

## Вступ

Композиційними матеріалами називаються матеріали, що складаються як мінімум з двох компонентів, які не розчиняються одне в одному і не поглинають одне одного. В результаті такі матеріали отримують властивості, відмінні сумі властивостей складових частин і мають специфічні, притаманні лише їм характеристики. Специфічність характеристик обумовлена взаємодією складових і їх сумісністю. Важливою відмінністю композитів є можливість створення матеріалу під задалегідь поставлене завдання з отриманими згідно поставленій задачі характеристиками. Структурно КМ можна уявити як сукупність армуючої складової (або окремих волокон) і зв'язуючої матриці, яка об'єднує арматуру в єдине ціле.

Окремо слід відзначити, що характеристики КМ визначаються не лише співвідношенням компонентів, їх структурою (хімічною, колоїдною, надмолекулярною, але і поведінкою інгредієнтів і КМ в цілому в процесі створення і обробки. У кожному конкретному випадку важливо визначити оптимальну структуру матеріалу у виробі і знати закономірності хімічних перетворень макромолекул, формування фізичної структури полімеру в процесі переробки.

Окрему групу утворюють сендвічеві КМ, що складається з наступних елементів: двох тонких міцних облицювальних пластин – обшивок, товстої легкої серцевини – наповнювача, що розділяє несучі пластини і розподіляє навантаження між ними, адгезійних шарів, що зв'язують пластини з наповнювачем і передають навантаження від наповнювача до пластин і назад. В авіації широко поширені сендвічеві конструкції, зокрема стільникові конструкції. У останніх наповнювач конструктивно виготовлений у вигляді комірчастих структур.

До основних переваг композиційних матеріалів слід віднести наступне: малу щільність, високі характеристики статичної та втомної міцності і

жорсткості, малий коефіцієнт температурного розширення, опірність до корозії. За рахунок застосування більш легких матеріалів, в порівнянні з алюмінієвими сплавами, зменшення конструктивних і технологічних роз'ємів, заміною механічного кріплення на клейові з'єднання вдається знизити масу конструкції на 20-30%. При цьому найбільший вигравш досягається при виготовленні з КМ елементів конструкції фюзеляжу. Важливе значення для авіації має можливість створення складних аеродинамічних поверхонь високої якості. Волокнисті композиційні матеріали перевершують метали і сплави за втомною міцністю, термостійкістю, вібростійкістю, шумопоглинанням, ударною в'язкістю та іншими властивостями.

Крім того, за рахунок застосування сучасних засобів механізації при виготовленні напівфабрикатів КМ, їх розкрою і викладки, вдається одночасно знизити і трудомісткість виготовлення конструкцій порівняно з алюмінієвими сплавами на 30-40%. За питомими, міцнісними і характеристиками жорсткості принципово нові композиційні матеріали на основі полімерів, армованих високоміцними вуглецевими, борними, органічними і скляними волокнами в 2 - 3 рази перевершують традиційні метали і сплави. Порівняно з металами маємо приблизно триразову економію енергоресурсів на кожен кілограм застосованого КМ. При експлуатації кінцевої продукції маємо підвищення експлуатаційної надійності, корозіційної тривкості і аеродинамічної якості, зниження собівартості перевезень.

Зараз літаки-невидимки на 75 ... 85% за масою складаються з КМ, престижні моделі автомобілів містять від 120 до 150 кг деталей з КМ, облицювальні матеріали в будівництві і цілі тимчасові споруди виконані з КМ. За обсягом виробництва ці матеріали в розвинених країнах знаходяться на третьому, а в деяких - на другому місці після традиційних металевих сплавів.

Суттєвою перешкодою для більш динамічного використання виробів з КМ є інерція мислення і брак належної інформації про можливості армованих пластиків. Прикладом інерції є необґрунтовано широке використання сталевого прокату. Відсутність надійної довідкової літератури про характеристики КМ у конструкторів обумовлюють використання традиційної металевої продукції, яка могла би бути замінена пластиками.

## 1. Аналіз сучасних композиційних матеріалів

Композитні матеріали складаються з досить великої кількості складових. Основними з них є армуючі матеріали і матриці.

Армуючі матеріали використовуються для підвищення міцності, жорсткості і інших експлуатаційних характеристик композитів. Їх використання дозволяє забезпечити необхідні характеристики для сприйняття різного роду навантаження - динамічних, статичних, атмосферних, тощо. Розглянемо найбільш поширені армуючі і термоактивні зв'язуючі складові, на основі яких створюються матриці.

Найбільш поширеними традиційними армуючими елементами є скляні, поліамідні, азбестові волокна, целюлозні волокна (папір), бавовна, сизаль, джгут і інші натуральні волокна. Поліамідні (нейлонові) волокна частіше використовуються у вигляді тканини. КМ на їх основі мають високі електроізолюючі характеристики, низьку змочуваність, хімічну тривкість і стійкість до стирання. Переважно орієнтовані на електронну промисловість, або як ізолятори.

Традиційно в авіації широко використовуються метали. Але в сучасних конструкціях завдяки своїм високим фізико-механічним та хімічним якостям використовуються вуглецеві та графітові волокна. Вони мають високу границю міцності, модуль пружності першого роду і при цьому технологічні у виробництві. Найбільш широко для отримання полімерних композиційних матеріалів використовуються армуючі наповнювачі на основі скляного волокна. Це обумовлено їхніми унікальними властивостями: висока міцність на розтяг, тепло-вогнестійкість, хемостійкість, вологостійкість, високі термічні характеристики та електричні характеристики. Висока міцність на розтяг реалізується високою границею міцності на розтяг і питомою міцністю скловолокна – відношення границі міцності до щільності матеріалу. За останнім показником скловолокна перевершують сталевий дріт.

Скловолокно не горить, має високу температуру плавлення, що забезпечує тепло-вогнестійкість і дозволяє використовувати їх за високих температур.

Вологостійкість обумовлена тим, що скловолокна не сорбують вологу, не гніють і зберігають високі міцнісні характеристики у вологому середовищі. Хімічний склад скла впливає на властивості волокна і в кінцевому підсумку на властивості композиційних матеріалів. Основу скла, що використовується для виробництва волокон, складають оксиди кремнію, алюмінію, магнію, кальцію. Крім того, для досягнення спеціальних властивостей в скляну масу додають в невеликих кількостях оксиди бору, натрію, цирконію тощо. Вибір скловолокна визначається призначенням склопластику і технологією його переробки. При виготовленні склопластиків загального призначення на основі поліефірних смол використовуються армуючі наповнювачі з низьколужного скловолокна типу E. При виробництві склонаповнених термопластів використовується скло G діаметром 0,009 – 0,014 мм та K-скло, діаметром 0,013 – 0,014 мм. Для термопластів використовується рублені волокна, частіше довжиною 3 або 6 мм, але бувають і до 12 мм. Волокна довжиною 6 – 12 мм вважаються довгими, а 3 мм і менше короткими.

В літако- та ракетобудуванні при виробництві волокон з високими міцнісними характеристиками використовуються S-скло. Порівняно з E-склом воно має міцнісні характеристики приблизно на 40% більше. Крім того, S-скло має більш високу теплостійкість і гарно працює в середовищі луг і кислот.

Практика використання КМ на основі скловолокон довела, що максимальні механічні характеристики реалізуються за щільної упаковки волокон з мінімальним вмістом зв'язуючого. Сучасні технології дозволяють зменшити частку зв'язуючого до 20% . Але міцнісні характеристики залежать і від технології укладки або намотки скловолокна. Тому в реальних

габаритних конструкціях вміст зв'язуючого знаходиться в інтервалі 30 – 32%. Навіть 38% вважається нормальним (рис. 1.1).

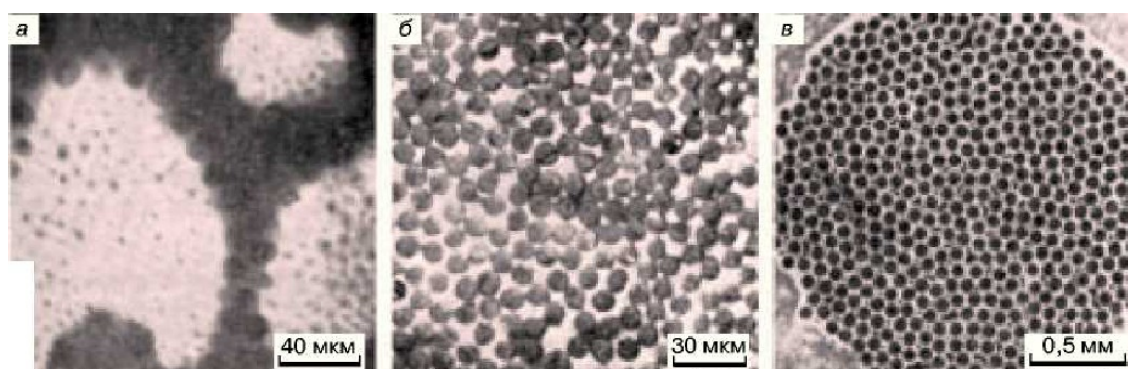


Рис. 1.1. Мікроструктура різних КМ (перерізи армуючих елементів): а – бамбук (аналогічний візуально фібергласу); б - склопластик; в - КМ з міді, армованого вольфрамовим дротом

Створення переважної більшості високоміцних високонаповнених КМ базується на вуглецевих (графітових) волокнах. Це обумовлено високими механічними характеристиками самих волокон. В ідеальному випадку побудови кристала графіта при розтягу вздовж площини шарів границя міцності дорівнює 10 ГПа, а модуль пружності 1000 ГПа. В реальних конструкціях, зрозуміло не ідеальних, ступінь орієнтації різниться від теоретичної.

В промислових масштабах отримуються (ВВ) методом піролізу в середовищі інертних газів вихідних органічних волокон. Найчастіше використовуються для піролізу поліакрилонітрильні волокна (ПАН), віскозні і пеки. Пеками називають продукти, що утворюються в процесі перегонки кам'яного вугілля, сирої нафти, натурального асфальта та ряду синтетичних компаундів (рис. 1.2).

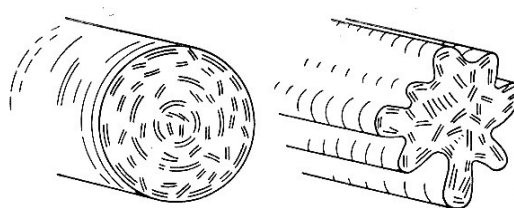


Рис.1. 2. Орієнтація С - осей пачок вуглецевих шарів в вуглецевих волокнах, отриманих з поліакрилонітрильної (а) і віскозної (б) сировини

Отримання ВВ на основі пеків більш дороге. Внаслідок високої пористості ВВ на основі пеків їх механічні характеристики суттєво поступаються характеристикам ВВ на основі ПАН. Менше застосування на цей час в промисловості мають ВВ на основі гідрату целюлози (ГЦ). Порівняно з ВВ на основі ПАН залежно від механічних характеристик їх ціна буде більшою від 2 до 8 разів. Механічні характеристики при цьому досить високі, наприклад, границя міцності може знаходитися в інтервалі значень 690 – 3445 МПа.

ВВ на основі пеків в останній час значно поліпшують свої економічні показники і мають гарні перспективи покращення своїх властивостей, що дозволяє оптимістично прогнозувати їх розвиток.

Вуглецеві конструкції випускаються промисловістю у вигляді наступних текстильних структур: штапельовані, безперервні нитки, тканні або нетканні матеріали. Найбільш поширеними є джгути (стренги), пряжа, ровінги і нетканні холсти (рис.1.3).

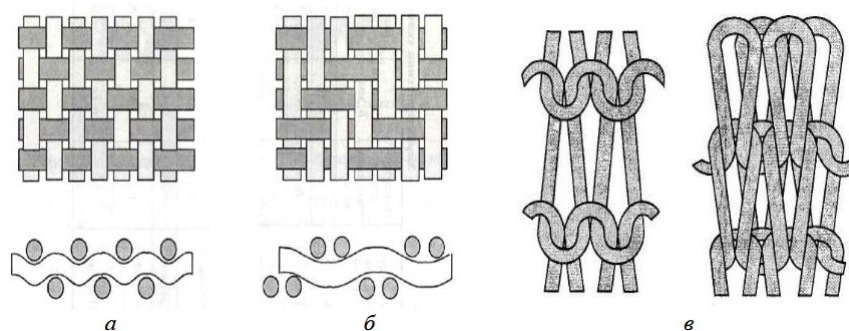


Рис. 1.3. Схеми плетіння: полотняне (а) і саржеве (б) переплетення ниток, трикотажне (в)

Джгути мають в своєму складі 10 тисяч, 160 тисяч або 400 тисяч філаментів.

Під пряжею тут розуміють кручені нитки, що складаються з різаних волокон, а ровінг складається з паралельних або несильно підкручених волокон.

Мати (стрічки) конструктивно складаються з великої кількості джгутів або прядей, покладених поруч або прошитих в єдине ціле.

Короткі волокна довжиною 3 -6 мм можуть бути перероблені в войлок або інший нетканний матеріал.

Для поліпшення зв'язку ВВ з матрицею і кращих умов під час переробки волокна піддають додатковій обробці. Як і для склопластикових волокон це може бути поверхнева обробка і нанесення замаслювачів. Для обробки використовують полівініловий спирт, епоксидні смоли, поліміди і воду. Органічні речовини, що наносяться при замаслюванні можуть складати до 7% масової долі. Слід зазначити, що поверхнева обробка здатна поліпшити характеристики при зсуві в 2-3 рази. Найбільш поширеними методами поверхневої обробки є окиснення, нанесення органічного або неорганічного покриття, обробка випромінюванням.

На основі вуглецевих волокон виготовляють і самий теплостійкий композиційний матеріал - вуглець-вуглецевий (ВВКМ), в якому матрицею, що склеює вуглецеві волокна, є також практично чистий вуглець. Існує два способи отримання такого матеріалу. Вуглецеві волокна просочують спеціальним з'єднуючим (наприклад, фенолформальдегідним), яке затвердіває, а потім карбонізують за високої температури (до 2000 °С і вище). Так як при цьому матеріал стає пористим, його ще раз просочують з'єднуючим і знову карбонізують. Цю операцію повторюють кілька разів. Інший спосіб - хімічного осадження вуглецю з газової фази за високих температур і тисках. Перспективний і комбінований метод - спочатку просочення з'єднуючим і коксування, а потім осадження вуглецю з газової фази. Отриманий матеріал може працювати за температур до 3000 °С, якщо його поверхню захистити від окиснення. З вуглепластика роблять носові



обтічники ракет, деталі швидкісних літаків, які піддаються максимальним аеродинамічним навантаженням, сопла ракетних двигунів та інше. Крім того, враховуючи те, що графіт - це тверде мастило, з вуглепластика виготовляють гальмівні колодки і диски для швидкісних літаків, космічних кораблів багаторазового дії «Шаттл», гоночних автомобілів.

Всі сучасні комерційні вуглецеві волокна розроблені для армування полімерних матриць. Головне завдання вдосконалення таких волокон складається в створенні умов, які забезпечують підвищення границі міцності при міжшаровому зсуві полімерних композиційних матеріалів, що не перевищує зазвичай  $3,5 \text{ кгс/мм}^2$ . Для цього волокна піддають окиснювальній обробці в рідкому або газоподібному середовищі, що істотно змінює їх поверхневу структуру.

Слід зазначити, що потенційно низька вартість вуглецевих волокон в поєднанні з їх здатністю зберігати високі значення характеристик міцності і пружних характеристик при нагріванні до досить високих температур робить ці волокна перспективним зміцнювачем композиційних матеріалів з металевою матрицею. Основними труднощами при розробці таких матеріалів є висока реакційна здатність вуглецевих волокон в контакт з більшістю металів і складність маніпуляцій з волокнами через їхні малі розміри.

Серед неметалевих волокон, які можна використовувати в якості наповнювачів, волокна бору мають найвищі показники питомої міцності і жорсткості, оскільки їх щільність в 3 рази нижче щільності сталі. Виняток становлять берилієві волокна, але токсичність ускладнює їх використання в виробництві композиційних матеріалів. Поява борних армуючих волокон була обумовлена специфічними вимогами до матеріалів в авіаційній промисловості. Склопластики успішно використовувалися при виробництві обшивок і обтікачів, але через малу жорсткість КМ на їх основі, не можна було використовувати при виробництві силових елементів, що і викликало необхідність заміни їх іншими композитами в таких конструкціях. При

виробництві літаків борні волокна і композити на їх основі були використані для таких вузлів: горизонтальні стабілізатори, хвостове оперення, кріплення крил, рулі, фюзеляж тощо. Знаходять застосування і гібридні конструкції з композитів, що поєднують переваги складових. Як відомо, високоміцні борні волокна добре витримують великі напруження при згині, а вуглецеві волокна добре працюють на стиск і кручення в арочних конструкціях. Боропластики мають підвищені втомні характеристики. Особливо високі характеристики мають борометалеві вузли, накладки з шарів боропластика знижують не лише напруження, а і поглинають вібрацію. Сфера використання бороволокон показує тенденцію до використання їх за середніх і високих температур.

В другій половині двадцятого сторіччя разом з борними волокнами почали активно розроблятися карбід-кремнієві волокна (SiC – волокна). Середня границя міцності досягає значень 3445 Мпа. Модуль пружності SiC – волокна дорівнює 448 ГПа, проти 400 ГПа у борних.

Органоволокнітами називаються пластики, в яких в якості наповнювача застосовують органічні природні і синтетичні волокна. Розвиток органоволокнітів обумовлено необхідністю створення легких матеріалів конструкційного призначення, що поєднують порівняно високі питомі міцність і жорсткість зі стабільністю властивостей при дії знакозмінних навантажень, різкій зміні температур і умов експлуатації. Перші органоволокніти, які отримали залежно від текстури назви «волокніту», «текстоліти», «гетинакси», містили або рубане природне волокно, хаотично розподілене в термореактивних зв'язуючих, або тканини різного плетіння (бавовняні, лляні), або шари целюлозного паперу. Дефіцитність природних волокон, низькі значення їх міцності, жорсткості, термостійкості і водостійкості змусили шукати нові органічні наповнювачі серед волокон із синтетичних полімерів.

Серед органічних волокон при виробництві КМ безумовними лідерами є арамідні волокна, відомі під торговою маркою «Кевлар». За визначенням з тлумачного словника арамідні волокна - це хімічні волокна, отримані на основі лінійних волокнуотворюючих поліамідів, у яких не менше 85% амідних груп безпосередньо зв'язано з двома ароматичними кільцями. Ароматичні кільця, надають молекулам поліаміду високу жорсткість, вони також сприяють переважній орієнтації макромолекул вздовж однієї осі. Графічно така система нагадує систему пов'язаних між собою довгих прутків. Наявність ароматичних кілець забезпечують високу хімічну стійкість і стабільність, а кристалічна структура обумовлює термічну стабільність. Волокна кевлару при нагріванні до температур близьких до температури розкладання не мають ентальпійних змін. В результаті кевлар при відносно великих температурах має невелику пластичність і невелику крихкість.

Сучасне виробництво органоволокнітів базується на використанні поліетилентерефталатних (наприклад, лавсан) і поліамідних (наприклад, капрон) волокон, які є жорстко - і гнучкоціпними полімерами. Найбільш відомими високоміцними і високомодульними органічними волокнами є арамідні волокна на основі рідкокристалічних поліамідів (волокна Тварон, Терлон) і їх сополімерів (волокна СВМ, Армос, Технора).

Порівняно з скловолокнами і вуглецевими вони значно пластичніші, серед решти органічних волокон вони мають найвищу границю міцності і модуль пружності. Вони стійкі до відкритого вогню, а також до органічних розчинників і нафтопродуктів. Приклад використання органоволокнітів наведено на рис. 1.4.

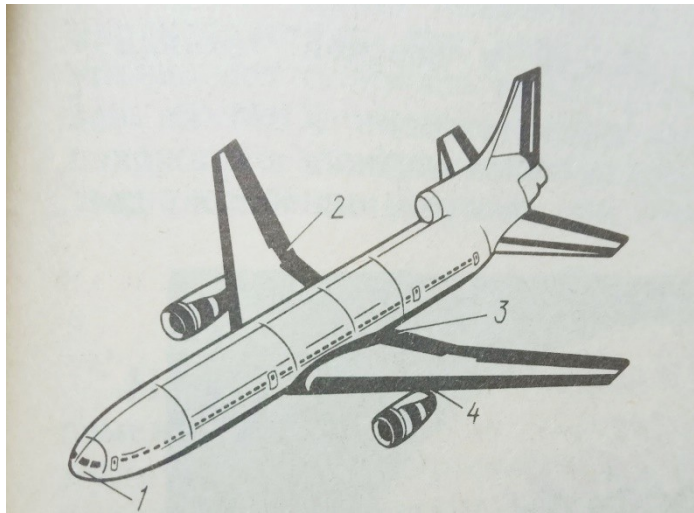


Рис. 1.4. Деталі літака виготовлені на основі кевлара 49: 1 – обтікач антени радіолокатора; 2 – інтерцептор крила; 3 – заліз стика крила з фюзеляжем; 4 – обтікач пілона двигуна

Крім авіації конструкції на основі кевларів використовуються при виробництві спортивного обладнання (каяки, віндсюрфінг, ключки тощо); інтенсивно замінюються металеві канати, особливо при експлуатації в агресивному середовищі; широко відомий зараз кулезахистний одяг і броня з кевлару; а також привідні паси, шланги, конвейнерні стрічки.

В сучасних конструкціях намітилась тенденція створення гібридних композитів на основі кевлару, коли поєднуються арамідні волокна з вуглецевими або склопластиковими.

Наприклад, арамідні і вуглецеві волокна гарно працюють завдяки близьким значенням коефіцієнтів лінійного розширення. Таким чином в кевлар-вуглецевих гібридах відсутні недоліки вуглепластиків – висока ціна і висока крихкість, що обумовлює повне руйнування конструкцій, особливо при динамічних навантаженнях. Але одночасно відбувається зниження міцності і жорсткості гібриду порівняно з чистими вуглепластиками. В кевлар-склопластикових конструкціях відсутні основні недоліки склопластиків, наприклад мала гнучкість.

Основна проблема досягнення високих характеристик волокон з гнучко-ланцюгових полімерів - домогтися високих ступенів орієнтації в процесі витяжки та уникнути розривів макромолекул. Чим вище ступінь орієнтації, тим вище міцність при розтягу вздовж волокон. Жорсткозціпні волокна навіть за високої температури самі намагаються орієнтуватися в одному напрямку, тому при їх виготовленні використовують стадію термообробки.

Матеріалами нового покоління є металоорганопластикатори, що складаються із шарів, що чергуються: алюмінієвого сплаву і органопластику, що знижує навантаженість металу і збільшує довговічність матеріалу в цілому. У порівнянні із традиційними матеріалами вони мають високу тріщиностійкість, що дозволяє виготовляти з них конструкції для повітряного і автомобільного транспорту.

Застосування алора (матеріалу у якого тонкі шари металу чергуються з шарами органічного пластика) замість традиційних алюмінієвих сплавів забезпечує зниження маси конструкції на 10-20% при використанні арамідного наповнювача і в 2 рази - односпрямованого. При цьому значно знижується маса виробу.

Алор має високі демфуючі характеристики, що дозволяє використати його в конструкціях, підданих високочастотним коливанням (вагони швидкісних поїздів, автомобілі, літаки й ін.). Як результат це дозволяє збільшити ресурс їхньої роботи в кілька разів. Він технологічний, добре піддається всім видам механічної обробки, пластичному деформуванню.

Новий і один з найбільш цікавих класів високоміцних і високомодульних волокон становлять волокна на основі гетероциклічних поліаріленів - PBZ - волокна. До їх числа відносяться полі-*n*-феніленбензобістіазольні (PBE) та полі-*n*-феніленбензобісоксазольні (PBZO) волокна. Ці матеріали відрізняються унікальними властивостями: модуль пружності 300 ГПа і вище, міцність 3 - 3,5 ГПа і висока для органічних

волокон термостабільність. Волокна були розроблені в США для композиційних матеріалів, що призначаються для створення сучасних аерокосмічних конструкцій, що працюють в екстремальних умовах.

Матриці КМ переважно будуються на основі полімерних матеріалів. Механічні властивості і хімічна стійкість полімерів залежить від хімічної будови, фізичного стану і структури. Міцність, термо-і морозостійкість полімерів визначають температурні границі експлуатації. Верхню границю характеризує втрата теплостійкості або термостійкості, а нижню – крихкість або морозостійкість. Теплостійкість у свою чергу залежить від прикладеного навантаження і тривалості його дії.

В сучасних виробках найпоширенішим зв'язуючим є епоксидні смоли. Не дивлячись на те, що епоксидні смоли більш дорогі порівняно з іншими смолами, їх виробництво є рентабельним. Це обумовлено наступними перевагами: чудова адгезія до більшості наповнювачів, армуючих елементів і підложок; широкий спектр епоксидних смол дозволяє отримання широкої гами виробів з заданими параметрами; поруч з високою хімічною стійкістю смоли мають гарні електроізоляційні властивості.

Епоксидні смоли першими стали використовуватися для виготовлення оснастки: прес-форм, силових елементів. Порівняно з металами така оснастка більш економічна і дозволяє швидко проводити модифікації конструкції. При цьому вироби з них мають низьку усадку за високих механічних характеристик. В авіаційній техніці виробництво КМ на основі епоксидних смол ведеться намоткою волокна і у вигляді шаруватих пластиків.

Одними з перших почали використовуватися при виробництві КМ ненасичені полієфірні смоли. Вони за кімнатної температури рідкі протягом декількох років і стабільні, але при додаванні ініціатора затвердіють протягом декількох хвилин. В смоли спочатку додається мономер, що знижує в'язкість смоли, а потім додається ініціатор. Більш рідке середовище дозволяє підвищити швидкість процесу, а процес затвердіння протікає енергійніше і

повніше. Як мономер переважно використовується стірол, іноді вінілацетат. Додатковою перевагою використання стіролу є те, що в процесі затвердіння виділяється тепло. Це додатково сприяє більш повному протіканню процесу. Частіше поліефірні смоли використовуються з армуючими наповнювачами.

Із ненасичених поліефірних смол можна отримувати як тверді та крихкі матеріали, так і м'які та еластичні матеріали.

Як правило поліефірні смоли армують скловолокном, що суттєво змінює їх характеристики. При цьому виріб має високу міцність за невеликої маси, а в процесі виготовлення використовуються прості форми або прес-форми низького тиску. В разі врахування використання КМ на стадії проектування один сформований виріб може функціонально замінити декілька металевих деталей.

Фенолоформальдегідні смоли посідають одне з перших місць за обсягів з виробництва і використання в якості зв'язуючого для композиційних матеріалів. Цьому сприяє накопичений досвід виробництва напівфабрикатів і виробів на їх основі, відносно низька вартість і вдале поєднання експлуатаційних властивостей, особливо підвищені тепло- і термостійкість.

Одним з представників смол цієї групи є новолачні смоли, які представляють собою складну суміш продуктів поліконденсації фенолів з формальдегідом, отриману при надлишку фенолу. Основними компонентами новолачних смол є олігометіленфеноли різної молекулярної ваги. Промисловістю випускається близько 11 марок новолачних смол, що розрізняються типом фенолу і умовами синтезу. Новолаки - це тверді крихкі смоли з молекулярною вагою 400 - 900, температурою розм'якшення (каплепадіння) 80 - 100° С, в'язкістю розплаву від 2 до 800 сП. Смоли розчинні в спирті і ацетоні.

Реакційноздатними в новолачних смолах є фенольні гідроксіли і атоми водню бензольного ядра. Смоли тверднуть в результаті заміщення атомів

водню бензольних ядер метиленовими групами, що утворюються при розпаді затверджувачів. Оптимальний вміст затверджувача 10 - 15%.

Резольні смоли представляють собою суміш продуктів поліконденсації фенолів з формальдегідом при надлишку формальдегіду. Резольні смоли можуть бути рідкими, високов'язкими або твердими. Рідкі резольні смоли (фенолоспірти) використовують у вигляді водних розчинів або суспензій, високов'язкі або тверді - у вигляді розчинів в етиловому спирті 40 - 60% -ної концентрації.

Аміноформальдегідні смоли. З аміноформальдегідних смол в виробництві композиційних пластиків найбільше застосування знайшли смоли на основі карбаміду, меламіну і їх сумішей. Ці смоли поряд з фенолоформальдегідними продовжують посідати провідне місце за обсягом виробництва.

Вважається загальновизнаним, що властивості композитів визначаються не тільки властивостями армуючих волокон і матриць, але і їх взаємодією на границі поділу, в першу чергу міцністю зчеплення волокна з матрицею. Від того, наскільки міцно пов'язані між собою компоненти армованого пластика, залежать напруження, які передає матриця на волокно. Відповідно, міцність границі розділу визначає, наскільки повно може бути реалізована в матеріалі міцність волокнистого наповнювача. Тому вивчення адгезійної міцності з'єднань «полімер - волокно» є одним з необхідних етапів створення КМ з заданими і регульованими властивостями і прогнозування поведінки армованих матеріалів при роботі в різних умовах. При цьому основне завдання може бути сформульована таким чином: в'яснити, як залежать властивості армованих пластиків від міцності з'єднання «волокно - матриця», якими факторами ця залежність визначається і як можна на неї впливати.



Адгезійна міцність при взаємодії полімерів з волокнами залежить від багатьох чинників: від типу і складу з'єднуючих, природи армуючих волокон, температури експлуатації та зберігання тощо.

Активація поверхні волокон шляхом окисної електрохімічної обробки веде до суттєвого підвищення міцності на кордоні розділу волокно-матриця. Для з'єднуючого ЕДТ-10 в результаті такої обробки адгезійна міцність зростає приблизно на 30%. Підвищення адгезійної міцності, мабуть, пов'язано з хімічною (а не механічною) зміною поверхні волокон. На користь цього говорить практична незмінність міцності і мала зміна питомої поверхні волокон після активізуючої обробки. В більшості випадків можна відмітити лінійне зростання міцності композита з ростом адгезійної міцності.

При проектуванні композитів враховують, що тип, форма, число складувань і орієнтація волокон найбільш впливають на механічні характеристики, а склад зв'язуючого визначає термо – вогнестійкість. Хімічні і електричні характеристики обумовлені як матрицею, так і зв'язуючим.

На механічні характеристики впливає і розмір діаметра волокна і його укладка. Наприклад, композити із S – скла на основі простої пряжі мають більш високі характеристики, ніж з трощеної. Це можна пояснити більшою паралельністю елементарних волокон, що збільшує поверхню взаємодії скловолокна і зв'язуючого. Вплив діаметра не такий однозначний. Але, як правило, ткані з скловолокна меншого діаметра краще працюють на згин, а з більшим діаметром на стиск.

Також на механічні характеристики має вплив і розподіл волокон в композиті. Максимально високі міцність і жорсткість мають матеріали з паралельним розташуванням волокон. Це використовується при виробництві КМ методом пултрузії і деяких намотках.

Дуже часто використовується прямокутне (перпендикулярне) армування, коли одна половина пряді лежить перпендикулярно до іншої. Це

так звана орієнтація 0 і 90°. Міцність такого КМ буде менше ніж за паралельної укладки. Максимальна міцність такого композита буде в напрямках 0 і 90°. Поворот послідовно вкладених шарів від орієнтації 0 і 90% на (+ - ) 45° веде до подальшого зменшення міцності. Але позитивом є збільшення міцності в напрямку (+ - ) 45°. Певною мірою балансу за напрямком орієнтації можна досягати варіаціями використання різних тканин в процесі укладки.

КМ, що не мають переважної орієнтації волокон (наприклад, армовані короткими різаними волокнами) мають механічні характеристики приблизно однакові за всіма напрямками. Але ці характеристики будуть порівняно невисокими.

Аналіз експериментальних залежностей дає підставу зробити висновок, що на сьогодні резерв поліпшення властивостей односпрямованих скло- і вуглепластиків на основі промислових волокон і традиційно використовуваних епоксидних матриць вбачається в забезпеченні більш сильної адгезійної взаємодії компонентів КМ.

На характеристики виробу впливають також добавки. Розглянемо деякі з них.

Наповнювачі вводяться в смоли з метою зниження вартості, підвищення температури затвердіння, зменшення тріщин в процесі усадки, також зовнішня поверхня стає більш гладкою. Застосування наповнювачів збільшує міцність і жорсткість конструкції, поліпшує теплопровідність та теплостійкість, підвищує іносостійкість, ударну в'язкість, зменшує коефіцієнт лінійного розширення, пористість, поліпшує поверхню.

Найбільш поширеними наповнювачами є глини і карбонати. Звичайно частка наповнювача знаходиться в інтервалі 20-30%, але в окремих випадках може підніматися до 70% або зменшуватися до 10%. Слід пам'ятати, що названі наповнювачі роблять виріб більш жорстким. Для більш еластичних виробів слід використовувати інші наповнювачі. Важливо також рівномірно

розподіляти наповнювачі по об'єму. З цією метою наповнювачі попередньо змішують зі малою часткою смоли до консистенції пасти, а потім з основною масою.

Барвники і пігменти\_ додають в невеликих дозах і вони переважно не мають суттєвого впливу на властивості виробу. Але деякі з них погіршують стійкість до дій атмосфери. Частка барвника не більше 0,1% від маси смоли.

Інгібітори горіння додаються з метою підвищення вогнестійкості. Введення інгібіторів впливає на колір, границю міцності при розтягу, електричні характеристики і параметри формування смоли.

Поглиначі ультрафіолетового випромінювання додають в смоли при виробництві виробів, які в процесі експлуатації піддаються дії сонячного світла або ламп освітлення. Як правило, їх вплив на параметри формування смоли малий.

Для отримання належної якості виробів важливо мати інформацію про фізичну структуру полімерного матеріалу на кожній стадії переробки та у різних вузлах переробного технологічного устаткування. Крім цього, необхідно мати інформацію про реологічні та теплофізичні характеристики полімерів та методи їхнього регулювання в процесі переробки. Створено та одержали розвиток методи регулювання фізичної структури і характеристик КМ, які називаються фізичною модифікацією. Наприклад, введення в полімер невеликої кількості зародків структуроутворення, вплив на розплави механічних (в тому числі ультрозвукових), магнітних і електричних полів, варіювання температурно-часових режимів обробки тощо.

Хімічні і механохімічні перетворення можуть відігравати як позитивну, так і негативну роль. Наприклад, високі температури і швидкості переробки, викликаючи розрив макромолекул, можуть привести до окиснення, значного зниження молекулярної маси, що приведе до погіршення механічних, електричних і інших властивостей виробів.

Використовуються також фізико-хімічні, зокрема радіаційні методи модифікації полімерних матеріалів. Оскільки вплив на полімер жорсткого випромінювання викликає в ньому хімічні перетворювання і як наслідок цього - значну зміну фізичної структури (наприклад, зміну ступеню кристалізації чи повне її придушення), така модифікація може розглядатися в одних випадках як хімічна, а в інших як фізико-хімічна.

На зараз перспективними вважаються процеси формування виробів з високонаповнених пластмас, переробка полімерів без попередньої стадії грануляції, коли вироби і напівфабрикати формуються безпосередньо на виході їх з реактору.

Окрему групу створюють композиційні матеріали з металевою матрицею. Композиційні матеріали з металевими матрицями мають ряд суттєвих переваг перед іншими конструкційними матеріалами, що призначені для роботи в екстремальних умовах. До цих переваг відносяться: високі міцність і жорсткість у поєднанні з високою в'язкістю руйнування; високі питомі міцність і жорсткість (відношення границі міцності і модуля пружності до питомої ваги); висока границя втоми; висока жароміцність; мала чутливість до теплових ударів, до поверхневих дефектів, високі демпфуючі властивості, електро - і теплопровідність, технологічність при конструюванні, обробці і з'єднанні. Крім більш високої робочої температури, вони характеризуються кращою ізотропією і більшою стабільністю властивостей в процесі експлуатації, більш високою ерозійною стійкістю. Пластичність металевих матриць забезпечує конструкції необхідну в'язкість. Це сприяє швидкому вирівнюванню локальних механічних навантажень. Висока теплопровідність металевих КМ оберігає від локальних перегрівів, що особливо важливо для таких виробів, як наконечники ракет і передні кромки крил.

За відсутності спеціальних вимог до матеріалів за теплопровідністю, електропровідністю, морозостійкістю і іншим властивостям температурні

інтервали роботи композиційних матеріалів визначають наступним чином:  $<250\text{ }^{\circ}\text{C}$  - для матеріалів з полімерними матрицями;  $> 1000\text{ }^{\circ}\text{C}$  - для матеріалів з керамічними матрицями; композиційні матеріали з металевими матрицями перекривають ці границі.

Найбільш перспективними матеріалами для матриць металевих композиційних матеріалів є метали, що мають невелику щільність (Al, Mg, Ti), і сплави на їх основі, а також нікель, який широко застосовується в даний час в якості основного компонента жароміцних сплавів.

Композитні матеріали з керамічною матрицею. Для найбільш високих робочих температур в якості матричного матеріалу застосовують кераміку. Як керамічні матриці використовують силікатні ( $\text{SiO}_2$ ), алюмосилікатні ( $\text{Al}_2\text{O}_3 - \text{SiO}_2$ ), алюмоборосилікатні ( $\text{Al}_2\text{O}_3 - \text{B}_2\text{O}_3 - \text{SiO}_2$ ) матеріали, тугоплавкі оксиди алюмінію ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ), цирконію ( $\text{ZrO}_2$ ), берилію ( $\text{BeO}$ ), нітрид кремнію ( $\text{Si}_3\text{N}_4$ ), бориди титану ( $\text{TiB}_2$ ) і цирконію ( $\text{ZrB}_2$ ), карбіди кремнію ( $\text{SiC}$ ) та титану ( $\text{TiC}$ ). Композити з керамічною матрицею мають високі температури плавлення, стійкість до окиснення, термоударам і вібрації, міцність при стисканні. Керамічні КМ на основі карбідів і оксидів з добавками металевого порошку ( $<50\text{ об.}\%$ ) називаються КЕРМЕТ. Крім порошоків для армування керамічних КМ використовують металевий дріт з вольфраму, молібдену, ніобію, жароміцної сталі, а також неметалеві волокна (керамічні і вуглецеві). Використання металевого дроту створює пластичний каркас, що оберігає КМ від руйнування при розтріскуванні тендітної керамічної матриці. Недоліком керамічних КМ, армованих металевими волокнами, є низька жаростійкість. Високу жаростійкість мають КМ з матрицею з тугоплавких оксидів (можна використовувати до  $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), боридів і нітридів (до  $2000\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), карбідів (понад  $2000\text{ }^{\circ}\text{C}$ ). При армуванні керамічних КМ волокнами карбіду кремнію досягається висока міцність зв'язку між ними і матрицею в поєднанні зі стійкістю до окиснення за високих температур, що дозволяє використовувати їх для виготовлення важко навантажених деталей (високотемпературні

підшипники, ущільнення, робочі лопатки газотурбінних двигунів тощо). В цілому перераховані вище переваги КМ обумовлюють широке використання їх в аерокосмічній галузі. Приклади використання КМ в авіаційних конструкціях наведені на рис. 1.5.

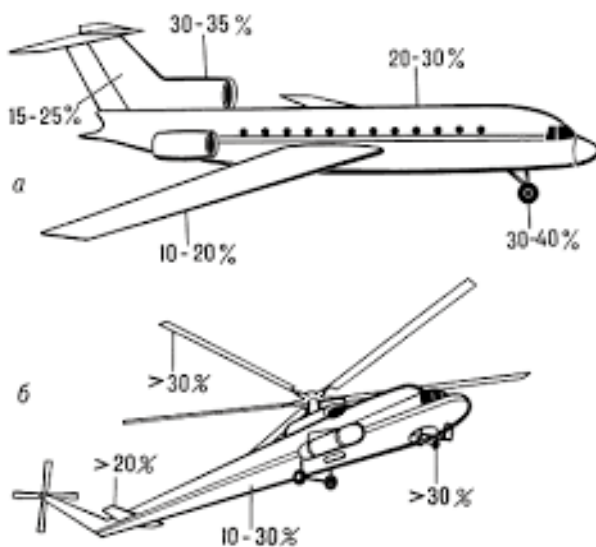


Рис. 1.5. Приклади використання КМ в конструкції ЛА

### **Висновок до першого розділу**

На цей час використання КМ в аерокосмічній галузі динамічно розвивається. Для силових конструкцій використовуються КМ на основі реактопластів, для декоративних і несилових елементів використовуються термопласти і частково реактопласти. Серед армуючих елементів найбільш уживаними є скловолокна, вуглецеві волокна і борні. Серед скловолокон в авіації переважно використовуються S – волокна і K- волокна. Вуглецеві волокна на основі ПАН структур мають задовільні механічні характеристики і відносно невелику вартість. Цими причинами обумовлено їх широке використання.

Серед полімерних матриць в авіаційній галузі переважно використовуються матриці на основі епоксидних смол і складних поліефірів.

Для важко навантажених елементів використовуються борні волокна, але їх ціна значно вища ніж вуглецевих і скляних. Отже їх використання поки менш поширене.

В перспективі можливе використання гібридних конструкцій КМ, матриць з більш широким діапазоном робочих температур.

В ракетобудуванні і надзвукових літаках використовуються КМ з металевими і керамічними матрицями.

## **2. Обґрунтування вибору закрилка як об'єкта проектування**

Застосування нових композиційних матеріалів в літальних апаратах підняло на новий якісний щабель літакобудування, сприяло створенню нової ракетної та космічної техніки. Є всі підстави вважати, що роль композитів в створенні нових літальних апаратів буде провідною.

Поява композитних матеріалів на основі вуглецевого волокна в авіабудуванні зробило революцію. Ще в 60-і роки авіаконструктори шукали матеріали альтернативні великоваговим металів. Перевагу було віддано легким і міцним композитам. Крім того, вага композитних деталей становить не більше 20% аналогічних деталей з алюмінію, але перевершує за міцністю, гнучкістю і стійкістю, не кажучи вже про те, що як неметали, вони, природно, можуть не боятися корозії. Варто відзначити також, що, на відміну від деревних композитів, скловолоконні, арамідні і вуглецеві не містять формальдегіду, отруйних газів, на кшталт метанолу. Як наслідок в готовому вигляді деталі з композиційних матеріалів досить екологічні у використанні, не вимагають особливого догляду.

Застосування композиційних матеріалів забезпечує новий якісний стрибок у збільшенні потужності двигунів, енергетичних і транспортних установок, зменшенні маси машин і приладів. Високомодульні карбоволокніти застосовують для виготовлення деталей авіаційної техніки, карбоволокніти з вуглецевої матрицею замінюють різні типи графітів. Вони застосовуються для теплового захисту, дисків авіаційних гальм, хімічно стійкою апаратури. Вироби з бороволокнітов застосовують в авіаційній і космічній техніці (профілі, панелі, ротори і лопатки компресорів, лопаті гвинтів і трансмісійні вали вертольотів тощо). Органоволокніти застосовують в якості ізоляційного і конструкційного матеріалу; з них виготовляють труби, ємності для реактивів, покриття корпусів і інше.

Ранні моделі А310 і В767 містили всього 5-6% скловолоконних композиційних матеріалів. Але вже в 1986 році конструкція А310-200 була



модернізована, що допомогло підвищити паливну ефективність. Серед змін було впровадження вертикального оперення з вуглепластиків, також гальма коліс стали робити з композитів на основі вуглецевих волокон.

В літаках A320, A340 і B777 було використано 10-15% композиційних матеріалів за вагою. На цьому етапі мінімальну кількість матеріалу використовувалося на силових деталях, в основному КМ застосовувався для оздоблювальних робіт в салонах, в обтічниках, зализах і конструкції оперення.

В сучасних літаках цих двох корпорацій A350 і B787 Dreamliner частка композиційних матеріалів за масою перевищує 50%. У конструкції A350 52% від ваги літака будуть складати композиційні матеріали, 20% - алюміній, 14% - титан, 7% - сталь, 7% - інші. У літаку B787 схоже співвідношення: 50% - композиційні матеріали, 20% - алюміній, 15% - титан, 10% - сталь, 5% - інші.

Практично нормою стало виготовлення закінцівки крила з композиційних матеріалів, що обумовлено гнучкістю деталей, вироблених з композитів. На відміну від металевого крила, гнучке композитне має значно кращі аеродинамічні властивості. Також композиційні матеріали починають витисняти метали в елементах механізації крила.

У випущеному на початку 90-х середньомагістральному літаку Ту-204 з композитних матеріалів виготовлено 25% деталей, в тому числі вся механізація крила: закрилки, елерони, інтерцептори, кермо висоти і напрямку, а також панелі люків, підлог і інтер'єру. Більш того, є приклади створення композитних крил, наприклад, військово-транспортний літак Іл-476 (Іл-76МД-90А).

Для літальних апаратів малої авіації частка композитних матеріалів у вазі літака досягає 65%, металу використовується тільки для стійки шасі і двигуни.

Аналіз літератури дозволяє зробити висновок, що засоби механізації крила у сучасних літаків є елементами, що найчастіше виготовляються з композиційних матеріалів. Одним з найбільш відповідальних складових механізації є закрилки.

Закрилки - профільована поверхня, що відхиляється, симетрично розташована на задній кромці крила. Закрилки в прибраному стані є продовженням поверхні крила, тоді як у випущеному стані можуть відходити від нього з утворенням щілин. Використовуються для поліпшення несучої здатності крила під час зльоту, набору висоти, зниження і посадки, а також при польоті на малих швидкостях.

Закрилки завжди знаходяться на задній кромці крила і завжди опускаються вниз, і, до того ж, можуть висуватися назад. При опусканні закрилка збільшується кривизна крила, при його висуванні - площа. А раз підйомна сила крила прямо пропорційна його площі і коефіцієнту підйомної сили, то якщо обидві величини збільшуються, закрилки виконують свою функцію найбільш ефективно

Найбільшого поширення отримали висувні (відкатні) закрилки. Конструктивно вони подібні простому поворотному, а відмінність полягає в вузлах навіски, що представляють собою комбінацію рейок (направляючих) і кареток (роликів механізмів). Каретки закріплені на закрилку і котяться по рейці, що закріплена на крилі (рис. 2.1).

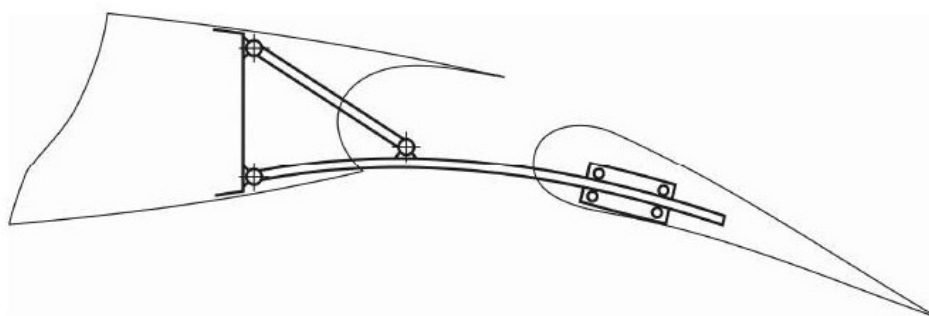


Рис. 2.1. Схема висувного закрилка

У відхиленому положенні на обшивку закрилків діють розподілені аеродинамічні поверхневі сили тиску  $p_{\text{закр}}$  повітряного потоку, розподілені по зовнішній поверхні закрилка, які зводяться до погонного навантаження  $q_{\text{закр}}$ .

В даній роботі питання методики визначення діючого навантаження не розглядалося, а розрахункові данні взяті для узагальненого випадка.

### **Висновок до другого розділу**

Досвід проектування в авіаційній галузі довів, що при розробці елементів механізації крила широко використовуються КМ з полімерною матрицею. Це обумовлено певною конструктивною автономією цих елементів і великими питомими навантаженнями на них. Виходячи з цих міркувань як об'єкт проектування аеродинамічних поверхонь двошарових композиційних матеріалів вибрано закрилок.

### 3. Обґрунтування і вибір розрахункової схеми двошарової композиції

Розглядається двошарова полімерна конструкція з ортогонально розташованими волокнами (рис. 4.1).

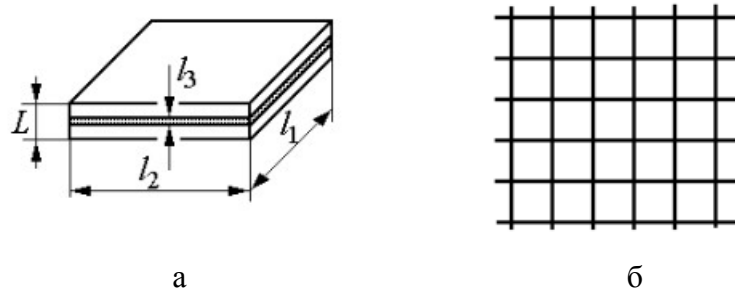


Рис. 3.1. Розрахункова модель двошарової полімерної конструкції (а) і напрямок розташування волокон в шарах КМ (б)

В тому випадку, коли осьові навантаження різні за величиною раціонально використовувати конструкції різної товщини. Відповідно більше навантаження прикладається до більш габаритної складової (за умови використання однакових волокон і зв'язуючих). Кожна складова (шар) розглядається як односпрямований КМ.

Основними пружними константами односпрямованих композиційних матеріалів (КМ) є: модуль Юнга уздовж волокон -  $E_x$ ; модуль Юнга в напрямку перпендикулярному напрямку укладання волокон -  $E_y$ ; модуль зсуву в площині укладання волокон -  $G_{xy}$ ; коефіцієнти Пуассона -  $\mu_{xy}$ ,  $\mu_{yx}$ .

В кожному шарі навантаження вздовж волокон сприймається волокнами, а навантаження прикладене перпендикулярно до волокон і відповідні напруження, що виникають внаслідок цього, переважно визначаються характеристиками матриці. Це є головна відмінність КМ від металів

#### 3.1. Загальний випадок

Розглянемо обшивку аеродинамічної поверхні, наприклад, закрилків, яка конструктивно виглядає як сукупність шаруватих композитів, а саме випадок двошарової конструкції. Шари в загальному випадку можуть бути орієнтовані один відносно другого під довільним кутом . Розглянемо

випадає, коли кут між ними дорівнює  $90^\circ$ . Навантаження, що діють на гранях елементарної площини  $N_y$ ,  $N_x$ ,  $q_{xy}$  попередньо визначені з розрахунків на міцність і вважаються заданими (рис. 3.1.1). Очевидно, що в кожному з шарів виникає різний напружено-деформований стан внаслідок різної орієнтації волокон в шарах і відмінності пружних характеристик шарів. При цьому саме напруження в шарах мають визначальний вплив на міцність і експлуатаційні властивості матеріалу.

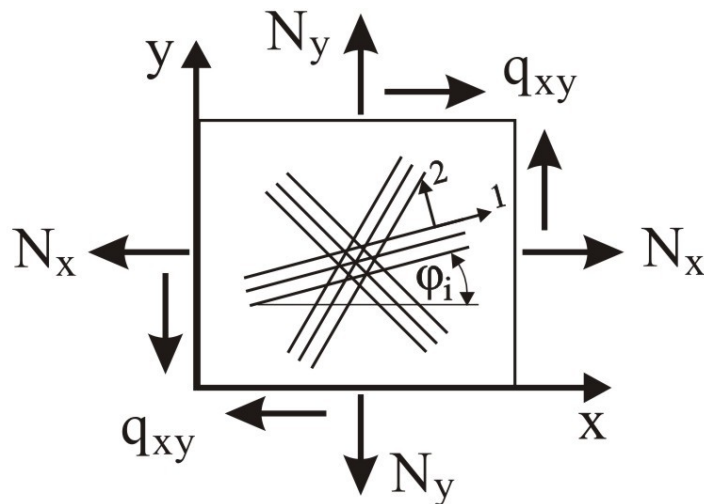


Рис. 3.1.1. Розрахункова схема навантаження шаруватого КМ:  $x$ ,  $y$  - головні координатні осі, єдині для всіх шарів шаруватого КМ; 1, 2 - осі, пов'язані з напрямком укладання волокон в шарах;  $\varphi$  - кут армування (кут укладання волокон в шарах по відношенню до осі  $x$ );  $N_x$ ,  $N_y$ ,  $q_{xy}$  - погонні зусилля

При розрахунку експлуатаційних напружень в шаруватих КМ використовують дві системи координат. Перша система координат утворена осями  $x$  і  $y$ . Ця система координат єдина для всіх шарів композиту. Друга система координат (осі 1, 2) пов'язана з напрямком укладання волокон в шарах; для кожного шару вона своя. Ось 1 співпадає з напрямком укладання волокон в шарі, вісь 2 - перпендикулярна напрямку укладання волокон в шарі.

Ортогонально армовані КМ містять два типи шарів з кутами армування  $\varphi_1 = 0^\circ$  і  $\varphi_2 = 90^\circ$ . Експлуатаційні напруження в шарах визначаються в наступній послідовності.

Обчислюються коефіцієнти жорсткості композитного пакета. Загальний випадок - пружні характеристики шарів в напрямку координатних осей 1 і 2 різні (наприклад, шар № 1 виготовлені з боропластика, а шар № 2 - з вуглепластика):

$$B_{11} = \delta_1 \bar{E}_{1(1)} + \delta_2 \bar{E}_{2(2)}$$

$$B_{22} = \delta_1 \bar{E}_{2(1)} + \delta_2 \bar{E}_{1(2)}$$

$$B_{12} = \delta_1 \bar{E}_{1(1)} \mu_{21(1)} + \delta_2 \bar{E}_{1(2)} \mu_{21(2)}$$

$$B_{33} = G_{12(1)} \delta_1 + G_{12(2)} \delta_2$$

де  $\delta_1, \delta_2$  – сумарні товщини шарів з кутами армування відповідно  $\varphi_1 = 0^\circ$  і  $\varphi_2 = 90^\circ$ ;

$\mu_{21(1)}$  – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування  $\varphi_1 = 0^\circ$  при прикладанні основного навантаження по осі 2 (тут і далі номер шару вказано в дужках);

$\mu_{21(2)}$  – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування  $\varphi_2 = 90^\circ$  при прикладанні основного навантаження по осі 2;

$\bar{E}_{1(1)}, \bar{E}_{2(1)}$  – приведені модулі Юнга шару з кутом армування  $\varphi_1 = 0^\circ$  відповідно по осях 1 і 2;

$\bar{E}_{1(2)}, \bar{E}_{2(2)}$  – приведені модулі Юнга шару з кутом армування  $\varphi_2 = 90^\circ$  відповідно по осях 1 і 2;

$G_{12(1)}, G_{12(2)}$  – модулі зсуву шарів з кутами армування відповідно  $\varphi_1 = 0^\circ$  і  $\varphi_2 = 90^\circ$  в координатній площині, утвореній осями 1 і 2. Наведені модулі Юнга шарів обчислюються за формулами:

$$E_{1(1)}^- = \frac{E_{1(1)}}{1 - \mu_{12(1)}\mu_{21(1)}}; \quad E_{2(1)}^- = \frac{E_{2(1)}}{1 - \mu_{12(1)}\mu_{21(1)}};$$

$$E_{1(2)}^- = \frac{E_{1(2)}}{1 - \mu_{12(2)}\mu_{21(2)}}; \quad E_{2(2)}^- = \frac{E_{2(2)}}{1 - \mu_{12(2)}\mu_{21(2)}},$$

де  $E_{1(1)}, E_{2(1)}$  – істинні модулі Юнга шару з кутом армування  $\varphi_1 = 0^\circ$  в напрямку координатних осей 1 і 2;

$E_{1(2)}, E_{2(2)}$  – істинні модулі Юнга шару з кутом армування  $\varphi_2 = 90^\circ$  в напрямку координатних осей 1 і 2;

$\mu_{12(1)}$  – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування  $\varphi_1 = 0^\circ$  при прикладанні основного навантаження по осі 1;

$\mu_{12(2)}$  – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування  $\varphi_2 = 90^\circ$  при прикладанні основного навантаження по осі 1.

Коефіцієнти Пуассона обчислюються за рівняннями:

$$\mu_{12(i)} = \mu_{s(i)} \cdot V_{s(i)} + \mu_{m(i)} [1 - V_{s(i)}];$$

$$\mu_{21(i)} = \frac{\mu_{12(i)} \cdot E_{2(i)}}{E_{1(i)}},$$

де  $i$  – номер шару ( $i = 1$  - шар з кутом армування  $\varphi_1 = 0^\circ$ ,  $i = 2$  - шар з кутом армування  $\varphi_2 = 90^\circ$ );

$\mu_{s(i)}, \mu_{m(i)}$  – відповідно коефіцієнти Пуассона волокон і матриці в  $i$ -му шарі;



$V_{\sigma(i)}$  – об'ємна частка волокон в  $i$ -м шарі.

Розраховуються пружні константи шаруватого композиційного матеріалу в системі координат  $x$ - $y$ :

$$E_x = \frac{B_{11}}{\delta_1 + \delta_2} - \left( \delta_1 \frac{\bar{E}_{1(1)}^2 \cdot \mu_{21(1)}^2}{B_{22}} + \delta_2 \frac{\bar{E}_{1(2)}^2 \cdot \mu_{21(2)}^2}{B_{22}} \right);$$

$$E_y = \frac{B_{22}}{\delta_1 + \delta_2} - \left( \delta_1 \frac{\bar{E}_{1(1)}^2 \cdot \mu_{21(1)}^2}{B_{11}} + \delta_2 \frac{\bar{E}_{1(2)}^2 \cdot \mu_{21(2)}^2}{B_{11}} \right);$$

$$G_{xy} = G_{12}; \quad \mu_{xy} = \frac{\delta_1 \bar{E}_{1(1)} \cdot \mu_{21(1)} + \delta_2 \bar{E}_{1(2)} \cdot \mu_{21(2)}}{B_{22}}; \quad \mu_{yx} = \frac{\delta_1 \bar{E}_{1(1)} \cdot \mu_{21(1)} + \delta_2 \bar{E}_{1(2)} \cdot \mu_{21(2)}}{B_{11}}.$$

У рівняннях прийняті наступні позначення:

$E_x, E_y$  – модулі Юнга композитного пакета;

$G_{xy}$  – модуль зсуву композитного пакета в площині  $xy$ ;

$\mu_{xy}, \mu_{yx}$  – коефіцієнти Пуассона композитного пакета.

Розраховуються експлуатаційні напруження в шарах в системі координат, утвореної осями 1 і 2:

Нормальні напруження вздовж осі 1:

$$\sigma_{1(i)} = \bar{E}_{1(i)} \cdot (\varepsilon_{1(i)} + \mu_{21(i)} \varepsilon_{2(i)});$$

Нормальні напруження вздовж осі 2:

$$\sigma_{2(i)} = \bar{E}_{2(i)} \cdot (\varepsilon_{2(i)} + \mu_{12(i)} \varepsilon_{1(i)});$$

Деформація зсуву в площині 12:

$$\tau_{12(i)} = G_{12(i)} \cdot \gamma_{12(i)},$$

де  $i$  - номер шару;  $i = 1$  - шар з кутом армування  $\varphi_1 = 0^\circ$ ;  $i = 2$  - шар з кутом армування  $\varphi_2 = 90^\circ$ .

Модулі Юнга шарів композиту  $E_1$  і  $E_2$  з кутами армування відповідно  $0^\circ$  і  $90^\circ$  обчислюються за рівняннями:

$$E_1 = E_\varepsilon \cdot V_\varepsilon + E_m \cdot (1 - V_\varepsilon);$$

$$E_2 = \frac{E_m \cdot E_\varepsilon}{E_m \cdot V_\varepsilon + E_\varepsilon \cdot (1 - V_\varepsilon)}.$$

### 3.2. Часний випадок

В цьому випадку:  $(E_{1(1)} = E_{1(2)} = E_1; E_{2(1)} = E_{2(2)} = E_2; G_{12(1)} = G_{12(2)} = G_{12}; \mu_{12(1)} = \mu_{12(2)} = \mu_{12}; \mu_{21(1)} = \mu_{21(2)} = \mu_{21})$ :

$$B_{11} = \delta_1 \bar{E}_1 + \delta_2 \bar{E}_2; \quad B_{12} = \bar{E}_1 \mu_{21} (\delta_1 + \delta_2);$$

$$B_{22} = \delta_1 \bar{E}_2 + \delta_2 \bar{E}_1; \quad B_{33} = G_{12} (\delta_1 + \delta_2).$$

$$\bar{E}_1 = \frac{E_1}{1 - \mu_{12} \mu_{21}}; \quad \bar{E}_2 = \frac{E_2}{1 - \mu_{12} \mu_{21}}.$$

$$\mu_{12} = \mu_\varepsilon \cdot V_\varepsilon + \mu_m [1 - V_\varepsilon];$$

$$\mu_{21} = \frac{\mu_{12} \cdot E_2}{E_1}.$$

Розраховуються пружні константи шаруватого композиційного матеріалу в системі координат x-y:

$$E_x = \frac{B_{11}}{\delta_1 + \delta_2} - (\delta_1 + \delta_2) \frac{\bar{E}_1^2 \cdot \mu_{21}^2}{B_{22}};$$

$$E_y = \frac{B_{22}}{\delta_1 + \delta_2} - (\delta_1 + \delta_2) \frac{\bar{E}_1^2 \cdot \mu_{21}^2}{B_{11}};$$

$$G_{xy} = G_{12}; \quad \mu_{xy} = \frac{\bar{E}_1 \cdot \mu_{21} \cdot (\delta_1 + \delta_2)}{B_{22}}; \quad \mu_{yx} = \frac{\bar{E}_1 \cdot \mu_{21} \cdot (\delta_1 + \delta_2)}{B_{11}}.$$

Визначаються середні напруження по товщині композитного пакета:

$$\sigma_x = \frac{N_x}{\delta_z}; \quad \sigma_y = \frac{N_y}{\delta_z}; \quad \tau_{xy} = \frac{q_{xy}}{\delta_z},$$

де  $N_x, N_y, q_{xy}$  – погонні зусилля (рис. 3.1), що визначаються на підставі розрахункової схеми навантаження конструкції, виготовленої з композиту:

$N_x, N_y$  – погонні зусилля розтягу або стиску, Н / мм;

$q_{xy}$  – зсувні погонні зусилля, Н / мм;

$$\delta_z = \delta_1 + \delta_2.$$

За відомими середніми напруженнями визначаються сумарні (загальні) деформації композитного пакета, що дорівнюють деформації кожного з шарів в системі координат  $x, y$ :

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y};$$

$$\varepsilon_y = -\mu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\sigma_y}{E_y};$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}.$$

Тут  $\varepsilon_x, \varepsilon_y$  – лінійні відносні деформації по осях  $x$  та  $y$ ;  $\gamma_{xy}$  – зсувні деформації в площині  $xy$ .

Обчислюються лінійні і зсувні деформації в кожному шарі в пов'язаній з ним системі координат 1, 2 (рис. 3.1).

Деформації в шарі №1 з кутом армування  $\varphi_1 = 0^\circ$ .

Лінійна деформація по осі 1:

$$\varepsilon_{1(1)} = \varepsilon_x;$$

Лінійна деформація по осі 2:

$$\varepsilon_{2(1)} = \varepsilon_y;$$

Деформація зсуву в площині 12:

$$\gamma_{12(1)} = \gamma_{xy}.$$

Деформації в шарі №2 с кутом армування  $\varphi_2 = 90^\circ$ .

Лінійна деформація по осі 1:

$$\varepsilon_{1(2)} = \varepsilon_y;$$

Лінійна деформація по осі 2:

$$\varepsilon_{2(2)} = \varepsilon_x;$$

Деформація зсуву в площині 12:

$$\gamma_{12(2)} = -\gamma_{xy}.$$

В індексах під зсувними і лінійними деформаціями в дужках вказані номери шарів.

Розраховуються експлуатаційні напруження в шарах в системі координат, утвореної осями 1 і 2.

$$\sigma_{1(i)} = \bar{E}_1 \cdot (\varepsilon_{1(i)} + \mu_{21} \varepsilon_{2(i)});$$

$$\sigma_{2(i)} = \bar{E}_2 \cdot (\varepsilon_{2(i)} + \mu_{12} \varepsilon_{1(i)});$$

$$\tau_{12(i)} = G_{12} \cdot \gamma_{12(i)}.$$

Модулі Юнга шарів композиту  $E_1$  и  $E_2$  з кутами армування відповідно  $0^\circ$  і  $90^\circ$  обчислюються за рівняннями:

$$E_1 = E_s \cdot V_s + E_m \cdot (1 - V_s);$$

$$E_2 = \frac{E_m \cdot E_s}{E_m \cdot V_s + E_s \cdot (1 - V_s)}.$$

### **Висновок до третього розділу**

Для проектування виберемо випадок використання в обох шарах матеріалів з однаковими характеристиками, але різної товщини. Цей випадок є більш поширеним в експлуатації, а спеціальних причин використання різнорідних матеріалів (температурних, впливу середовища тощо) нема. Шар більшої товщини має бути розташований так, щоб армуючі елементи були паралельні осьовому навантаженню більшому за абсолютною величиною. Отже для розрахунків буде використана методика, що наведена вище для частого випадку.

## 4. Розрахунок ортогональних орієнтованих шарів КМ

### 4.1. . Вихідні дані для проектування двошарового КМ

Виходячи з наведених вище фактів, при проектуванні двошарової конструкції в якості арматури розглянемо вуглецеві волокна (як високоміцні, так і високомодульні) і борні волокна. Для матриці виберемо епоксидні смоли (табл. 4.1.1).

Таблиця 4.1.1

№ варіанта	$N_x$ , Н/мм	$N_y$ , Н/мм	$q_{xy}$ , Н/мм	$\delta_1$ , мм	$\delta_2$ , мм	$E_B$ , МПа	$E_{mB}$ МПа	$V_B$	$G_{12}$ , МПа	$\mu_e$	$\mu_m$
Борні волокна	1800	900	50	1,2	0,6	$3,7 \cdot 10^5$	$\frac{1800^*}{6 \cdot 10^4^{**}}$	0,7	5000	0,23	0,27
Вуглецеві $d = 10$ мкм	1800	900	50	1,2	0,6	$2,5 \cdot 10^5$	$\frac{1200}{3 \cdot 10^4}$	0,7	4000	0,21	0,27
Вуглецеві високоміцні $d = 50-100$ мкм	1800	900	50	1,2	0,6	$3 \cdot 10^5$	$\frac{2000^*}{2 \cdot 10^4^{**}}$	0,7	4000	0,2	0,27
Скловолокно марки М, $d = 50$	1800	900	50	1,2	0,6	$6,7 \cdot 10^4$	$\frac{1200^*}{2 \cdot 10^4^{**}}$	0,7	4000	0,21	0,27

Примітка: \* - низькомодульної матриці; \*\* - жорсткої матриці

При розгляді характеристик міцності матриці скористаємось даними наведеними в додатку 2.

Аналізуючи характеристики окремого шару візьмемо до уваги відповідні співвідношення:

Напруження вздовж волокна композита при розтягу  $\sigma_{KM}^+ = \sigma_{1(1)} = \sigma_{1(2)}$

Напруження поперек волокна розтягу  $\sigma_{KM\text{ поп}}^+ = \sigma_{2(1)} = \sigma_{2(2)}$

Дотичні напруження шару композита  $\tau = \tau_{12(1)} = \tau_{12(2)}$

Визначаємо критичну довжину волокон для кожного варіанта.

### 4.2. . Двошарова конструкція на базі високоміцних вуглецевих волокон

Таблиця 4.2.1

Результати розрахунків деформацій і напружень в шарах

Тип матриці – (вуглецеві волокна)	$E_1$ , Мпа	$E_2$ , Мпа	$\mu_{12}$	$\mu_{21}$	$\bar{E}_1$ , Мпа	$\bar{E}_2$ , Мпа	$V_{11}$ , мм Мпа	$V_{12}$ , мм Мпа	$V_{22}$ , мм Мпа	$V_{33}$ , мм Мпа
Низькомодульна	$1,754 \cdot 10^5$	$3,95 \cdot 10^3$	0,228	0,00513	$1,758 \cdot 10^5$	$3,958 \cdot 10^3$	$2,13 \cdot 10^5$	$0,016 \cdot 10^5$	$1,1 \cdot 10^5$	$7,2 \cdot 10^3$
Жорстка	$1,852 \cdot 10^5$	$0,86 \cdot 10^5$	0,228	0,00513	$1,874 \cdot 10^5$	$0,878 \cdot 10^5$	$2,7696 \cdot 10^5$	$0,01733 \cdot 10^5$	$2,178 \cdot 10^5$	$7,2 \cdot 10^3$

Продовження Таблиці 4.2.1

Тип матриці	$E_x$ , Мп а	$E_y$ , Мп а	$G_{xy}$ , Мп а	$\mu_{xy}$	$\mu_{yx}$	$\sigma_x$ , Мп а	$\sigma_y$ , Мп а	$\tau_{xy}$ , Мп а	$\epsilon_x$	$\epsilon_y$	$\gamma_{xy}$
Низькомодульн а	$1,1828 \cdot 10^5$	$0,6109 \cdot 10^5$	$4 \cdot 10^3$	0,0147	0,00762	1000	500	27,77	0,00839	0,00806	0,00694
Жорстка	$1,5385 \cdot 10^5$	$1,2099 \cdot 10^5$	$4 \cdot 10^3$	0,0079	0,00624	1000	500	27,77	0,00647	0,00408	0,00675

Продовження Таблиці 4.2.1

Тип матриці	Деформації в 1-м шарі			Деформації в 2-м шарі			Напруження в 1-м шарі, Мпа			Напруження в 2-м шарі, Мпа		
	$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\sigma_{1(1)}$ )	$\sigma_{2(1)}$ )	$\tau_{12(1)}$ )	$\sigma_{1(2)}$ )	$\sigma_{2(2)}$ )	$\tau_{12(2)}$ )
Низькомодул ьна	0,00839	0,00806	0,00694	0,00806	0,00833	-0,00694	1482	39,47	27,76	1417	39,17	-27,7
Жорстка	0,00647	0,00675	0,00675	0,00408	0,00647	-0,00675	1216	487	27,7	768,5	649	-27,7

I. Вуглецева високоміцна.

Ia. Вуглецева низькомодульна.

1. Вуглецеві волокна  $d_b = 10$  мкм. Критична довжина визначається за формулою:

$$l_{кр} = \frac{d_b \cdot \sigma_{вв}}{4 \tau_{зр}}$$

де  $\sigma_{вв}$  – міцність волокон;  $\tau_{зр}$  - границя міцності кордону розділу "волокно-матриця" при зсуві.

Для розтягу  $\sigma_b = \sigma_{вв}$ , вибирається для конкретного матеріалу, бажано для конкретної партії поставки,  $\tau_{зр}$  беремо 85 МПа. Для вибраних даних маємо (виробник «Геркулес» на основі ПАН волокна):

$$l_{кр} = 10 \times 10^{-6} [2760 / (4 \times 85)] = 81 \times 10^{-6} \text{ м} = 0,081 \text{ мм.}$$

2. Допустиме напруження на розтяг вздовж волокна визначаємо за формулою:

$$\sigma_{\text{км}}^+ = \sigma_{\text{вв}} [V_{\text{в}} + (1 - V_{\text{в}}) E_{\text{м}} / E_{\text{в}}] = 2760 (0,7 + 0,3 \times 1200 / 2,5 \cdot 10^5) = 1936 \text{ МПа}$$

3. При поперечному розтягу допустиме напруження визначається за формулою:

$$\sigma_{\text{км поп}}^+ = \sigma_{\text{м}} / K_{22}$$

де  $\sigma_{\text{м}}$  - границя міцності при розтягуванні матриці композиту,  $K_{22}$  – коефіцієнт концентрації напружень, що залежить від об'ємної частки волокон. Для  $V_{\text{в}} = 0,7$ ,  $K_{22} = 3,5$ . Для епоксидної матриці  $\sigma_{\text{м}} = 27,4 - 140$  МПа. Отже для  $\sigma_{\text{м}} = 27,4$  МПа:

$$\sigma_{\text{км поп}}^+ = 7,8 \text{ МПа}$$

для  $\sigma_{\text{м}} = 140$  МПа:

$$\sigma_{\text{км поп}}^+ = 40 \text{ МПа}$$

4. При зсуві міцність при внутрішньосферовому зсуві визначається виразом:

$$\tau = \tau_{\text{м}} / k_{12}$$

де  $\tau_{\text{м}}$  - границя міцності на зсув матриці (для епоксидної матриці в межах 42-53 МПа),  $k_{12}$  – коефіцієнт, що враховує вид матриці, беремо 1,7. Отже, зсувна міцність дорівнює:

$$\tau_{\text{min}} = 42 / 1,7 = 24,7 \text{ МПа},$$

$$\tau_{\text{max}} = 53 / 1,7 = 31,2 \text{ МПа}$$

Іб. Вуглецева жорстка.

1. Визначаємо критичну довжину:

$$l_{\text{кр}} = \frac{d_{\text{с}} \cdot \sigma_{\text{св}}}{4 \tau_{\text{зр}}} = l_{\text{кр}} = 10 \times 10^{-6} [2760 / (4 \times 85)] = 81 \times 10^{-6} \text{ м} = 0,081 \text{ мм}.$$

2. Визначаємо допустиме напруження на розтяг вздовж волокна:

$$\sigma_{\text{км}}^+ = \sigma_{\text{вв}} [V_{\text{в}} + (1 - V_{\text{в}}) E_{\text{м}} / E_{\text{в}}] = 2760 (0,7 + 0,3 \times 3 \times 10^4 / 2,5 \cdot 10^5) = 2031$$

МПа

3. При поперечному розтягу допустиме напруження:

для  $\sigma_{\text{м}} = 27,4$  МПа:

$$\sigma_{\text{км поп}}^+ = 7,8 \text{ МПа}$$



для  $\sigma_m = 140$  МПа:

$$\sigma_{\text{км поп}}^+ = 40 \text{ Мпа}$$

4. При зсуві міцність при внутрішньошаровому зсуві визначається виразом:

$$\tau_{\text{min}} = 42/1,7 = 24,7 \text{ МПа,}$$

$$\tau_{\text{max}} = 53/1,7 = 31,2 \text{ МПа}$$

### 4.3. Двошарова конструкція на базі високомодульних високоміцних вуглецевих волокон

Таблиця 4.3.1

Результати розрахунків деформацій і напружень в шарах

Тип матриці (вуглецеві високоміцні волокна)	$E_1$ , МПа	$E_2$ , МПа	$\mu_{12}$	$\mu_{21}$	$\bar{E}_1$ , МПа	$\bar{E}_2$ , МПа	$B_{11}$ , мм Мпа	$B_{12}$ , мм Мпа	$B_{22}$ , мм Мпа	$B_{33}$ , мм Мпа
Низькомодульна	$2,10 \cdot 10^5$	$6,56 \cdot 10^3$	0,221	0,00688	$2,1 \cdot 10^5$	$6,5 \cdot 10^3$	$2,57 \cdot 10^5$	$0,02 \cdot 10^5$	$1,34 \cdot 10^5$	$7,2 \cdot 10^3$
Жорстка	$2,16 \cdot 10^5$	$5,76 \cdot 10^4$	0,221	0,058	$2,2 \cdot 10^5$	$5,8 \cdot 10^4$	$2,99 \cdot 10^5$	$0,22 \cdot 10^5$	$2,02 \cdot 10^5$	$7,2 \cdot 10^3$

Продовження Таблиці 4.3.1

Тип матриці	$E_x$ , МПа	$E_y$ , МПа	$G_{xy}$ , МПа	$\mu_{xy}$	$\mu_{yx}$	$\sigma_x$ , МПа	$\sigma_y$ , МПа	$\tau_{xy}$ , МПа	$\epsilon_x$	$\epsilon_y$	$\gamma_{xy}$
Низькомодульна	$1,425 \cdot 10^5$	$0,744 \cdot 10^5$	$4 \cdot 10^3$	0,0195	0,0101	1000	500	27,77	0,00695	0,00652	0,00694
Жорстка	$1,645 \cdot 10^5$	$1,1 \cdot 10^5$	$4 \cdot 10^3$	0,113	0,0768	1000	500	27,77	0,00573	0,00381	0,00694

Продовження Таблиці 4.3.1

Тип матриці	Деформації в 1-м шарі			Деформації в 2-м шарі			Напруження в 1-м шарі, МПа			Напруження в 2-м шарі, Мпа		
	$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$

Низькомо дульна	0,00 695	0,00 652	0,00 694	0,00 652	0,00 695	0,00 694	14 76	59, 92	27, 77	13 85	55, 12	- 27, 77
Жорстка	0,00 573	0,00 381	0,00 694	0,00 381	0,00 573	0,00 694	13 09	23 8	27, 77	86 8	38 1,1	- 27, 77

Па. Вуглецева високоміцна низькомодульна

1. Визначаємо критичну довжину для  $d = 50- 100$  мкм:

$$l_{кр} = \frac{d_{\varepsilon} \cdot \sigma_{\varepsilon\varepsilon}}{4\tau_{\varepsilon p}} = l_{кр} = 50 \times 10^{-6} [2760 / (4 \times 85)] = 0,405 \text{ мм.}$$

Відповідно, для  $d = 100$  мкм  $l_{кр} = 0,81$

2. Визначаємо допустиме напруження на розтяг вздовж волокна:

$$\sigma_{км}^{+} = \sigma_{вв} [V_{в} + (1 - V_{в}) E_{м} / E_{в}] = 2760 (0,7 + 0,3 \times 2 \times 10^3 / 3 \cdot 10^5) = 1937 \text{ МПа}$$

3. При поперечному розтягу допустиме напруження для низькомодульної  $\sigma_{м} = 27,4$  МПа:

$$\sigma_{км \text{ поп}}^{+} = 7,8 \text{ Мпа}$$

Для  $\sigma_{м} = 140$  МПа:

$$\sigma_{км \text{ поп}}^{+} = 40 \text{ Мпа}$$

4. При зсуві міцність при внутрішньосферовому зсуві визначається виразом:

$$\tau_{\min} = 42 / 1,7 = 24,7 \text{ МПа,}$$

$$\tau_{\max} = 53 / 1,7 = 31,2 \text{ МПа}$$

Па. Вуглецева високоміцна жорстка.

1. Визначаємо критичну довжину для  $d = 50- 100$  мкм:

$$l_{кр} = \frac{d_{\varepsilon} \cdot \sigma_{\varepsilon\varepsilon}}{4\tau_{\varepsilon p}} = l_{кр} = 50 \times 10^{-6} [2760 / (4 \times 85)] = 81 \times 10^{-6} \text{ м} = 0,405 \text{ мм.}$$

Відповідно, для  $d = 100$  мкм  $l_{кр} = 0,81$

2. Визначаємо допустиме напруження на розтяг вздовж волокна:

$$\sigma_{км}^{+} = \sigma_{вв} [V_{в} + (1 - V_{в}) E_{м} / E_{в}] = 2760 (0,7 + 0,3 \times 2 \times 10^4 / 3 \cdot 10^5) = 1987 \text{ МПа}$$

3. При поперечному розтягу допустиме напруження для низкомодульної  $\sigma_m = 27,4$  МПа:

$$\sigma_{\text{км поп}}^+ = 7,8 \text{ Мпа}$$

Для  $\sigma_m = 140$  МПа:

$$\sigma_{\text{км поп}}^+ = 40 \text{ Мпа}$$

4. При зсуві міцність при внутрішньошаровому зсуві визначається виразом:

$$\tau_{\text{min}} = 42/1,7 = 24,7 \text{ МПа,}$$

$$\tau_{\text{max}} = 53/1,7 = 31,2 \text{ МПа}$$

#### 4.4 Двошарова конструкція на базі борних волокон

Таблиця. 4.4.1

Результати розрахунків деформацій і напружень в шарах

Тип матриці (борні волокна)	$E_1$ , МПа	$E_2$ , МПа	$\mu_{12}$	$\mu_{21}$	$\bar{E}_1$ , МПа	$\bar{E}_2$ , МПа	$B_{11}$ , мм Мпа	$B_{12}$ , мм Мпа	$B_{22}$ , мм Мпа	$B_{33}$ , мм Мпа
Низькомодульна	2,595 $10^5$	0,59 $10^4$	0,242	0,055	2,598 $10^5$	5,9 $10^3$	3,15 $10^5$	0,025 $10^5$	1,63 $10^5$	9,0 $10^3$
Жорстка	2,77 $10^5$	1,4 $10^4$	0,242	0,127	2,857 $10^5$	14 $10^4$	4,3 $10^5$	0,652 $10^5$	3,51 $10^5$	9,0 $10^3$

Продовження Таблиці 4.4.1

Тип матриці	$E_x$ , МПа	$E_y$ , МПа	$G_{xy}$ , МПа	$\mu_{xy}$	$\mu_{yx}$	$\sigma_x$ , МПа	$\sigma_y$ , МПа	$\tau_{xy}$ , МПа	$\epsilon_x$	$\epsilon_y$	$\gamma_{xy}$
Низькомодульна	1,752 $10^5$	0,9905 $10^5$	5000	0,01586	0,0082	1000	500	27,77	0,00566	0,00543	0,00555
Жорстка	2,337 $10^5$	1,8 $10^5$	5000	0,1857	0,151	1000	500	27,77	0,00388	0,00184	0,00555

Продовження Таблиці 4.4.1

Тип матриці	Деформації в 1-м шарі			Деформації в 2-м шарі			Напруження в 1-м шарі, МПа			Напруження в 2-м шарі, МПа		
	$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$

Низькомо дульна	0,005 66	0,00 542	0,00 555	0,005 42	0,00 566	0,00 555	147 9,3	40, 3	27, 77	141 9,2	41, 4	27 ,7
Жорстка	0,003 881	0,00 184	0,00 555	0,001 843	0,00 388	- 0,00 555	117 6,1	41 6,4	27, 77	667 ,1	64 7,8	- 27 ,7

Ш. Борна:  $d_b=80$  мкм,  $\sigma_{вв} = 3445$  МПа

Ша. Борна низькомодульна

1. Визначаємо критичну довжину для  $d_b=80$  мкм:

$$l_{кр} = \frac{d_\varepsilon \cdot \sigma_{\varepsilon\varepsilon}}{4\tau_{zp}} = l_{кр} = 80 \times 10^{-6} [3445/(4 \times 85)] = 810,5 \times 10^{-6} \text{ м} = 0,81 \text{ мм.}$$

2. Визначаємо допустиме напруження на розтяг вздовж волокна:

$$\sigma_{км}^+ = \sigma_{вв} [V_b + (1 - V_b) E_m / E_b] = 3445 (0,7 + 0,3 \times 1,8 \times 10^3 / 3,7 \cdot 10^5) = 2416$$

МПа

$$\sigma_{км}^+ = \sigma_{вв} [V_b + (1 - V_b) E_m / E_b] = 2760 (0,7 + 0,3 \times 2 \times 10^3 / 3 \cdot 10^5) = 1937 \text{ МПа}$$

3. При поперечному розтягу допустиме напруження для низькомодульної  $\sigma_m = 27,4$  МПа:

$$\sigma_{км\ поп}^+ = 7,8 \text{ Мпа}$$

Для  $\sigma_m = 140$  МПа:

$$\sigma_{км\ поп}^+ = 40 \text{ Мпа}$$

4. При зсуві міцність при внутрішньшаровому зсуві визначається виразом:

$$\tau_{min} = 42/1,7 = 24,7 \text{ МПа,}$$

$$\tau_{max} = 53/1,7 = 31,2 \text{ МПа}$$

Шб. Борна жорстка

1. Визначаємо критичну довжину для  $d_b=80$  мкм:

$$l_{кр} = \frac{d_\varepsilon \cdot \sigma_{\varepsilon\varepsilon}}{4\tau_{zp}} = l_{кр} = 80 \times 10^{-6} [3445/(4 \times 85)] = 810,5 \times 10^{-6} \text{ м} = 0,81 \text{ мм.}$$

2. Визначаємо допустиме напруження на розтяг вздовж волокна:

$$\sigma_{км}^+ = \sigma_{вв} [V_b + (1 - V_b) E_m / E_b] = 3445 (0,7 + 0,3 \times 6 \times 10^4 / 3,7 \cdot 10^5) = 2579 \text{ МПа}$$

3. При поперечному розтягу допустиме напруження для  $\sigma_m = 27,4$  МПа:

$$\sigma_{км\ поп}^+ = 7,8 \text{ Мпа}$$

Для  $\sigma_m = 140$  МПа:

$$\sigma_{\text{км поп}}^+ = 40 \text{ МПа}$$

4. При зсуві міцність при внутрішньошаровому зсуві визначається виразом:

$$\tau_{\text{min}} = 42/1,7 = 24,7 \text{ МПа,}$$

$$\tau_{\text{max}} = 53/1,7 = 31,2 \text{ МПа}$$

#### 4.5 Двошарова конструкція на базі скловолокна - М

Таблиця. 4.5.1

Результати розрахунків деформацій і напружень в шарах

Тип матриці	E <sub>1</sub> , МПа	E <sub>2</sub> , МПа	$\mu_{12}$	$\mu_{21}$	$\bar{E}_1$ , МПа	МПа	B <sub>11</sub> , Н/мм	B <sub>12</sub> , Н/мм	B <sub>22</sub> , Н/мм	B <sub>33</sub> , Н/мм
Низькомодульна	47260	3840	0,23	0,02	47460	3856	59266	1582	33103	7200
Жорстка	52900	39296	0,23	0,17	55025	40875	90555	16775	82064	7200

Продовження Таблиці 4.5.1

Тип матриці	E <sub>x</sub> , МПа	E <sub>y</sub> , МПа	G <sub>xy</sub> , МПа	$\mu_{xy}$	$\mu_{yx}$	$\sigma_x$ , МПа	$\sigma_y$ , МПа	$\tau_{xy}$ , МПа	$\epsilon_x$	$\epsilon_y$	$\gamma_{xy}$
Низькомодульна	32884	18367	4000	0,048	0,027	1000	500	27,8	0,02968	0,02577	0,00694
Жорстка	48403	43865	4000	0,204	0,185	1000	500	27,8	0,01855	0,00718	0,00694

Продовження Таблиці 4.5.1

Тип матриці	Деформації в 1-м шарі			Деформації в 2-м шарі			Напруження в 1-м шарі, МПа			Напруження в 2-м шарі, МПа		
	$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$
Низькомодульна	0,0297	0,0258	0,0069	0,0258	0,0297	-0,0069	1431	125	28	1249	137	-27,8
Жорстка	0,0185	0,0072	0,0069	0,0072	0,0185	-0,0069	1087	466	28	568	825	-27,8

III. Скловолокно - М:  $d_b = 10$  мкм,  $\sigma_{\text{вв}} = 2000$  МПа,  $\tau_{\text{гр}} = 70$  МПа

### Ша. Скловолокно - М низькомодульна

1. Визначаємо критичну довжину для  $d_b=10$  мкм:

$$l_{кр} = \frac{d_b \cdot \sigma_{\text{свс}}}{4\tau_{\text{зр}}} = l_{кр} = 10 \times 10^{-6} [2000/(4 \times 70)] = 71 \times 10^{-6} \text{ м} = 0,071 \text{ мм.}$$

2. Визначаємо допустиме напруження на розтяг вздовж волокна:

$$\sigma_{км}^+ = \sigma_{\text{свс}} [V_b + (1 - V_b) E_m / E_b] = 2000 (0,7 + 0,3 \times 1,8 \times 10^3 / 3,7 \cdot 10^5) = 2416$$

МПа

$$\sigma_{км}^+ = \sigma_{\text{свс}} [V_b + (1 - V_b) E_m / E_b] = 2760 (0,7 + 0,3 \times 1,2 \times 10^3 / 6,7 \cdot 10^4) = 1410$$

МПа

3. При поперечному розтягу допустиме напруження для низькомодульної  $\sigma_m = 27,4$  МПа:

$$\sigma_{км \text{ поп}}^+ = 7,8 \text{ Мпа}$$

Для  $\sigma_m = 140$  МПа:

$$\sigma_{км \text{ поп}}^+ = 40 \text{ Мпа}$$

4. При зсуві міцність при внутрішньосферовому зсуві визначається виразом:

$$\tau_{\text{min}} = 42/1,7 = 24,7 \text{ МПа,}$$

$$\tau_{\text{max}} = 53/1,7 = 31,2 \text{ МПа}$$

### Шб. Скловолокно - М жорстка

1. Визначаємо критичну довжину для  $d_b=10$  мкм:

$$l_{кр} = \frac{d_b \cdot \sigma_{\text{свс}}}{4\tau_{\text{зр}}} = l_{кр} = 10 \times 10^{-6} [2000/(4 \times 70)] = 71 \times 10^{-6} \text{ м} = 0,071 \text{ мм.}$$

2. Визначаємо допустиме напруження на розтяг вздовж волокна:

$$\sigma_{км}^+ = \sigma_{\text{свс}} [V_b + (1 - V_b) E_m / E_b] = 2000 (0,7 + 0,3 \times 2 \times 10^4 / 6,7 \cdot 10^4) = 1579 \text{ МПа}$$

3. При поперечному розтягу допустиме напруження для  $\sigma_m = 27,4$  МПа:

$$\sigma_{км \text{ поп}}^+ = 7,8 \text{ Мпа}$$

Для  $\sigma_m = 140$  МПа:

$$\sigma_{км \text{ поп}}^+ = 40 \text{ Мпа}$$

4. При зсуві міцність при внутрішньосферному зсуві визначається виразом:

$$\tau_{\min} = 42/1,7 = 24,7 \text{ МПа},$$

$$\tau_{\max} = 53/1,7 = 31,2 \text{ МПа}$$

### Висновок до четвертого розділу

Серед продукції, що виробляється на цей час можна рекомендувати:

1. Вуглецеві волокна високоміцні – Марка Хи-Текс 1500 ( на основі ПАН волокна);  $E = 2,5 \cdot 10^5$  МПа,  $\sigma_b = 3170$  МПа,  $\rho = 1800$  кг/м<sup>3</sup>
2. Вуглецеві високоміцні – марка NTS (виробник «Геркулес» на основі ПАН волокна);  $E = 2,5 \cdot 10^5$  МПа,  $\sigma_b = 2760$  МПа,  $\rho = 1800$  кг/м<sup>3</sup>
3. Вуглецеві високомодульні – марка Фортафіл 5 (виробник «Грейт лейкс карбон» на основі ПАН волокна);  $E = 3,31 \cdot 10^5$  МПа,  $\sigma_b = 2760$  МПа,  $\rho = 1800$  кг/м<sup>3</sup>

Аналіз отриманих даних дозволяє зробити висновок, що заданим вимогам задовільняють лише композитні матеріали з вуглецевими волокнами і низкомодульною матрицею і з борними волокнами і низкомодульною матрицею. Але ціна борних волокон значно більше ніж вуглецевих, а інших причин на користь їх використання нема.

Отже вибір слід залишити на композитному матеріалі з високоміцними вуглецевими волокнами діаметром 10 мкм, об'ємною їх часткою 0,7, з  $\sigma_b = 2760$  МПа на основі ПАН волокна і епоксидною матрицею з  $\sigma_m = 140$  МПа.



## 5. Технологія виготовлення композиційного матеріалу

### 5.1. Обґрунтування вибору технології

Технологія виготовлення композитних матеріалів суттєво відрізняється від технології виготовлення деталей з металів і сплавів. Характеристики металу заздалегідь відомі конструктору і відповідно розробляються технології з врахування цих характеристик. Серед існуючих на цей час технологій виготовлення КМ для випадку, що розглядається найбільш доцільно використати метод формування. Це обумовлено наступними факторами: відносно великі габарити, невеликий обсяг виробництва, високі вимоги до точності і якості зовнішньої поверхні, економічність в випадку невеликих партій поставок.

Формування - операція з отримання з композиційного матеріалу виробу заданої форми і розмірів, що складається з наступних етапів: Розподілу на формотвірній поверхні вихідних компонентів - армуючих матеріалів і зв'язуючих, прикладання тепла і тиску, що супроводжується полімеризацією і затвердінням матеріалу в готовий виріб. Реалізація операцій формування може здійснюватися різними методами: ручною викладкою, напиленням, контактним формуванням в прес - формах, автоклавним і вакуумним формуванням, намотуванням, плетінням, пултрузією і ролтрузією, комбінованими способами.

Враховуючі раніше вказані обмеження вибираємо ручну викладку.

Формування ручним укладанням і напилювання є найбільш простими способами отримання виробів в умовах одиничного і дрібносерійного виробництва, що є характерним для авіації. Так як зазвичай до якості поверхні висуваються високі вимоги, першою стадією формування в формах відкритого типу є нанесення на їх поверхню шару спеціальної полімерної композиції, який називають зовнішнім смоляним шаром (гелькоат). При формуванні ручним укладанням застосовують скловолокно (вуглецеве

волокно) у вигляді матів з рубаних пасм, тканини або ровінгу. В нашому варіанті доцільно використовувати тканини заданої щільності.

Смола і каталізатор або попередньо змішують в окремій ємності, після чого наносять пензлем або гумовим валиком, або ж напилюють за допомогою спеціального розпилювача, причому змішання компонентів відбувається в момент розпилення.

Метод формування ручним укладанням, заснований на використанні заздалегідь підготовлених матів або тканин, забезпечує високу однорідність продукції за міцністю і можливість контролю показників. Всі типи армуючих матеріалів - мати з рубаними склопасмами, тканини і тканий ровінг - надходять у вигляді великих рулонів різної ширини. Лист потрібної довжини вирубується з рулону, а потім, за необхідності, обрізається за шаблоном за допомогою універсального ножа, великих ножиць або електричної машини для різання тканин, аналогічної, що застосовуються в швейної промисловості. Потім ретельно змішують заздалегідь виміряні кількості смоли і каталізатора. Композицію можна наносити на скло- або вуглецеве волокно як поза формою, так і всередині неї.

Для повного видалення повітря і рівномірності просочення смола наносять спочатку на ділянки скловолокна (вуглецевого волокна). Для ущільнення матеріалу за формою і видалення бульбашок повітря використовують щітки, гумові і зубчасті валики (або в деяких випадках мохерові валики). Як уже зазначалося, суміш каталізатора зі смолою можна наносити на скловолокно розпилювачем, який автоматично дозує і змішує компоненти. Особливу увагу слід приділяти нанесення першого шару, щоб не допустити утворення повітряних бульбашок між армуючим скловолокном і зовнішнім смоляним шаром. Після цього вже можна наносити необхідну кількість шарів мату і (або) тканого ровінгу до досягнення розрахункової сумарної товщини.

Параметри процесу (температура, тиск, їх зміна в часі, тривалість формування, витримка) залежать від властивостей зв'язуючого і наповнювача, конфігурації і розмірів формованого виробу. При опресуванні виробів контрматрицею використовують тиск в інтервалі 0,01 – 0,2 МПа.

Розглянемо більш детально окремі стадії виробництва. В авіації висуваються високі вимоги до якості поверхні. Тому підвищена увага приділяється підготовчим операціям.

Підготовка форми починається зі шліфовки і поліровки її робочої поверхні. По досягненні заданого класу обробки поверхні наносять декілька шарів пастоподібного парафіну. Кожен шар полірується після витримки.

Першою стадією при отриманні будь-якого виробу у відкритій формі є нанесення на її поверхню антиадгезійного покриття. Через 10-20 циклів форму чистять за допомогою спеціальних пристосувань.

Отримання зовнішнього смоляного шару (гелькоата) забезпечує утворення декоративної глянцевої поверхні з гарними захисними властивостями, що майже не вимагає додаткової обробки. Для отримання гелькоата використовують полімерну композицію, що містить мінеральні наповнювачі, пігменти і фарбники без армуючих добавок.

Розкрій тканини, нетканих матеріалів звичайно проводять вручну, рідше ведеться підгонка «по місцю».

Зв'язуюче для просочення армуючого наповнювача готується шляхом змішання необхідних інгредієнтів на відповідному устаткуванні в спеціально відведених приміщеннях і подається до робочого місця централізовано або в окремій роздаточній ємності – бак, діжа.

Формування виробу. При ручному укладанні особлива увага приділяється першому шару, для якого звичайно використовують тонку скловуаль або мат з розважуванням до 229 г/м<sup>2</sup>, щоб не припуститися утворення повітряних пазирів між армуючим волокном і зовнішнім шаром – гелькоатом.

По тому наносять необхідне число шарів тканин до досягнення розрахункової товщини.

Для видалення повітря і рівномірності просочення кожного шару «викладка» зв'язуючого починається з верхніх ділянок форми, а потім, для ущільнення матеріалу проводять накочення щітками, гумовими і зубчастими валиками тощо.

## **5.2. Обладнання і інструмент для виготовлення**

Форми для формування деталей. У практиці виробництва виробів з композиційних матеріалів використовуються два типи форм: негативні і позитивні. Перші забезпечують отримання виробів з гладкою і більш точною зовнішньою поверхнею, а позитивні дозволяють виготовляти вироби з гладкою і точною внутрішньою поверхнею. У негативних формах виготовляють деталі з гарним зовнішнім виглядом і аеродинамічними характеристиками. Проте форми позитивного типу в багатьох випадках виявляються більш технологічними для формування. Для випадку, що розглядається необхідно використовувати негативні форми, що забезпечують необхідну аеродинамічну поверхню.

Для аеродинамічної поверхні складної форми вибрано викладку, яка застосовується для виготовлення виробів різних габаритів і конфігурацій. Процес викладки в більшості випадків здійснюється вручну, особливо при отриманні деталей зі складною поверхнею. Деталізуємо цей процес для аеродинамічного профіля. Він складається з наступних основних операцій (рис. 5.2.1):

а) підготовка форми для викладки 1 - видалення забруднень, залишків затверділого з'єднуючого, ремонт поверхневих дефектів;

б) нанесення на поверхню форми розділового антиадгезійних шару 3;

в) пошарове упорядковане укладання заздалегідь розкроєного і расшліхтованного наповнювача у вигляді тканин, стрічок або ровінгу на поверхню форми з нанесенням і просоченням з'єднуючим кожного шару 4 і

прикатуванням нежорстким валиком з метою ущільнення пакету і видалення повітряних включень;

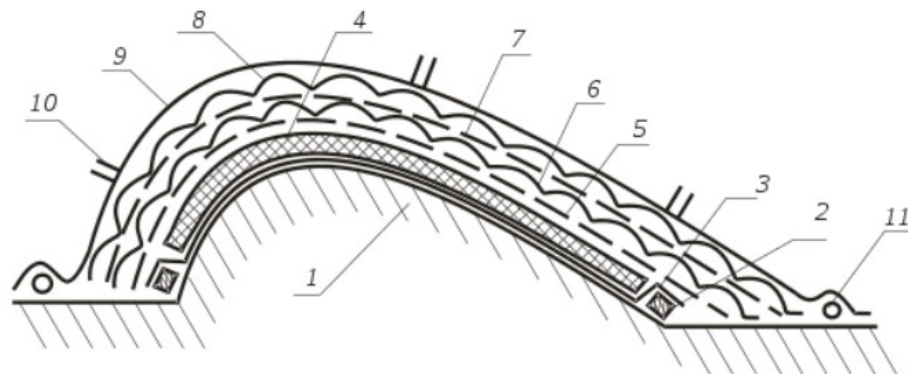


Рис. 5.2.1. Структура технологічного пакета при викладенні:

1 - форма; 2 - обмежувач; 3 - антиадгезійний шар; 4- виріб, що формується; 5 - розділова перфорована плівка; 6 - всмоктуючий шар; 7 - цулага; 8 - дренажний шар; 9 - вакуумний мішок; 10 - клапан вакуумної системи; 11 - герметизуючий шар.

г) формування технологічного пакета, що полягає в послідовній укладанні наступних шарів:

- перфорована розділова плівка 5,
- поглинаючий шар з тканини об'ємного плетіння 6,
- перфорована цулага 7,
- дренажний шар 8;

д) на останньому етапі на технологічний пакет встановлюється вакуумний мішок 9 (якщо подальше формування передбачає створення надлишкового тиску на виріб, що формується) і герметизується джгутом 11.

Як антиадгезійний шар використовуються полімерні плівки і спеціальні мастила.

Нанесені напиленням або поліруванням парафінові покриття є чудовими антиадгезійними змащеннями для композитів, що затверджуються за температур нижче 121°C. При більш високих температурах парафін викликає

руйнування і знебарвлення шаруватого пластику. У цих випадках рекомендується застосовувати фторовані вуглеводні.

Сополимер тетрафторетилену і гексафторпропілена, який використовується в якості антиадгезионної мастила, утворює на поверхні форми суцільну плівку. Умовою експлуатації такого покриття є підтримання температури затвердіння не вище  $177^{\circ}\text{C}$ ; при більш сильному нагріванні воно руйнується, виділяючи високотоксичний фтор.

Політетрафторетилен ("тефлон") - стабільна полімерна речовина, яку часто вводять до складу антиадгезійних мастил, що працюють за температур вище  $260^{\circ}\text{C}$ , така мастило не утворює на поверхні форми суцільної плівки, але частинки "тефлону" забезпечують надійне сухе змазування, яке гарантуватиме відділення від неї отверженого виробу.

Силіконові мастила використовуються до  $204^{\circ}\text{C}$ , проте слід уникати їх застосування, оскільки вони сприяють відшаровування від КМ вторинних покриттів і шарів, будучи при цьому стійкими забруднювачами.

За кордоном випускається антиадгезіоне мастило на базі силанової смоли, яка стабільна до  $482^{\circ}\text{C}$ .

З полімерних плівок для цих цілей застосовуються плівки з целофану, лавсану, ПВС, поліетилену, поліетілететрофталата "Майлар", нейлону і фторопласта. Використання цих плівок в якості антиадгезійних і розділових шарів допускається тільки з одним вигином або плоских.

Розкрій наповнювача проводиться відповідно до карти розкрою, що забезпечує максимальний КІМ.

Пошарове укладання викрійок повинно проводитися в суворій відповідності зі схемою викладення, яка визначає розташування кожної викрійки на поверхні форми і напрямок армування в кожному шарі. При укладанні з перекриттям його величина визначається з умови рівної міцності одношарового ПКМ і з'єднувального шва на зрушення.

При виборі матеріалу для виготовлення форми одним з основних критеріїв є відповідність температурних коефіцієнтів лінійного розширення цього матеріалу і ПКМ.

За значенням цього коефіцієнта ближче всіх до композитів сталь. Вона має і інші цінні властивості: чудову зносостійкість, здатність працювати за підвищених температур і гарну теплопровідність.

Найбільш сприятливими для виготовлення форм властивостями характеризується кераміка. Вона має найнижчий коефіцієнт теплового розширення, а за теплостійкістю майже не відрізняється від загартованої інструментальної сталі. Однак за температури навколишнього середовища кераміка тендітна. Вона повинна бути захищена від пошкоджень в процесі обробки - наприклад, сталевим кожухом.

Сталеві форми з керамічними вставками і без них найбільш широко застосовуються у виробництві високоякісних композиційних матеріалів.

Завдяки низькому коефіцієнту теплового розширення керамічні вставки забезпечують високу точність укладання у форми компонентів шаруватого пластику. Такі форми дуже зручні для виробництва великих партій конструкцій, в яких клейовий шов затверджується одночасно з пластиком. Однак дорожня ціна цієї оснастки вимагає достатнього обсягу виробництва виробів, при якому амортизація її вартості збереже конкурентоспроможну ціну на продукцію, що випускається. В іншому випадку для виготовлення форм бажано використовувати менш дорогі матеріали.

Алюмінієві форми відносяться до найменш дорогих, що виготовляються з литих і ковких металів. Незважаючи на те, що алюміній має кращу теплопровідність, ніж сталь, отримані з нього форми менш довговічні і, крім того, мають дуже велике температурне лінійне розширення.

Отримувані гальванопластикою нікелеві форми, які використовуються більше 20 років, являють собою щільну конструкцію без пір, з добре

відполірованою формуючою поверхнею. Температурний коефіцієнт лінійного розширення нікелю того ж порядку, що і у склопластиків. Такі форми успішно застосовуються для формування різних деталей літаків.

Для успішного застосування форм з чавуну потрібно, щоб товщина всіх стінок була майже однаковою, інакше при термообробці форм, конфігурація і поперечний переріз яких різко змінюються, литий метал може растрескатися або покоробитися. Теплопровідність сталистого чавуну порівняно низька. У місцях зміни товщини стінок форми температура може коливатися в широких межах, що ускладнює контроль процесу затвердіння формованого композиту.

Легкоплавкі сплави, фазові зміни яких відбуваються вище температур затвердіння ПКМ, зазвичай відливають у заздалегідь підготовлені коркові форми і гальваноформи.

Для виготовлення оснастки з шаруватих пластиків може бути використаний будь-який з описаних матеріалів.

Для формуванні нашого виробу застосовуємо монолітне алюмінієве оснащення.

Монолітним оснащенням вважається оснащення, що не має з'єднань в робочій зоні і виготовляється з алюмінієвих плит. Залежно від габаритних розмірів і кривизни деталей з полімерних композиційних матеріалів оснащення має різну конструкцію. Для виготовлення деталей, що переважно мають плоску форму і габаритні розміри, що не перевищують 2000 мм.

Формотворне металеве оснащення складається з власне оснащення і допоміжних елементів, вакуумних трубок, штуцерів для підключення вакуумтрубопроводу, такелажних вузлів. Робоча поверхня монолітного оснащення обробляється на верстатах з числовим програмним управлінням.

При закріпленні заклепками деталей з полімерних композиційних матеріалів не допускається безпосередній контакт замикаючих голівок заклепок до деталей з КМ. При складанні деталі повинні встановлюватися



без напруги, забезпечуючи прилягання поверхонь, що складаються зусиллям від руки.

Інструмент для формування. Основний інструмент при формуванні виробів з композиційних матеріалів - малярні пензлі, за допомогою яких наноситься зв'язуюче, котки для ущільнення арматури і видалення повітря і надлишку зв'язуючого і ножі для розкрою арматури (рис. 5.2.2).

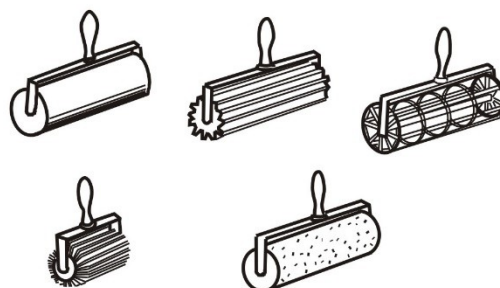


Рис. 5.2.2. Котки для ущільнення просоченого матеріалу

На основі аналізу існуючих технологій виготовлення шаруватих КМ, з врахуванням програми випуску, габаритів і підвищених вимог до якості поверхні і точності профіля запропоновано виготовлення вести методом формовки (ручною викладкою).

Розкрій матеріалу вести «по місцю» виготовлення, шари укладати під кутом  $90^{\circ}$ . Перший шар, що контактує з поверхнею форми має бути товщиною 1,2 мм.

Для викладки з метою здешевлення запропоновано використовувати форму з алюмінію. Сам процес проводити за нормальної температури, з використанням штатних інструментів і оснащення.

Всі вироби 100 % піддати неруйнівному контролю, а саме: візуальному, акустичному, інфрачервоному. Здійснити контрольні випробування зразків - свідків, вирізаних з технологічного припуску, в обсязі не менше 5 шт. на згин, на удар по Ізоду, на розтяг.

### **5.3. Неруйнівні методи контролю виробу**

Контроль КМ особливо важливий з огляду на те, що їх властивості суттєво змінюються залежно від структури матеріалу, взаємного

розташування шарів, процесу його виготовлення тощо. Комплекс методів контролю необхідний не лише для контролю, а і для і створення найбільш перспективних процесів їх виготовлення, отримання належної інформації для проведення конструкційних робіт. Методи контролю підрозділяються на неруйнівні (МНК) і руйнівні.

Метою методів неруйнівного контролю є визначення і вимір відхилень від норми властивостей матеріалу, виявлення його прихованих дефектів без руйнування зразка або виробу в цілому. Придатність зразка залежить від інженерної оцінки і від кореляції між визначеними фактами, що можуть класифікуватися як дефект і величинами параметрів, що аналізуються.

З огляду на те, що властивості більшості композитів суттєво залежать від способу їх отримання та режиму термообробки в процесі виготовлення, дослідження часто проводять на зразках-свідках, вирізаних із спеціально призначеної для цієї мети частин виробу. З огляду на відповідальність конструкції необхідно використати наведені нижче методи і їх коротка характеристика.

1. Візуальні методи неруйнівного контролю. Цей метод один з найбільш простих з технічної точки зору, але чутливість може бути співставна з найбільш досконалими методами контролю. Дефекти, що можуть бути виявлені ним досить різноманітні: пітінг, повітряні бульбашки, пори, натікання з'єднуючого, непросочені ділянки, порожнечі і розшарування, сторонні вclusions, тріщини і подряпини, різна відтінковість (внаслідок перегріву). Може контроль вестись неозброєним оком і з використанням приладів: луп, мікроскопів. Відбите світло використовується для визначення поверхневих дефектів. Наскрізне світло (якщо матеріал прозорий) дозволяє виявляти підповерхневі і внутрішні дефекти. Контроль має вестись в спеціально підготовлених приміщеннях. Ефективність виявлення суттєво залежить від кваліфікації контролера і суб'єктивних факторів.

2. Звукові методи контролю. Ці методи використовують чутливий до вуха людини діапазон частот від 10 Гц до 20 КГц. Цим методом можна визначати великі тріщини або розшарування. Чистий, дзвінкий звук характерний для добре зв'язаної, твердої структури. Глухий, швидко затухаючий звук є ознакою розшарування в КМ або наявності великих порожнеч в структурі матеріалу.

Шум (звук), що генерується в процесі досліджень і під час простого навантаження армованих пластиків є індикатором дефектів. Зміна інтенсивності і рівня звукових сигналів може привести до розвитку тріщини. Зрозуміло, що така методика вже не відноситься до МНК. Але, наприклад, при гідравлічних іспитах зміною навантаження до руйнівного можна отримати кореляцію між граничним навантаженням і рівнем шуму.

### 3. Інфрачервоні (термічні) методи неруйнівного контролю.

Метод неруйнівного контролю для виявлення дефектів в структурі матеріалу використовує відмінності в поширенні теплових потоків. Матеріал спочатку піддають нагріву. Як при нагріванні, так і при охолодженні реєструється температура поверхні, для чого застосовують чутливу інфрачервону апаратуру (радіометри). Радіометри, що серійно випускаються, дозволяють вимірювати температуру з дуже високою точністю: їх похибка менше  $0,1\text{ }^{\circ}\text{C}$  (рис. 5.3.1).

Якщо попередньому нагріву підданий армований пластик, то перенесення (розсіяння) тепла відбувається істотно швидше, якщо відсутні дефекти, зокрема не зв'язані ділянки. За наявності таких дефектів температура поверхні в їх районі вища. Прості точкові виміри, побудова температурних профілів і визначення температури поверхонь є найбільш поширеними термічними МНК.

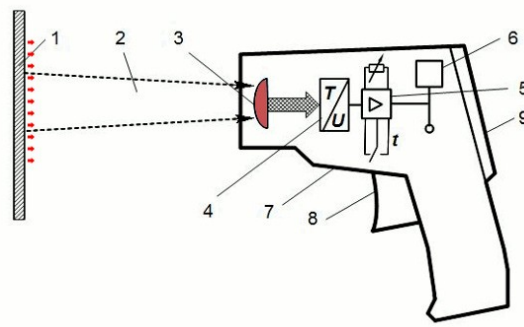


Рис. 5.3.1. Принцип вимірювання: 1- досліджувана поверхня; 2 - тепловий потік; 3 - "приймач" - оптична система; 4 - датчик перетворювач сигналу; 5 - перетворювач електронний; 6 – лічильник; 7 – корпус; 8 - "курок"; 9 - екран

Для контролю стільникових сандвічевих конструкцій часто застосовують метод «малярного пензля», що заснований на вимірі температури поверхні матеріалу. Після короткочасного нагріву температура поверхні вимірюється радіометром. Температура поверхні може безперервно реєструватися. При цьому методі немає необхідності контакту приладу із зразком.

4. Дослідження КМ на згин. У процесі проведення випробувань на згин можуть визначатися пружні та міцнісні характеристики КМ. При цьому можуть бути використані схеми навантаження консольно затисненої балки і балки на двох опорах. Найбільш часто для випробувань використовуються балки на двох опорах, навантажених за схемами трьохточкового або чотирьохточкові вигину.

#### 5. Випробування на міцність при ударі. Поняття міцності при ударі

При стандартних випробуваннях, наприклад, випробуваннях на розтяг і згин, матеріал поглинає енергію повільно. Реально матеріали дуже часто швидко поглинають енергію прикладеного зусилля, наприклад, зусилля від падаючих предметів, ударів, зіткнень, падінь тощо. Метою випробувань на міцність при ударі є імітація таких умов.

Для дослідження властивостей певних зразків при заданих ударних напруженнях і для оцінки крихкості або ударної в'язкості зразків застосовуються методи Ізода (рис. 5.3.2) і Шарпі.

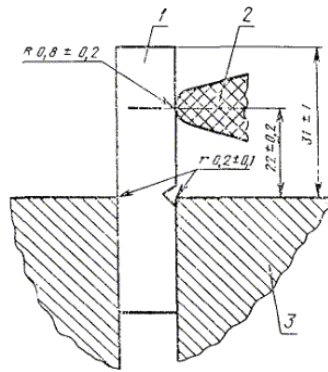


Рис. 5.3.2. Схема випробувань: 1 – зразок з КМ, 2 – маятник, 3 – зажим

Результати випробувань за цими методами не повинні використовуватися як джерело даних для проектних розрахунків компонентів. Інформація з типових властивостях матеріалу може бути отримана за допомогою випробування різних типів випробовуваних зразків, приготованих в різних умовах, зі зміною радіуса надрізу і температури випробувань. Результати випробувань на удар падаючим навантаженням, наприклад, за методом Гарднера або зігнутою пластиною, залежать від геометрії падаючого вантажу і опори. Їх можна використовувати лише для визначення відносного ранжування матеріалів. Результати випробувань на удар не можуть вважатися абсолютними, крім випадків, коли геометрія випробувального обладнання та зразка відповідають вимогам кінцевого застосування.

6. Випробування на розтяг. При випробуваннях на розтяг ортотропних КМ можуть бути визначені модулі пружності, границі міцності і коефіцієнти Пуассона в напрямку головних осей симетрії. Особливістю випробувань армованих КМ на розтяг є те, що у них більш різко, ніж у звичайних матеріалів, виражені крайові ефекти, пов'язані з нерівномірністю розподілу напружень по довжині зразка. Щоб уникнути впливу умов закріплення на результати досліджень і забезпечити однорідний напружений стан на вимірюваній базі, доводиться істотно збільшувати довжину робочої частини зразків. Для армованих пластиків розміри і форма зразків передбачені

стандартом. Для армованих металів методика випробувань не розроблена, але так як анізотропія властивостей у них і у керамічних КМ зазвичай виражена менше, розміри і форму зразків при їх випробуваннях можна брати як для полімерних КМ. Випробування на одноосьовий розтяг проводять на плоских і трубчастих зразках. Плоскі зразки за формою можна розділити на смужки і двосторонні лопатки. Смужки зазвичай використовують при випробуваннях вздовж напрямку армування. Вони прості за формою і забезпечують стабільність результатів вимірювань (рис. 5.3.3).

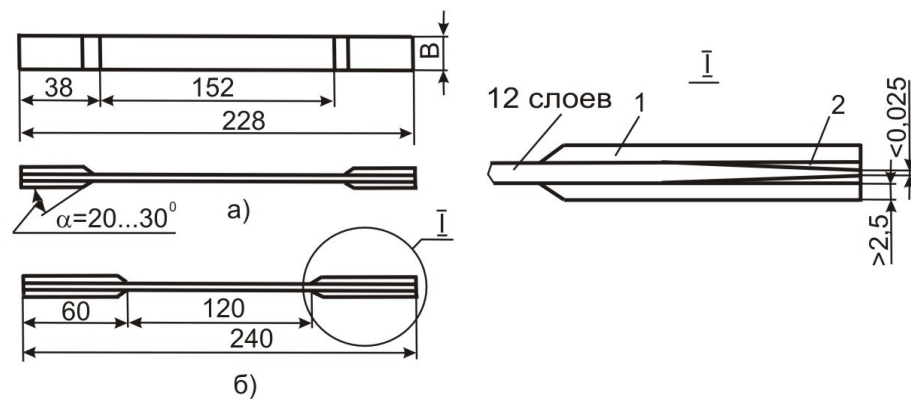


Рис. 5.3.3. Зразки-смужки для випробувань боропластиков на розтяг: а - з накладками з склотекстоліта; б - з комбінованими накладками;

1 - склотекстоліт; 2 - алюміній.

Недоліком зразків-смужок є складність їх кріплення в захватах випробувальної машини. Для підвищення надійності закріплення до смужок приклеюються або приварюють накладки з матеріалу з більшою пластичністю і меншою жорсткістю, ніж випробовуваний матеріал.

### **Висновок до п'ятого розділу**

Відповідальні вироби з КМ 100% підлягають контролю неруйнівними методами. Для елемента конструкції літака з двошарового КМ запропоновані наступні неруйнівні методи контролю: візуальний, звуковий, термічний, а саме інфрачервоний. Враховуючи недосконалість кожного з названих методів, комплексне обстеження дозволить більш детально охарактеризувати стан виробу.

Для проведення руйнівних методів контролю необхідно виготовити зразки-свідки з того ж самого матеріалу. Серед руйнівних методів запропоновано використати випробування на згин (консольна балка і двохопірна схема навантаження), дослідження на удар за Ізодом і дослідження на розтяг для плоских зразків. Кожне дослідження руйнівним методом необхідно провести не менше як для 5 зразків з наступною статистичною обробкою результатів методом Стюдента або Ірвіна.

## ВИСНОВОК

В бакалаврській роботі розглянута задача проектування елемента конструкції літака виготовленого з двошарового ортогонально орієнтованого композитного матеріалу. В результаті виконання роботи були розв'язані наступні задачі.

Проаналізовані характеристики існуючих на цей час і перспективні в майбутньому композитні матеріали на основі полімерних матриць. Для подальших розрахунків вибрані найбільш оптимальні для поставленої задачі.

Побудована розрахункова схема і визначені погонні навантаження діючі на елементарний елемент обшивки із композитного матеріалу.

Проведені розрахунки 6 можливих комбінацій двошарового ортогонально орієнтованого КМ на основі вуглецевих і борних волокон з епоксидною матрицею. Розглянуті варіанти низкомодульної і жорсткої матриці.

Доведено, що поставлена задача можлива для композитних матеріалів з вуглецевими волокнами і низкомодульною матрицею. Рекомендований КМ має містити високоміцні вуглецеві волокна діаметром 10 мкм, об'ємною їх часткою 0,7, з  $\sigma_b = 2760$  МПа на основі ПАН волокна і епоксидною матрицею з  $\sigma_m = 140$  МПа.

Проаналізовано технології виготовлення двошарових КМ і рекомендовано виготовлення вести ручним формуванням на монолітних алюмінієвих формах.

Проаналізовано передові методи неруйнівного контролю і традиційні руйнівні методи. Складено перелік рекомендованих методів контролю на виготовлених виробках і зразках-свідках.

В цілому проведена робота дозволила опанувати весь цикл створення композиційного матеріалу від стадії проектування до контролю.



### Список використаних джерел

1. Войт Е. С. Проектирование конструкций самолетов [текст] / Е. С. Войт, А. И. Едогур, З. А. Мелик-Саркисян, И. М. Алявдин. – М. : Машиностроение, 1987. – 416 с.
2. Воскобойник М. С. Конструкция, прочность самолетов и вертолетов [текст] / М. С. Воскобойник и др. – М. : Транспорт, 1972. – 440 с.
3. Глаголев А. Н. Конструкция самолётов [текст] / А. Н. Глаголев. – М. : Машиностроение, 1975. – 480 с.
4. Гиммельфарб А. Л. Основы конструирования в самолетостроении: учеб. пособ. [текст] / А. Л. Гиммельфарб, под ред. А. В. Кожина. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1980. – 367 с.
5. Егер С. М. Проектирование самолетов [текст] / С. М. Егер и др., под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
6. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов. Учебное пособие. - Харьков: ХАИ, 1986.-478 с.
7. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С, Кириченко В.В., Щербаков ВТ. Армирующие материалы и связующие для композитов: Учебное пособие. - Харьков: ХАИ, 1991. - 243 с.
8. Карпинос Д.М., Тучинский Л.И., Вишняков Л.Р. Новые композиционные материалы. - К.: Вища школа, 1977. - 312 с.
9. Карпинос Д.М., Тучинский Л.И., Сапожникова А.Б. Композиционные материалы в технике. - К.: Техника, 1985. - 152 с.
10. Композиционные материалы: Справочник, гл.7 / Под ред. В.В. Васильева, Ю.М. Тарнопольского - М.: Машиностроение, 1990. - 256 с.
11. Композиционные материалы: Справочник / Под ред. В.В. Васильева. - М.: Машиностроение, 1990. - 510 с.
12. Композиционные материалы: Справочник / Под ред. Карпинос Д.М. - К.: Наукова думка, 1985. -512 с.
13. Механика композиционных материалов / Под ред. Дж. Сендечки/Пер. с англ.-М.: Мир, 1978.-Т.2.-564 с.
14. Пластики конструкционного назначения / Под ред. Е.Б. Тростянской. - М.: Химия, 1974. - 304 с.
15. Симонов-Емельянов И.Д., Кулезнев В.Н. Основы создания композиционных материалов: Учебное пособие. - М.: МИХМ, 1986. 324 с.
16. В.И. Онищенко. Технология металлов и конструкционные материалы. - М., Колос, 1984. – 398с.
17. Под редакцией Т.В. Самсонова. Физико-химические свойства окислов. – М. Металлургия, 1978. – 472с.
18. Авіаційні матеріали та їх обробка: Підручник/за ред.. Ю.М. Терещенка. - К.: Вища освіта, 2003. - 303 с.

19. Богуслаев В.А., Яценко В.К., Притиенко В.Ф. Технологическое обеспечение и прогнозирование несущей способности деталей. - Запорожье: «Мотор Сич», 2006 г. - 335 с.
20. Григорьев В.П. Технология самолетостроения. - М.: Оборонгиз, 1960. - 537 с.
21. Технологія виробництва літальних апаратів. Книга 1: Підручник / І.А.Гриценко, К.А.Животовська, В.М.Король та ін. / - К.: Вища освіта. 2004.-448 с.
22. Технологія виробництва деталей літальних апаратів. Книга 2: Підручник / Ю.М.Терещенко, К.А.Животовська, Л.Г.Волянська та ін. / - К.: НАУ. 2006.-492 с.
23. Технология производства летательных аппаратов (курсовое проектирование). Под общей ред. В.Г. Кононенко. К.: Вища школа - 224 с.
24. Справочник по композиционным материалам. Под ред. Дж. Любина. М.: Машиностроение. В двух книгах. 1988. Т.2. -579с.
25. Інтернет – матеріали:  
<http://pskla.kpi.ua/study>.  
<http://faks.kpi.ua/index.php/student>.  
<http://kpi.ua>.