі стику з фюзеляжем; 2 – підсилюючий торцевий шпангоут у районі хвостового оперення; 3 і 4 – посилюючі шпангоути; 5 – підсилюючий шпангоут у районі хвостового оперення; 6 - поздовжні ребра; 7 – спіральні ребра; 8 – обшивка; 9 – оболонка

Розробка виробів із ПКМ, що випускаються методом намотування, потребує удосконалених методів фізичного, конструкторського та технологічного моделювання, а також вивчення особливостей створення таких конструкцій [4].

Методи моделювання повинні враховувати низку специфічних особливостей, пов'язаних із завданнями визначення траєкторії укладання армуючого матеріалу та побудовою фізичної моделі одержаної конструкції [5]. При цьому необхідно враховувати вплив траєкторії укладання АМ на фізико-механічні характеристики конструкцій, що створюються.

Метою даної роботи є розробка методу формоутворення намотуванням анізотричних композитних сітчастих корпусних конструкцій.

Класифікація та моделювання корпусних конструкцій складної форми

Попередній аналіз конструкцій складної форми (КСФ), що використовуються в машинобудуванні, показав, що більшість із них має хоча б одну площину або вісь симетрії (криволінійну чи прямолінійну). КСФ загального виду можна розбити на три великі класи:

- корпусні (корпуси яхт, автомашин, фюзеляжі літаків та гелікоптерів) (рис. 4);
- фітингові, що мають криволінійну вісь симетрії (стійка шасі для легкого літака, трубопроводи);
- багатопроменеві (трійники, хрестовини).

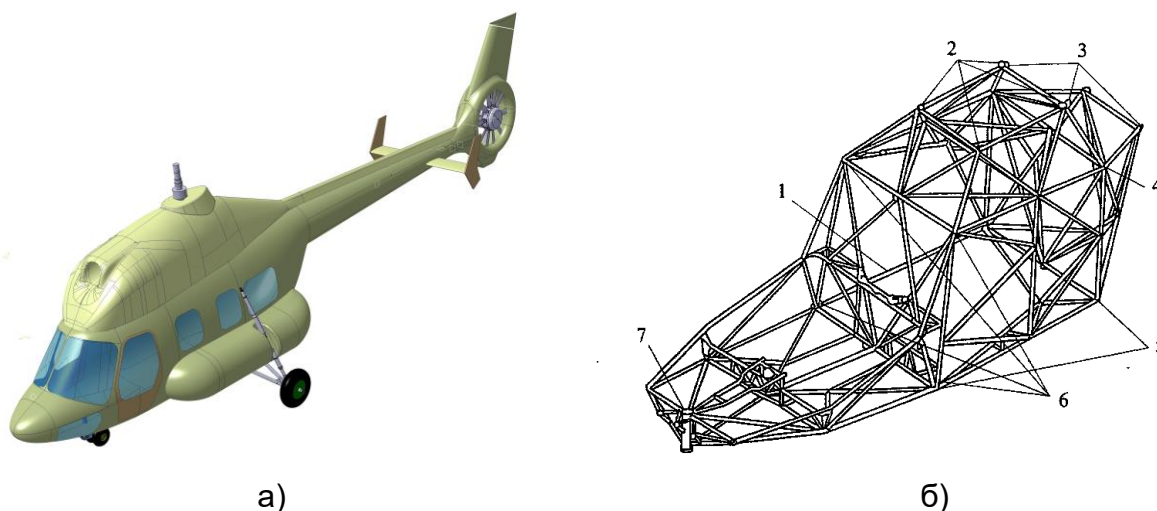


Рис. 4. Майстер-геометрія вертольота (а) та КСС ферменної центральної частини фюзеляжу вертольота (б):

- 1 – знімний стрижень ферми; 2 – вузли кріплення редукторної рами;
- 3 – вузли кріплення хвостової балки; 4 – вузол кріплення амортизаційної стійки;
- 5 – опори для встановлення на домкрати; 6 – вузли кріплення каркаса кабіни;
- 7 – стакан кріплення передньої ноги шасі

Вкрай рідко в машинобудуванні використовуються вироби, що відносяться відразу до двох класів. Кожен клас можна поділити на групи. Наприклад, у класі корпусних КСФ є конструкції з однією, двома, трьома площинами симетрії і т. д., конструкції з фіксованим і змінним видом перерізу.

Розглянемо корпусні КСФ із фіксованим видом перерізу. До них відносять всі КСФ, що мають довільну опуклу утворюючу, і той самий тип перерізу по довжині виробу.

Керуюча програма намотування є відображенням всього технологічного процесу намотування. Тому основну увагу приділимо питанню підготовки програми намотування КСФ загального виду, що становить понад 60% загальної трудомісткості всього етапу технологічної підготовки виробництва.

Методика розрахунку КПН для намотування подібних КСФ у загальному випадку складається з наступних етапів [6]:

- 1) підготовка геометричних даних про вироб, що намотується;
- 2) аналітична (або графічна) інтерпретація геометричних даних;
- 3) вибір схеми намотування;
- 4) розрахунок переміщень робочих органів намотувального верстата;
- 5) підготовка КПН у форматі даних ЧПУ НВ.

Пункти 4 та 5 виконуються при розрахунку УПН для кожного витка.

Загальна схема завдання аналогічна методиці розрахунку КПН для тіл типу «крило» [7]. Підготовка КПН неможлива без застосування САПР із використанням сучасних ЕОМ. Так, на етапах підготовки геометричних даних про вироб, що намотується, та їх інтерпретації (п.п. 1 і 2) буде потрібно введення та обробка кількох перерізів. А на етапі вибору схеми намотування (п. 3), як правило, не вдається обійтися однією ітерацією, за якої вдалося б відразу врахувати особливості схеми навантаження та умов роботи конкретного виробу. У деяких випадках неможливо заздалегідь визначити трудомісткість цього етапу, тому результати розрахунку траєкторії укладання АМ на поверхні оправки (п. 4) безпосередньо залежать від результатів попереднього етапу, і в кожному випадку зміни схеми намотування необхідно перераховувати траєкторії укладання АМ.

В результаті проведеного аналізу було встановлено, що етап розрахунку переміщень робочих органів 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. Всі ці підзавдання тісно пов'язані між собою та з роботами, що виконуються при виборі схеми намотування.

Система координат, в якій розташоване тіло, ортогональна з осями ОХ, ОУ, ОZ, де ОХ розташована по осі обертання оправки, тобто паралельна поздовжній подачі верстата; ОУ – перпендикулярна до осі ОХ і паралельна поперечній подачі верстата; ОZ – перпендикулярна до осі ОХ і спрямована вертикально вгору.

Припустимо, що переріз КСФ виражається функцією

$$Z = S(Y), \quad (1)$$

де Y , Z – виражені у відносних одиницях.

Для корпусних КСФ з фіксованим типом перерізу зовнішній вигляд виробу може бути заданий функцією зміни розміру перерізу однієї з меридіональних площин. Нехай, наприклад, задана функція для меридіональної площини ХОУ:

$$R = F(X). \quad (2)$$

Тоді поверхню КСФ може бути описана за допомогою алгебологічної моделі, утвореної за кінематичному принципу. У цьому випадку функція (2)

замінюється ламаною R_1 завдовжки ΔX . Причому параметри будь-якого відрізка ламаної в діапазоні $[X_i, X_{i+1}]$ можуть бути визначені

$$R_{1(i,i+1)} = \frac{F(X_{i+1}) - F(X_i)}{\Delta X} (X - X_i) + F(X_i) \quad (3)$$

де X – належить інтервалу $[X_i, X_{i+1}]$.

У цьому випадку поверхня КСФ замінюється на ребристу поверхню, що складається з великої кількості елементарних поверхонь з прямою утворювальною та перерізом (рис. 5), що виражається функцією (3). Тоді кожному окремо взятому елементу можна підійти, як із розрахунку виробів типу «крило» [7]. Однак при цьому необхідно врахувати деякі особливості.

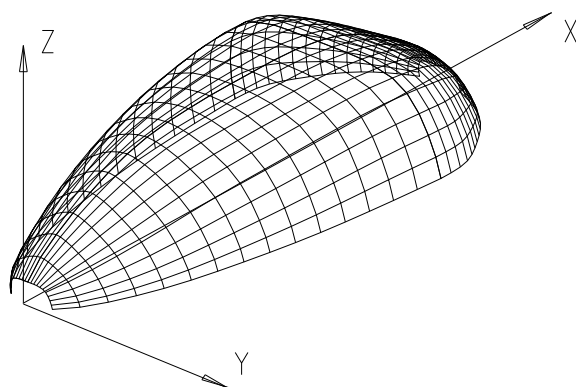


Рис. 5. Приклад корпусної конструкції з фіксованим видом перерізу

Оскільки на етапі підбору математичного опису схема намотування ще невідома, немає сенсу наводити всі елементарні поверхні до відносного (поодинокого) виду. Доцільніше отримати математичний опис у реальних розмірах. Тоді будь-яка елементарна поверхня може бути представлена у вигляді

$$\begin{cases} Z = S(Y/a), \\ a = R_{1(i,i+1)}(X), \\ X \in [X_i, X_{i+1}] \end{cases} \quad (4)$$

де a – розмір виробу у меридіональній площині XOY .

При такому математичному описі значно спрощується процедура введення геометричних даних про вироби, що намотується. Потрібно ввести:

- функцію сечення (1) или массив в виде точек и затем обработать его с помощью методов аппроксимации (например, метода наименьших квадратов);
- функцію меридіонального перерізу XOY (2) або масив у вигляді точок та обробити його за допомогою методів апроксимації;
- параметр ΔX , що визначає довжину елементарної поверхні вздовж осі X .

Для зберігання та використання введених даних про виріб, що намотується, достатньо зберегти в пам'яті ЕОМ коефіцієнти полінома –

функції (1) та (2), а також масив початку та закінчення елементарних поверхонь по осі X.

Вибір схеми намотування

Вибір схеми намотування – найважливіший етап розробки технології намотування КСФ загального виду. Жодних загальних рекомендацій для вибору дати неможливо, оскільки схема армування (укладання) визначається залежно від схеми навантаження та умов, у яких працює конкретний виріб. Зазвичай, це багато ітераційний процес. Заздалегідь визначити, як пройде укладання АМ у тій чи іншій частині виробу, не розрахувавши траєкторію укладання, сказати неможливо. Для вирішення цього питання введемо поняття:

– базова точка - це точка, що лежить на поверхні виробу, в якій необхідно отримати певний (заздалегідь заданий) кут армування;

– базовий кут армування - це кут армування у базовій точці.

Подібні поняття використовувалися і раніше, але при цьому вони були апріорно задані типом виробу, що намотується.

У тілах обертання базові точки розташовані по колу фланцевого отвору, а базовий кут у всіх базових точках дорівнює 90° . У виробах типу «крило» [7] базова точка (при аеродинамічній схемі) збігається з граничною точкою намотування.

Отже, будь-яка схема намотування будь-якого типу виробів може бути описана за допомогою масиву координат базових точок та кутів армування в них.

Не слід плутати поняття базової точки з поняттям початкова (кінцева) точка витка. У загальному випадку для КСФ загального виду виток починається в початковій точці, проходить через базову точку з базовим кутом армування і закінчується кінцевою точкою. Слід зазначити, що базова точка є початковою точкою розрахунку траєкторії укладання АМ, оскільки це єдина точка, в якій задані початкові умови. Проектування будь-якого витка починається тільки з базової точки і продовжується доти, доки виток не повернеться до краю виробу (початкової точки витка). Потім проектування витка продовжують вести з базової точки, але у протилежному напрямку. Таким чином, одержують кінцеву точку витка. Отже, будь-який виток можна розглядати як що складається з двох напіввitekів, які переходять один до одного в базовій точці. Виняток становлять тіла обертання, в яких проектування витка з базової точки ведеться не до краю виробу, а до точки, в якій кут армування дорівнює 90° .

При намотуванні КСФ загального виду немає циклічності, тому не слід застосовувати поняття «шар» у тому сенсі, у якому воно застосовувалося при намотуванні виробів типу «тіло обертання». У різних зонах виробу спіральне укладання АМ може переходити в кільцеву (кут армування 90°) та поздовжню (кут армування 0°). Тому для намотування КСФ загального виду необхідно запровадити поняття «порядок проходження витків». Саме він і визначатиме структуру одержуваного в процесі намотування композиційного матеріалу.

Таким чином, схема намотування може вважатися обраною, якщо відомі базові точки, базові кути армування у всіх базових точках та порядок проходження витків. Саме ці параметри мають вибиратися спільно конструкторами та технологами на етапі технологічної підготовки виробництва КСФ загального виду методом намотування.

Розрахунок траєкторії укладання АМ на поверхні оправки

Якщо дано математичний опис у вигляді функцій (1) – (3), то завдання визначення траєкторій укладання АМ вирішується аналогічно описаній у роботі [7]. Зупинимось докладніше на чисельному вирішенні цього завдання.

Загальна схема вирішення цього завдання стосовно КСФ загального виду:

- будуємо розгортку елементарної поверхні, у якій розташована базова точка. Виток укладання АМ на цій розгортці представляє пряму, побудовану з базової точки і кут, що має з радіус-вектором розгортки, рівний базовому куту армування;

- визначаємо координати точки перетину даної прямої з межею розгортки (точка виходу з елементарної поверхні) та кут армування в даній точці;

- будуємо розгортку сусідньої елементарної поверхні;

- з координати точки виходу (вона ж є точкою входу в дану розгортку) будуємо пряму під кутом між радіус-вектором розгортки і даної прямої, що дорівнює куту армування в точці виходу;

- визначаємо точку виходу з цієї розгортки.

Потім процес повторюється.

Розглянемо докладніше методику визначення траєкторії укладання АМ. Розрахунок траєкторії укладання АМ на поверхні КСФ загального виду починається з розрахунку елементарної поверхні ($R_{1(i, i+1)}$), що містить базову точку. Нехай кут армування в базовій точці, що належить інтервалу $[X_i, X_{i+1}]$, дорівнює φ_6 . Причому φ_6 належить інтервалу $[0, \pi]$.

Розгортка елементарної поверхні ($R_{1(i, i+1)}$), що знаходиться в тому ж діапазоні по осі X може бути виражена в полярній системі координат γ_r, R_r . Початок побудови розгортки має збігатися з меридіональною лінією, що проходить через цю базову точку. Початковий радіус-вектор розгортки R_{r0} може бути визначений за формулою

$$R_{r0} = \sqrt{X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2} \quad (5)$$

де $X_0 = \frac{F(X_i)\Delta X}{F(X_{i+1}) - F(X_i)}$;

Y_0 - координата початкової поточної точки у перерізі X_i ;

$Z_0 = S (Y/a)*a$.

Радіус-вектор, який відповідає базовій точці буде

$$R_6 = \sqrt{X_6^2 + Y_6^2 + Z_6^2}, \quad (6)$$

де $X_6 = \frac{F(X_6)\Delta X}{F(X_{i+1}) - F(X_i)}$;

Y_6 - координата базової поточної точки у перерізі X_i ;

$Z_6 = S (Y_6/a)*a$.

Для побудови розгортки (чисельним способом) розіб'ємо вісь Y на n ділянок. Причому координата Y меридіональної лінії, що проходить через базову точку в перерізі X_i , має індекс 0 (тобто дорівнює початковому радіус-

вектору розгортки). Тоді на інтервалі $Y_0 - Y_1$ кут повороту радіус-вектора розгортки $\gamma_{r0,1}$ буде

$$\gamma_{r0,1} = \arccos\left(\frac{X_0^2 + Y_0 Y_1 + Z_1}{R_{r0} R_{r1}}\right), \quad (7)$$

де R_{r1} , Y_1 і Z_1 – обчислюються аналогічно обчисленню за формулою (5).

Радіус-вектор точки укладання

$$R_y = \frac{R_y \sin(\pi - \varphi_\delta)}{\sin(\varphi_\delta - \gamma_r)}. \quad (8)$$

Тоді координати точки укладання на поверхні КСФ загального вигляду будуть

$$\begin{cases} X_y = X_i \frac{R_y}{R_{r1}}; \\ Y_y = Y_i \frac{R_y}{R_{r1}}; \\ Z_y = Z_i \frac{R_y}{R_{r1}} \end{cases} \quad (9)$$

Кут армування в даній точці укладання обчислюється за формулою

$$\varphi_a = \varphi_\delta - \gamma_r. \quad (10)$$

Кут повороту витка в даній точці укладання

$$V = \arctg\left(\frac{Y_\delta}{Z_\delta}\right) - \arctg\left(\frac{Y_y}{Z_y}\right). \quad (11)$$

Потім розрахунок повторюється для наступного інтервалу, при якому обчислюються R_{r2} , $\gamma_{r1,2}$, φ_a і V . Розрахунок на цій елементарній поверхні $R_{1(i, i+1)}$ триває доти, доки не виконається наступна умова:

$$X_{i+1} > X_y > X_i. \quad (12)$$

Точка укладання, знайдена за умовою (12), буде точкою виходу з елементарної поверхні $R_{1(i, i+1)}$. Потім аналогічні дії виконуються для сусідньої елементарної поверхні, яка вибирається з умови: $R_{1(i-1, i)}$ – при точці виходу X , що дорівнює X_i ; $R_{1(i+1, i+2)}$ – при точці виходу X , що дорівнює X_{i+1} .

У процесі розрахунку за формулами (5) – (12) у вибраній елементарній поверхні замість кута φ_δ та координат базової точки підставляються кут армування та координати точки виходу з попередньої елементарної поверхні.

Розрахунок триває доти, доки ми досягнемо першої (чи останньої) елементарної поверхні. Тоді координати точки виходу з першої (чи останньої) елементарної поверхні є координатами початкової точки витка укладання АМ.

В результаті розрахунку отримуємо масив координат точок укладання, кутів армування в них та відповідних кутів повороту траєкторії укладання АМ. Після цього необхідно «перевернути» даний масив таким чином, щоб перший член став останнім, а останній – першим (другий – передостаннім, а передостанній – другим) і т.д. Потім необхідно перерахувати масив кутів повороту V за формулою

$$V = V_1 - V_j . \quad (13)$$

Так розраховують перший піввиток. Аналогічно, провівши розрахунок з базової точки в протилежному напрямку, отримуємо другий піввиток та координати кінцевої точки витка. Поєднавши ці два масиви даних, отримуємо масив координат точок укладання всього витка.

Для перевірки розробленої методики було проведено пробний розрахунок корпусної КСФ загального вигляду, зовнішній вигляд якої показано на рис. 5. Як базові точки були обрані точки, розташовані посередині (в площині ZOX) на одній меридіональній лінії. У цих базових точках базові кути армування обрані рівними -45° , $+45^\circ$ і 90° (рис. 6).

У цьому прикладі розрахунку не ставилося завдання вибору оптимальної схеми армування. Тому в окремих зонах виробу спостерігаються «згустки» АМ, а окремі зони залишилися не намотаними.

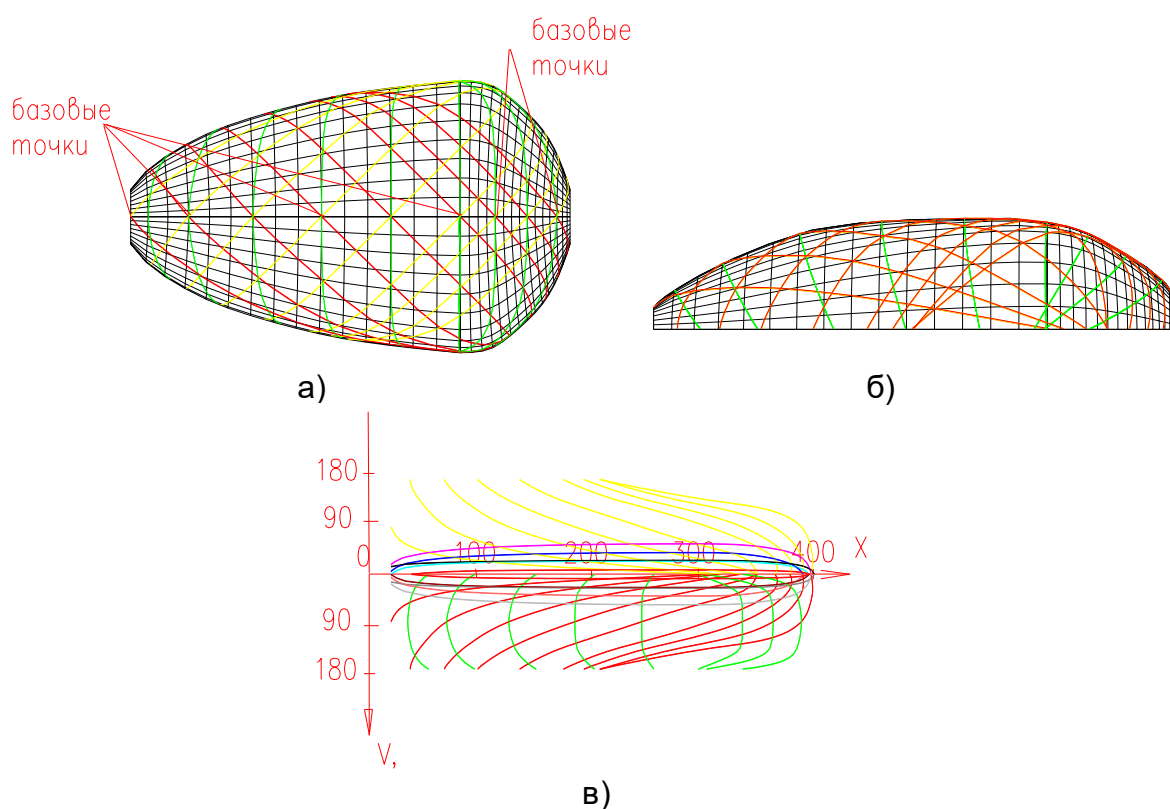


Рис. 6. Приклад розрахунку траєкторій укладання АМ під базовими кутами $+45^\circ$, -45° , 90° на корпусне оснащення: а – вид зверху з базовими точками та траєкторіями укладання; б – вид збоку; в - траєкторія укладання в координатах X-V (кут повороту)

Вибір порядку проходження витків

Вибір порядку проходження витків повинен проводитися спільно конструкторами та технологами на етапі технологічної підготовки виробництва. Порядок проходження витків впливає на кількість переплетень у структурі одержуваного у процесі намотування композиційного матеріалу і міцність виробу, що отримується. Як правило, оптимальний порядок проходження витків встановлюється експериментально шляхом багаторазових відробіткових випробувань. Загальних рекомендацій щодо вибору порядку проходження

витків дати неможливо, оскільки він визначається схемою навантаження та умовами роботи конкретного виробу.

Вибір програм переходу з витка на виток

Алгоритм роботи НВ при переході від одного витка до іншого називається програмою переходу. Програма переходу з витка на виток складається із двох частин: програма входу у виток та програма виходу з нього. Бажано, щоби у процесі відпрацювання програми переходу виріб встановлювався у початкове положення, щоби полегшити запуск КПН із середини процесу намотування у разі виникнення збою в системі управління. Якщо в процесі відпрацювання програми переходу АМ фіксується за допомогою штирів, то необхідно прагнути до того, щоби величина одного кадру інформації була мінімальна і не сталося зриву АМ зі штиря.

Це завдання суттєво ускладнюється ще й тим, що алгоритм програм переходу залежить від обраного порядку проходження витків. Тому рекомендується розробляти такі алгоритми програм переходу, у яких проводився аналіз, де перебуває нині нітераскладчик і в яку точку потрібно укласти АМ. Такий аналіз дозволить уникнути більшості помилок, що виникають у разі зміни порядку проходження витків. Природно, що алгоритм програм переходу в кожному конкретному випадку буде свій і залежить від конструктивних особливостей виробу.

Таким чином, доведено можливість намотування КСФ загального вигляду на прикладі корпусних конструкцій. В результаті розширився діапазон виробництва виробів, що намотуються – тіл з довільним опуклим перетином і прямою твірною.

Реалізація процесу намотування сітчастого напівсферичного корпусу

Для перевірки розробленої математичної моделі процесу намотування виготовлений сітчастий напівсферичний корпус (СНК) із вуглепластику [8].

Для цього виготовлено з алюмінію спеціальна оправка, що містить 280 отворів, призначених для встановлення штирів. Діаметр оправки 191-0.5 мм, розмір комірки сітківки дорівнює 15 мм. Число штирів на одній стороні сферичного трикутника дорівнює 14. Зовнішній вигляд оправки в зборі показаний на рис. 7а. Намотування проводилося вугледжгутом УКН-5000, яке просочене зв'язуючим ЕДТ-10.

Для розрахунку подібних виробів розроблено КПН у форматі ЧПК Н 33-1М. Довжина (кв) одного витка (циклу) КПН становить приблизно 100 кадрів інформації. Загальна довжина всієї базової КПН, необхідної для намотування всього виробу, приблизно дорівнює:

$$N = k_B * N_s * k_Y, \quad (14)$$

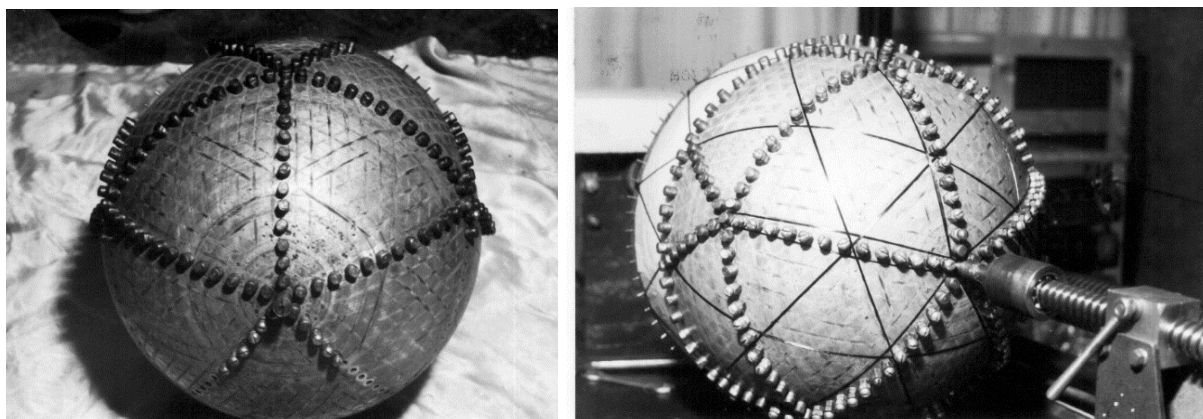
де N_s - кількість точок перемикання;

$k_Y=1$ або 5 - коефіцієнт ефективності системи управління НВ.

Для системи управління типу Н 33-1М $k_Y = 5$ та загальна довжина базової КПН становить 7000 кадрів. Для обробки такого обсягу інформації створено дворівневу систему управління. На першому рівні використовується стійка ЧПК Н 33-1М, а на другому – ЕОМ УВКС СМ 1810.42. У цій системі управління на ЕОМ покладаються функції зберігання та передачі в стійку

НЗ3-1М під час намотування виробу. Для організації обміну інформацією написаний спеціальний драйвер, до функцій якого входить: аналіз готовності ЧПК до прийому інформації, передача інформації окремими порціями та аналіз закінчення прийому інформації. Стійка ЧПК виконує завдання з управління кроковими двигунами та організації лінійної (або кругової) інтерполяції переміщень робочих органів НВ у кожному окремому кадрі інформації.

Намотування виробу проводиться з використанням двох керуючих координат: нитераскладчик рухається прямою, яка паралельна осі обертання виробу. На рис. 7б показано стадія процесу намотування і готовий виріб на рис. 8.



а)

б)

Рис. 7. Оправка для намотування СНК у зібраному вигляді (а) та стадія його намотування (б)



а)

б)

Рис. 8. Сітчастий напівсферичний корпус із вуглепластику:
а - на намотувальному верстаті; б – готовий виріб

Особливості підготовки технологічної КПН

При розрахунку теоретичної КПН необхідно враховувати такі фактори: зміну положення точки сходу з нитераскладача (НР) у процесі укладання

технологічної стрічки; ширину технологічної стрічки; західність процесу намотування, раціональну кількість кадрів інформації та ін. Проте вироби типу СНК мають низку особливостей.

Ширина стрічки є конструктивним параметром та визначається шириною ребра сітчастої структури. Західність процесу намотування жорстко пов'язана зі схемою армування і не може бути змінена після підготовки КПН теоретичного витка. Для запропонованого варіанта розташування технологічної осі та обраної схеми армування західність процесу намотування завжди дорівнює п'яти. Раціональна кількість кадрів технологічного витка укладання стрічки АМ визначається за методикою, яка враховує такі особливості:

- раціональна кількість кадрів визначається не для всього витка КПН загалом, а для кожної геодезичної ділянки в зоні одного сферичного трикутника;
- на кожній геодезичній ділянці кадр КПН повинен додатково встановлюватися у першій та останній точці траєкторії укладання стрічки АМ.

Дослідження показали, що при намотуванні сітчастих напівсфер не вдається зробити стабілізацію базової швидкості протяжки АМ, оскільки при переході з одного сферичного трикутника до іншого відбувається зміна положення робочих органів, але укладання АМ в цей момент не проводиться. Отже, існують такі переміщення робочих органів НВ, у яких швидкість протяжки АМ дорівнює нулю або негативна (відбувається зворотний рух стрічки АМ). Аналіз показав, що неможливо уникнути виникнення негативної швидкості руху технологічної стрічки за різних траєкторій руху НР. Тому перевага надається більш простій, двох координатному намотуванню, яка вимагає значні вибіги НР, і отже, необхідний НВ з великим робочим ходом НР. Крім того, при двох координатному намотуванні НВ повинен бути забезпечений пристроєм натягу технологічної стрічки з великим ходом компенсаторів. Вибір двох координатного намотування нижчого за точністю дозволяє істотно підвищити продуктивність процесу намотування за рахунок укладання АМ з п'яти точок за допомогою пристосування.

Висновки

В результаті виконаної роботи, можна зробити такі основні висновки:

1. Знайдено новий підхід до вибору схеми намотування КСФ загального виду.
2. Доведено можливість намотування КСФ загального виду на прикладі сітчастого напівсферичного корпусу.
3. Значно розширився діапазон виробів, що намотуються, а саме, тіла з довільним опуклим перерізом і прямою твірною.
4. Показано, що для намотування будь-яких виробів достатньо 2-х, 3-х координатного НВ з ЧПК. Для намотування КСФ загального виду запропоновано та реалізовано на практиці нову дворівневу систему керування НВ, що дає змогу обробляти та зберігати велику кількість різних КПН.
5. Досліджено деякі особливості підготовки КПН для намотування КСФ загального виду.

Список літератури

1. Корогодова, И.В. Композитные сетчатые конструкции в современном авиастроении / И. В. Корогодова, В. В. Зданевич // VI Международная научно-

практическая Интернет-конференция «АЛЬЯНС НАУК: УЧЕНЫЙ – УЧЕНОМУ». – 25-26 февраля 2011 г.

2. Патент RU 176 806 U1, МПК: B64C 1/08 (2006.01); B32B 1/08 (2006.01); B32B 3/12 (2006.01). Изогридная (сетчатая) хвостовая балка вертолета, изготовленная из композиционных материалов / Д. В. Неделько, Л. В. Коротков, С. А. Алимов, М. Е. Басинов; заявитель и патентообладатель Публичное акционерное общество «Казанский вертолётный завод». – № 2017134161; заявл. 02.10.2017; опубл. 29.01.2018, Бюл. 4. – 7 с.

3. Сироткин, О. С. Современное состояние и перспективы развития технологии формообразования намоткой изделий из КМ в наукоемких отраслях промышленности / О. С. Сироткин, В. С. Боголюбов, И. В. Малков, Ю. М. Тарасов // Материалы 29-й междунар. конф. «Композиционные материалы в промышленности», 1 – 5 июня 2009г., г. Ялта, Крым. – С. 542 – 545.

4. Рач, В. А. Технология формообразования методом намотки силовых элементов из КМ для вакуумно – криогенных систем / В. А. Рач, М. А. Погосян, О. С. Сироткин, И. В. Малков, Г. А. Могильный // 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.

5. Боголюбов, В. С. Моделирование траектории укладки армирующего материала на изделиях сложной формы / В. С. Боголюбов, В. Н. Рыбаков, И. В. Малков, Г. А. Могильный // 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.

6. Рач, В. А. Компьютерное моделирование формообразования структур сложнопрофильных изделий методом намотки / И. В. Малков, В. И. Голованов, Г. П. Трегубов, Г. А. Могильный // Тр. Московской междунар. конф. «Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов», 27 – 30 августа 2003, Москва. – С. 687 – 692.

7. Могильный, Г. А. Изготовление аэродинамических поверхностей методом намотки из композиционных материалов / Г. А. Могильный // Тр. Московской междунар. конф. «Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов – 21 век», 30 января – 2 февраля 2001, МГУ, Москва. – С. 88 – 94.

8. Удосконалення технологічної підготовки виробництва елементів конструкцій літальних апаратів з композиційних матеріалів, виготовлених методом намотки: автореф. дис... канд. техн. наук: 05.07.04 / Могильний Геннадій Анатолійович; Український НДІ авіаційної технології. – К., 1999. – 18 с.

Reference

1. Korohodova, Y.V. Kompozitnye setchatye konstruktsyy v sovremennom avyastroenyy / Y. V. Korohodova, V. V. Zdaneych // VI Mezhdunarodnaia nauchno-praktycheskaia Ynternet-konferentsiya «ALLaNS NAUK: UChENYI – UChENOMU». – 25 26 fevralia 2011 h.

2. Patent RU 176 806 U1, МПК: B64C 1/08 (2006.01); B32B 1/08 (2006.01); B32B 3/12 (2006.01). Yzohrydnaia (setchataia) khvostovaia balka vertoleta,

yzghotovlennaia yz kompozytsyonnykh materialov / D. V. Nedelko, L. V. Korotkov, S. A. Alymov, M. E. Basyrov; zaiavitel y patentoobladatel Publychnoe aktsyonnoe obshchestvo «Kazanskiy vertolётnyi zavod». – № 2017134161; zaiavl. 02.10.2017; opubl. 29.01.2018, Biul. 4. – 7 p.

3. Syrotkyn, O. S. Sovremennoe sostoianye y perspektivy razvityia tekhnolohyy formoobrazovaniya namotkoi yzdelyi yz KM v naukoemkykh otrasliakh promyshlennosti / O. S. Syrotkyn, V. S. Boholiubov, Y. V. Malkov, Yu. M. Tarasov // Materialy 29-y mezhdunar. konf. «Kompozytsyonnye materialy v promyshlennosti», 1 – 5 yunia 2009h., h. Yalta, Krym. – P. 542 – 545.

4. Rach, V. A. Tekhnolohyia formoobrazovaniya metodom namotky sylovyykh elementov yz KM dlia vakuumno – kryohennykh system / V. A. Rach, M. A. Pohosian, O. S. Syrotkyn, Y. V. Malkov, H. A. Mohylnyi // Tr. 4-y Moskovskoi mezhdunar. konf. «Teoryia y praktyka tekhnolohyi proyzvodstva yzdelyi yz kompozytsyonnykh materialov y novyykh metallcheskykh splavov», 26 – 29 apreliia 2005h. – M.: Yzd-vo «Znanye», 2006. – P. 430 – 434.

5. Boholiubov, V. S. Modelyrovanye traektoryy ukladky armiruiushcheho materiala na yzdelyakh slozhnoi formy / V. S. Boholiubov, V. N. Rybakov, Y. V. Malkov, H. A. Mohylnyi // Tr. 4-y Moskovskoi mezhdunar. konf. «Teoryia y praktyka tekhnolohyi proyzvodstva yzdelyi yz kompozytsyonnykh materialov y novyykh metallcheskykh splavov», 26 – 29 apreliia 2005h. – M.: Yzd-vo «Znanye», 2006. – P. 478 – 483.

6. Rach, V. A. Kompiuternoe modelyrovanye formoobrazovaniya struktur slozhnoprofilynykh yzdelyi metodom namotky / Y. V. Malkov, V. Y. Holovanov, H. P. Trehubov, H. A. Mohylnyi // Tr. Moskovskoi mezhdunar. konf. «Teoryia y praktyka tekhnolohyi proyzvodstva yzdelyi yz kompozytsyonnykh materialov y novyykh metallcheskykh splavov», 27 – 30 avhusta 2003, Moskva. –P. 687 – 692.

7. Mohylnyi, H. A. Yzghotovlenye aerodynamicheskyykh poverkhnosti metodom namotky yz kompozytsyonnykh materialov / H. A. Mohylnyi // Tr. Moskovskoi mezhdunar. konf. «Teoryia y praktyka tekhnolohyi proyzvodstva yzdelyi yz kompozytsyonnykh materialov y novyykh metallcheskykh splavov – 21 vek», 30 yanvaria – 2 fevralia 2001, MHU, Moskva. – P. 88 – 94.

8. Udoskonalennia tekhnolohichnoi pidhotovky vyrobnytstva elementiv konstruktsii litalnykh aparativ z kompozytsiinykh materialiv, vyhotovlenykh metodom namotky: avtoref. dys... kand. tekhn. nauk: 05.07.04 / Mohylnyi Hennadii Anatoliiovych; Ukrainnyi NDI aviatsiinoi tekhnolohii. – K., 1999. – 18 p. Надійшла в редакцію

Надійшла в редакції 20.04.2023, розглянута на редколегії 20.04.2023.

Winding shaping of anisogrid composite mesh hull structures of aircraft

The process of modeling the trajectory of laying the reinforcing material (RM) during the formation of anisogrid composite mesh hull structures (MHS) has been developed. The paper gives a brief description of the types of aircraft structures of complex shape according to the criterion of the possibility of manufacturing by winding, in which certain types of surface shapes are distinguished from 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 manufacturing technology for structures of complex shape (SCS) has significant differences from the process of developing technology for axisymmetric products. The general

technique for determining the trajectory of laying the reinforcing material is shown and new approaches to setting the reinforcement scheme are described. A general method for calculating the WCP for winding SCS is described. Calculation of displacements of the working bodies of the winding machine (WM) includes several subtasks: choosing the sequence of individual turns of the RM, calculating the displacements of the working bodies of the WM when laying each turn, and determining the transition program from turn to turn. It is shown that the most important stage in the development of a general type of SCS winding technology is the choice of a winding scheme that determines the structural power scheme (SPS) of the structure. For this, the concepts are introduced - the base point and the base angle of reinforcement. The winding scheme of any type of products can be described using an array of base point coordinates and base reinforcement angles. An algorithm for calculating the RM stacking trajectory on the mandrel surface is presented. The features of the choice of the order of the turns are described. The order of the turns affects the number of weaves in the structure of the composite material obtained during the winding process and the strength of the resulting product. The optimal sequence of turns according to the strength criterion is determined experimentally by repeated development tests. The features of the choice of programs for the transition from coil to coil 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 coil and the program for exiting the coil. The algorithm of the transition programs depends on the chosen order of the turns and, in each particular case, depends on the design features of the product. To test the developed methodology, a trial calculation of a general hull SCS was carried out. As a result of the work done, it was possible to solve the problem of the process of modeling the RM laying trajectory for bodies of complex shape with a fixed type of section, made by winding from a polymer composite material (PCM). This technology can be used to produce aircraft structures such as the "wing", "fuselage" of an aircraft, etc. Thus, the possibility of winding SCS of a general type has been proved using the example of mesh hull structures. As a result, the range of production of coiled products has expanded - bodies with an arbitrary convex section and a straight generatrix.

Keywords: winding method, winding control program, laying trajectories, winding schemes, reinforcing material, polymer composite material, winding machine, structural-power scheme, structures of complex shape, mesh hull structures.

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