

ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ
імені М.Є. ЖУКОВСЬКОГО

УДК 629.735.33.002.3-419

На правах рукопису

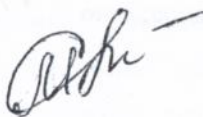
Сидоренкова Марина Анатоліївна

РОЗРОБКА ЕФЕКТИВНИХ СПОСОБІВ УДОСКОНАЛЕННЯ
ГОЛОВНИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ВИРОБНИЦТВА
ЕЛЕМЕНТІВ АВІАКОНСТРУКЦІЙ ІЗ ПОЛІМЕРНИХ
КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Спеціальність 05.07.04 - Технологія виробництва літальних апаратів

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук



Харків 1996 р.



00755339 (W)

AB 33.879

Харківському авіаційному інституті

ім.М.Є.Жуковського

Науковий керівник: Лауреат Державної премії України,

доктор технічних наук, професор В.Є. Гайдачук

Науковий консультант: Заслужений діяч науки та техніки України,

Лауреат Державної премії України,

доктор технічних наук Д.С.Кива

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, доцент В.М.Кобрін

кандидат технічних наук Л.М.Стариков

Ведуче підприємство:- Український науково-дослідний інститут

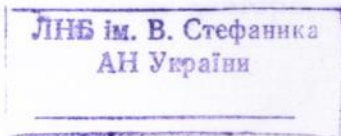
технології машинобудування

Захист відбудеться 23 лютого 1996 року о 16 годині в ауд. 427 головного корпусу на засіданні спеціалізованої ради Д 02.27.06 у Харківському авіаційному інституті ім. М.Є.Жуковського за адресою:

3100070, м.Харків, вул.Чкалова 17, Харківський авіаційний інститут ім.М.Є.Жуковського.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці інституту.

Автореферат відправлено " 17 " січня 1996 р.



Вчений секретар спеціалізованої Ради

кандидат технічних наук, професор

Г.Л. Корнілов

Г.Л.Корнілов

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність проблеми. Розширення обсягу використання полімерних композиційних (КМ) у вітчизняних конструкціях літальних апаратів (ЛА), що забезпечує значне зниження їх маси та ефективну реалізацію специфічних експлуатаційних характеристик (радіопрозорість, вібростійкість, шумопоглинення, хімічна стійкість, низька теплопровідність та ін.), а також високий ресурс і надійність, вимагає удосконалення технологічних процесів їх виготовлення, від яких залежать споживчі властивості виробів. Значну роль в окупності виробів із КМ грають енерго- та трудовитрати, що пов'язані з їх виробництвом. У зв'язку з цим тема дисертації, що присвячена розробці ефективних способів удосконалення основних технологічних процесів виробництва елементів авіаконструкцій із КМ, направлених на забезпечення їх високих експлуатаційних характеристик і якості при зниженні трудомісткості та енергоресурсів, є актуальною.

Дисертація є частиною НДР і ДКР, що проводилися в Харківському авіаційному інституті в рамках Державних програм Міністерства, Міністерства машинобудування, конверсії та ВПК, а також Державного комітету науки та технології України (науково-технічна програма 7.02. "Композиційні матеріали").

Метою дисертації є дослідження та розробка раціональних процесів формування та складання панельних авіаконструкцій із КМ і формоутворюючої оснастки з допустимим рівнем технологічних напружень і поводок, а також їх кількісний аналіз, направлений на створення засобів і способів трансформації залишкового напружено-деформованого стану до безпечного для експлуатації виробу вигляду.

Для досягнення цієї мети були сформульовані та вирішені наступні головні задачі:

1. Розробити методику визначення головних параметрів оптимізованого режиму отвердження при формуванні виробів із полімерних КМ.

2. Виходячи із конструктивних і технологічних особливостей використання КМ в конструкціях ЛА одержати аналітичні залежності, які дозволяють описати напружено-деформований стан (НДС) технологічного походження з метою послідуячого встановлення регламентованої роботоzдатності виробу:

-дослідити поводки елементів конструкції панелі для виявлення рівней монтажних технологічних напружень;

-встановити раціональну форму проектуємої оснастки, забезпечуючої потрібну конфігурацію виробу при зниженні рівнів залишкових технологічних напружень;

-визначити технологічні зусилля при складально-монтажних роботах.

3. Вибрати геометричні, термопружні та технологічні параметри формуютьуючої оснастки, що забезпечують регламентовані жорсткість і ресурс.

4. Дослідити НДС при складанні-склеюванні ребристих та тришарових панелей з елементами, що мають поводки, з метою встановлення технологічної реалізуємості конструктивно-технологічних рішень.

5. Поробити та реалізувати у виробництві практичні рекомендації з оптимізації головних параметрів технологічних процесів формування та складання виробів із КМ.

Методи досліджень. Кінетика отвердження КМ у процесі формування виробів досліджена на базі даних, одержаних стандартними методами хімічного та електрофізичного аналізу.

Теоретичні дослідження технологічного НДС виробів із КМ проведені на основі нелінійної теорії термопружності.

Експериментальні дослідження проводилися в лабораторних та виробничих умовах з використанням універсального та спеціального устаткування та пристроїв. Чисельне рішення задач проводилося на IBM 486 DX-40.

Перевірка теоретичних положень і практичних висновків здійснювалася на зразках і натурних агрегатах, що експлуатуються на літальних апаратах.

Наукова новизна роботи заключається в наступному:

1. Встановлені закономірності синтезу основних параметрів оптимізованих температурно-часових режимів формування виробів із КМ, запропоновано алгоритм побудови оптимізованих режимів, а також аналітична залежність тиску формування від регламентованих і паспортних даних напівфабрикатів.

2. З використанням співвідношень термопружності одержані залежності для розрахунку НДС в панельних конструкціях типу шаруватих пластин і вельми пологих оболонок, а також довгомірних профілей із КМ, виникаючого внаслідок температурних впливів технологічного походження з урахуванням деформації усадки та реономних характеристик КМ.

3. Розроблено методику вибору раціональної форми оснастки для виготовлення плоских пластинчатих конструктивних елементів із КМ з заданим допуском на поводку, а також математичну модель і реалізуючу її методику для дослідження та регламентації поводок довгомірних профільних конструкцій із КМ.

4. Розроблено методику вибору раціональних головних параметрів формуючої оснастки, що забезпечує регламентовані допуски на її форму та ресурс.

5. Одержані аналітичні залежності для визначення рівня напружень складання-склеювання та поводок для тришарових і ребристих панелей; на основі проведених аналітичних досліджень і чисельних розрахунків розроблено методику визначення монтажних зусиль при складально-монтажних роботах і технологічних поводок конструктивних елементів із КМ.

Практична цінність дисертації Результати досліджень дозволили:

1. Розробити рекомендації по контролю якості та відповідності експлуатаційним вимогам авіаконструкцій із КМ, що мають залишкові технологічні напруження та поводки, а також по вибору раціональних параметрів технологічних процесів, і формуючої оснастки, що забезпечує зниження до допустимого рівня напружень і поводок, що в комплексі призводить до підвищення якості та ресурсу виробів із КМ при зниженні енерговитрат і трудомісткості їх виготовлення.

2. Запропонувати ряд нових конструктивно-технологічних рішень по формуючої оснастці, що забезпечують їй задану форму та ресурс, а також по профільних елементах конструкцій, істотно знижуючих їх поводки.

3. Розробити програмне забезпечення для практичної реалізації ефективних способів удосконалення основних технологічних процесів виробництва елементів конструкцій із КМ і конструктивно-технологічних рішень.

Результати роботи у вигляді методики розрахунку НДС технологічного походження в панельних конструкціях і рекомендацій щодо вибору раціональної формуючої оснастки та

параметрів процесу полімеризації виробів із КМ впроваджені на АНТК "Антонов" м.Київ і УкрНДІГМ м.Дніпропетровськ.

На захист виносяться:

- методика та алгоритм проектування оптимізованих режимів формування виробів із КМ;
- залежності для аналізу технологічного НДС в панельних конструкціях із КМ;
- методика вибору раціональних параметрів і нових КТР формоутворюючої оснастки;
- методика визначення рівня напружень складання-склеювання, поводок і монтажних зусиль при виробництві тришарових і ребристих конструкцій;
- результати та методики експериментальних досліджень.

Апробація роботи. Основні результати дисертації доповідалися на міжнародній конференції в УкрНДІГМ (м.Дніпропетровськ, 1992 р.), на щорічних конференціях професорсько-викладацького складу ХАІ (Харків, 1991-1993 рр.), в ОНВП "Технологія" (м.Обнінськ, 1992 р.), на міжнародній конференції "Конструювання та виробництво виробів із полімерних і металевих КМ" (м.Євпаторія, 1993 р.).

Публікації. За матеріалами дисертації опубліковано 3 статті, 3 тези доповідей, 9 науково-технічних звітів.

Структура та обсяг роботи. Дисертація складається зі вступу, 6 розділів, заключення та загальних висновків, додатку і викладена на 155 сторінках машинописного тексту, включає 65 малюнки, 23 таблиці, список використаної літератури із 101 найменування.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обгрунтована актуальність теми, сформульовані мета та задачі дисертації, наукова новизна та практична значимість роботи.

У першому розділі проведено огляд і аналіз досліджень, що стосуються властивостей формування та визначення НДС авіаконструкцій із КМ при характерних для процесів їх виготовлення впливах.

Розробці наукових основ, удосконаленню процесів формоутворення, формування та складення присвячені роботи вчених і спеціалістів в області технології виробництва конструкцій ЛА із КМ: Абібова А.Л., Бокіна М.Н., Гайдачука В.Є., Забашти В.Ф., Кантера Г.Г., Молодцова Г.А., Савіна А.Г., Старікова Л.М., Томашевського В.Г., Циплакова О.Г. та інших.

Аналіз цих досліджень свідчить про те, що одним із основних аспектів проблеми створення ефективних конструкцій ЛА із КМ є нестабільність їх характеристик, виникнення залишкових напружень, викликаних анізотропією властивостей матеріалу, різницею термoprужних характеристик компонентів, усадкою та іншими факторами принципово неминучими в процесі виробництва. Але їх характер, час виникнення та величина можуть регулюватися в достатньо широких межах технологічними, конструктивними та фізико-хімічними методами.

Неминучість виникнення поводок тонколистових і профільних елементів конструкції ЛА із КМ приводить до виникнення складально-монтажних напружень і короблення агрегатів і вузлів. Тому необхідні дослідження НДС при складанні-склеюванні ребристих і тришарових панелей із КМ з метою вироблення технологічних регламентів по забезпеченню заданої форми та якості збираємих агрегатів.

Сформульована мета та задачі досліджень.

У другому розділі запропоновані методика та алгоритм пошуку параметрів технологічного процесу формування на стадії підйому

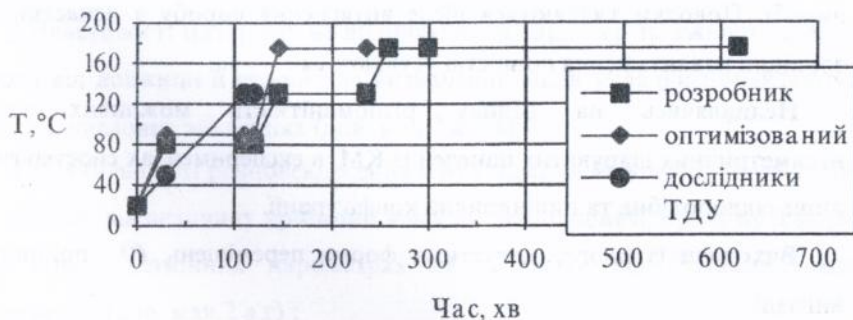
температури та термостатуванні виходячи з аналізу експериментальних даних по визначенню якісних характеристик виробу: пористості, ступеня отвердження, усадки. Для побудови оптимізованого режиму отвердження прийняті наступні допущення:

1. Вважається, що по всіх перерізах (об'єму) формуемого пакету температурне поле встановлюється однорідним в кожний момент часу.
2. Швидкості виходу летучих продуктів, змінення величини усадки в залежності від часу для конкретної температури постійні.
3. Швидкість зміни усадки в часі постійна для кожної швидкості подіюму температури процесу отвердження.

Оптимізований режим отвердження будується таким чином, щоб величини залишкового напруженого стану і кількості повітряних включень були мінімальні, а ступінь отвердження максимальним.

Порівняння оптимізованих режимів отвердження з режимами, одержаними іншими дослідниками, як приклад представлено на мал. 1.

Порівняння режиму отвердження зв'язуючого ЕНФБ, одержаного різними дослідниками



Мал. 1.

Для оцінки величини тиску формування на основі математичної моделі витікання в'язкої рідини, одержано аналітичне рішення, доведене

до урахування регламентованих і паспортних даних напівфабрикатів КМ:

$$P_{max} = \frac{3 \mu}{2 \tau} \left[\frac{t_a \theta_a \theta_n \rho_a (n+1)}{g_a (\theta_a - \theta_n)} \right]^3 \quad (1)$$

де θ_a - відносний об'ємний вміст армуючого матеріалу в КМ; θ_n - відносний об'ємний вміст армуючого матеріалу у препрезі; g_a - поверхнева густина армуючого матеріалу; ρ_a - густина матеріалу арматури; t_a - товщина армуючого матеріалу; n - кількість шарів; μ - в'язкість; τ - період прикладення тиску.

У третьому розділі на основі співвідношень термопружності одержані залежності для розрахунку НДС конструкцій із КМ, які дозволяють оцінити вплив термопружних характеристик матеріалу шарів і основних параметрів пластини на її кінцеву форму після завершення процесу формоутворення.

У процесі виробництва необхідна просторова форма конструкції задається формоутворюючою оснасткою, жорсткість якої суттєво вище жорсткості виробу. При цьому зусилля, прикладені у процесі формування, виключають деформації короблення навіть у повністю відформованому виробі. Поводки з'являються після витягнення виробу з оснастки, коли зовнішні навантаження повністю усуваються.

Недивлячись на велику різноманітність можливих укладок несиметричних шаруватих панелей із КМ, в експериментах спостерігається лише сідлоподібна та циліндрична конфігурації.

Виходячи із цього, допустима форма переміщень ω прийнята у вигляді:

$$\omega = \frac{1}{2} (ax^2 + by^2) \quad (2)$$

Процес полімеризації вважається завершеним і деформації усадки мають своє кінцеве значення. Тоді сумарні напруження, що виникають у виробі із КМ в процесі охолодження при формоутворенні, дорівнюють сумі напружень, що з'явилися на попередньому етапі (усадка) σ^y і температурних напружень σ :

$$\{\sigma_{\Sigma}\} = \{\sigma^y\} + \{\sigma\}, \quad (3)$$

де σ визначаються із співвідношень Дюамеля-Неймана:

$$\{\sigma\} = \{A\}\{\varepsilon\} - \{\alpha\}\Delta T, \quad (4)$$

де $\{A\}$ - матриця коефіцієнтів жорсткості КМ, $\{\alpha\}$ -матриця-стовпець коефіцієнтів лінійного температурного розширення (КЛТР) КМ.

Форми короблення, що реалізуються, визначаються знаком другої похідної потенціальної енергії деформування та якщо $\partial^2 W > 0$, то при даних значеннях реалізується форма деформування, що відповідає мінімуму потенціальної енергії деформування. При $\partial^2 W < 0$, потенціальна енергія має максимум і дана конфігурація не може бути реалізована.

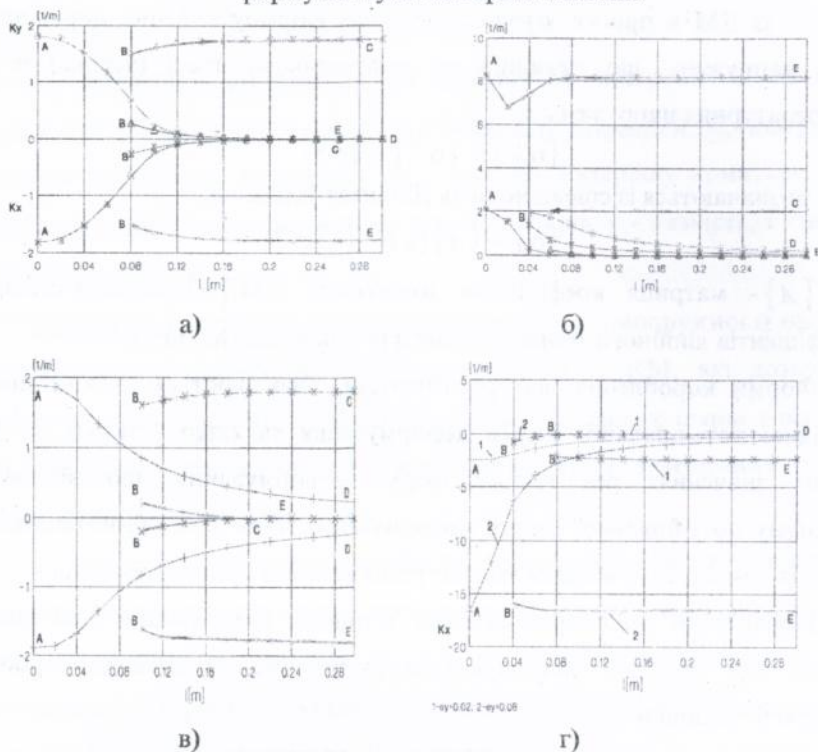
Проведений по запропонованій методиці аналітичний і чисельний аналіз для плоских елементів конструкцій (мал.2) дозволив зробити наступні висновки:

1. Властивості матеріалу не впливають на характер залежності кривизни панелі від довжини її сторін для визначення видів укладки і виявляються тільки в числових значеннях (див. мал.2 а,б,в);

2. Для більшості розповсюджених КМ усадка зв'язуючого, починаючи з 2% впливає на величину кривизни відформованої панелі, причому її форма при інших незмінних параметрах не залежить від ступеню усадки зв'язуючого (див. мал.2 в,г);

3. Вид поверхні оснастки впливає на конфігурації (тип форми) панелі лише для малих (до 50 мм) розмірів. Для більшості формуємих

Вплив властивостей матеріалу, його структури і усадки зв'язуючого на форму вигнутої поверхні пластин.



а), б) - КМ зі слідуючими характеристиками:

$$E_1 = 181 \text{ ГПа} ; E_2 = 10.3 \text{ ГПа} ; \nu_{12} = 0.28$$

$$\alpha_1 = -0.106 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C} ; \alpha_2 = 25.8 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C} ;$$

товщина шару 0.1 мм; температура отвердження 177 °С.

в), г) - КМ, що має слідуючі властивості:

$$E_1 = 142.8 \text{ ГПа} ; E_2 = 9.13 \text{ ГПа} ; \nu_{12} = 0.32$$

$$\alpha_1 = 0 ; \alpha_2 = 33.3 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C} ;$$

товщина шару 0.137 мм; температура формування 177 °С.

а) - укладка 0/90/0/90, $L_2/L_1=1$; б) - укладка 15/-15/0, $L_2/L_1=1$

в)-укладка 0/90/0/90, $L_2/L_1=1$, $\epsilon_y=0$; г)-укладка 0/90/0/90, $L_2/L_1=1$, $\epsilon_y=0,08$;

панелей форма короблення визначається переважно лише кривизною оснастки, котра для одержання мінімального короблення повинна бути близькою до кривизни панелі, від формованої на плоскій оснастці.

Результати експериментального дослідження поводок пластин задовільно співпадають з теоретичними (таблиця 1).

Аналіз відформованих довгомірних профілей показує, що їх поводки в площині перерізу майже постійні по довжині. Тому при дослідженні цих поводок в площині перерізу профіля передбачається виправданим розглядати елемент профілю одиничної ширини, навантажений внутрішніми погонними зусиллями та моментами, що виявляється джерелом виникнення поводок.

У такій постановці задача зводиться до визначення лінійних та кутових переміщень перерізу у характерних його точках.

Для визначення переміщень, що описують профіль після формування, будуються епюри зусиль та моментів в перерізі профілю від температурних впливів.

Особливістю цих профілей є сумірність товщини профілю з радіусом скругління на кутових зонах, що потребує розглядання місця переходу за уточненими моделями.

Суттєвими параметрами, що впливають на коробління довгомірних профілей, є схема укладки та крок введення додаткових шарів (таблиця 2).

Проведені чисельні розрахунки дозволяють рекомендувати вводити шари з якомога більшим кроком, а їх кількість при кожному кроці введення підбирати індивідуально, виходячи з попередньої укладки шарів.

Таблиця 1.

Обробка результатів експерименту

14

група	(0°/90°)+(±45°)					(±15°)+(±75°)						(±30°)+(±60°)								
укладка	0/90°	±45°				±15°			±75°			±30°				±60°				
N зр-ка	20	4	5	6	11	15	17	22	18	21	24	1	6	7	12	2	3	9	14	23
$\delta_{\text{ср}}, \text{мм}$	0.276	0.280	0.285	0.288	0.284	0.274	0.284	0.264	0.276	0.271	0.283	0.299	0.288	0.287	0.285	0.299	0.308	0.284	0.283	0.282
$V_{\delta}, \%$	2.04	6.26	6.42	2.77	6.51	3.70	5.27	2.94	3.84	4.35	6.04	4.23	2.77	3.72	3.63	4.50	5.04	2.88	5.01	2.83
$K_{\text{з}}, \text{м}^{-1}$	12.24	12.40	12.56	13.80	13.40	5.47	4.70	6.04	5.05	4.56	5.15	9.8	10.21	9.99	9.90	9.51	9.89	9.24	10.77	9.7
$K_{\text{зср}}, \text{м}^{-1}$	12.24	13.02				5.35			4.91			9.97				9.78				
$K_{\text{зср}}, \text{м}^{-1}$	12.86/12.86					5.12						9.87 / -								
$V_{\text{к}}, \%$	5.2					10.07						4.02								
$K_{\text{т}}, \text{м}^{-1}$	11.5/11.5					6.92						10.4 / 7.26								
$\Delta_{\text{к}}, \%$	-11.8					26.01						5.1								

K-кривизна панелі, V- коефіцієнт варіації, Δ-відносна похибка

Таблиця 2.

Залежність погнуття профілю від кількості введених шарів та відстані між

ними

Поч. укладка	Кіл-сть введен. шарів	Кіл-сть введен. шарів у і- перерізі	Крок введення, мм	Розбіжність стінок, мм	Погнуття профілю, мм
0/0/90/90/90/ 90/0/0	8(0)	1	1	0.2	-0.057
			2	0.16	-0.072
			3	0.14	-0.044
		2	1	0.28	0
		4	1	0.46	0

В четвертому розділі приведено методику розрахунку основних параметрів формуючої оснастки (ФО) для формування виробу із КМ.

Деформування формуючої поверхні (ФП) виникає у результаті наявності тертя меж розділовим шаром ФП і пакетом. Виникає "сутичка" цих поверхонь, що забезпечує передачу зусилля з поверхні виробу із КМ на поверхні розділової плівки та ФО.

Якщо на практиці забезпечити прослизання пакету КМ відносно ФП не вдається, необхідно провести розрахунок оснастки на міцність та ресурс. Показаний у роботі алгоритм включає в себе такі етапи:

1. У момент часу, відповідний точці склування, вважаючи матеріал ФП пружним та розігрітим до $T = T_1$, визначаються напруження у ФО по методиці, запропонованій у розділі 3.

2. При відомому НДС визначаються інтенсивність напружень $\sigma_{im}(T_1)$ та інтенсивність деформації e_i .

3. По $\sigma_{im}(T_1)$ та e_i визначаються еквівалент циліндричної жорсткості пластини в умовах повзучості.

4. При цих параметрах знаходиться максимальне погнуття, що включає у себе як пружню, так і непружню (залишкову) деформацію.

5. Пружня складова погнуття при $T=T_1$ визначається із одержаної залежності:

$$\omega_{\max} = \frac{M_1 M_2 a^2 b^2}{32 (M_1 D_2 a^2 + M_2 D_1 b^2)}, \quad (5)$$

де a, b - розмір комірки ФП, підкріпленої повздовжним і поперечним каркасом; M_1, M_2 - погонні згибаючі моменти, вздовж меж a і b відповідно; D_1, D_2 - циліндричні жорсткості матеріалу ФП.

6. Визначається залишкова складова згину:

$$\omega_{ocm \max}^I = \omega_{\max}^I - \omega_{\max \text{ упр}}^I \quad (6)$$

При існуючих режимах формування $\omega_{ocm \max}^I$ настільки малий (і залишається таким увесь строк експлуатації ФО), що не викликає перерозподілу зусиль під навантаженням у послідуєчих циклах. Тоді на кожному наступному циклі формування $\omega_{ocm \max}^I$ він буде збільшуватися на початкову величину. Якщо регламентований залишковий погин дорівнює $[\omega_{ocm}]$, то допустиме число циклів використання оснастки є:

$$n \leq \frac{[\omega_{ocm}]}{\omega_{ocm}^I}. \quad (7)$$

В розділі проведений кількісний аналіз запропонованих ефективних конструктивних способів, збільшуючих ресурс оснастки:

- зміна геометрії ФО (збільшення товщини ФП і зменшення розміру комірки);

- застосування спеціальних стяжок (попередиво напружених)

-компенсуючі складки вакуумної плівки.

Геометричні та фізичні характеристики стяжки знаходяться із умови рівняння нулю згибаючого моменту, що виникає в процесі полімерізації від різниці КЛТР пакету із КМ, оснастки та стяжки. Проведен аналіз впливу допусків на кривизну ФО на ресурс оснастки.

У п'ятому розділі дисертації визначаються технологічні зусилля при складально-монтажних роботах, а також виводяться залежності, що дозволяють проводити оцінку залишкового НДС при складанні-склеїці ребристих і тришарових панелей, що мають елементи з початковими погнуттями, і дати висновок щодо роботоздатності конструкції після завершення процесу складання.

Визначаючим фактором збереження заданої конфігурації тришарової панелі після усунення технологічних зусиль є міцність клейового прошарку, що задовольняє умові

$$q = M'' = \frac{GF}{RK} (ch\alpha x - th\alpha \frac{1}{2} sh\alpha x) \leq [q],$$

$$\alpha^2 = \frac{GF}{JEK}; \quad K = \frac{6}{5}, \quad (8)$$

де $[q]$ - допустимий рівень погонного зусилля, що визначається із технологічних іспитів клею на нерівномірний відрив; G, F - приведені модуль зсуву та площа перерізу пластини одиничної ширини; R - радіус кривизни пластини.

Енергія деформування при складанні-склеюванні системи, складеної із пластини та підкріплючих ребер, визначається виразом:

$$\mathcal{E} = U_0 + U_1 + U_2; \quad (9)$$

де U_0 - потенційна енергія деформації пластини; U_1, U_2 - потенційна енергія деформації ребер, розміщених в повздовжньому (поперечному) напрямку.

Після складання пластина буде мати вже іншу форму, не обов'язково задану. Для одержання заданої форми необхідно прикласти монтажні зусилля. Суммарний НДС панелі складається із залишкового технологічного, складально-склеювального і монтажного.

Дійсний прогин панелі

$$\omega = \omega_{\Sigma} - \omega_H \quad (10)$$

знаходиться з умови сумісного переміщення пластини та ребер жорсткості. Енергія деформування запишеться через невідомі коефіцієнти a і b кінцевої форми прогину

$$\mathcal{E} = \int_{-\frac{L_1}{2}}^{\frac{L_1}{2}} \int_{-\frac{L_2}{2}}^{\frac{L_2}{2}} f \left(C_{ij}, K_{ij}, D_{ij}, C_{11}^{np}, D_{11}^{np}, K_{11}^{np}, C_{11}^{non}, D_{11}^{non}, K_{11}^{non}, a, b, a_0, b_0, n_0, m_0 \right) dx dy \quad (11)$$

де C_{ij}^n , K_{ij}^n , D_{ij}^n - коефіцієнти жорсткості пластини, ребер жорсткості, розміщених в повздовжньому та поперечному напрямку; a_0 , b_0 - коефіцієнти початкової форми прогину пластини; m_0 - коефіцієнт початкової форми прогину ребер, розміщених в повздовжньому напрямку пластини; n_0 - в поперечному. Після знаходження форми прогину ребристої панелі методом квадратичної екстраполяції, визначається НДС панелі, що виникає в процесі складання-склеювання. K коефіцієнтом напруженості, що визначає допустимий рівень залишкового технологічного НДС, дозволяє зробити висновок про работоздатність панелі. Із результатів чисельного аналізу видно, що після з'єднання пластини, що має прогин, з ребрами жорсткості, кінцева форма пластини мало відрізняється від плоскої та її напружений стан відповідає навіть випадку для сильно навантажених деталей. Коефіцієнт напруженості пластини різко збільшується, якщо в ребристій панелі використовуються ребра з початковими прогинами. При монтажі пластини з жорсткими повздовжніми та поперечними ребрами, що мають

прогини, коефіцієнт напруженості може виявитися більшим одиниці, що виключає можливість експлуатації такої панелі.

Аналогічна методика для оцінки НДС тришарової панелі після її складання-склеювання, а потім і проведений чисельний аналіз показують, що практично можливості експлуатації пластин з початковими погнуттями в тришарових панелях вельми обмежені. Тому на стадії проектування повинен бути проведений розрахунок НДС панелі з урахуванням усіх етапів технологічного процесу, щоб ще на цій стадії був вибраний оптимальний технологічний процес одержання конструкції, придатної для експлуатації.

У шостому розділі дано характеристику використання та впровадження результатів досліджень в різноманітних об'єктах авіаційної та космічної техніки, що відбиває різні аспекти ефективності цих результатів.

Так, наприклад, вибір раціональної технології виробництва агрегатів спортивного літака СТ-180 із склопластиків дозволив забезпечити регламентовані допуски на аеродинамічні поверхні агрегатів при одночасному зниженні енерговитрат в 1,4 рази.

Оптимізація режимів отвердження виробів із КМ забезпечила значне зниження часового циклу в порівнянні з режимами розробників зв'язуючого при забезпеченні більш високої якості виробів за рахунок мінімізації усадки. Це дозволило скоротити енерговитрати та витрати праці, що забезпечило значний розрахунковий економічний ефект.

Використання ефекту технологічної переднапруженості панелей при виготовленні тришарових оболонок з СЗ із плоских заготовок і спеціально профільованих накладок дозволило знизити трудомісткість створення цих виробів в 1,92 рази при забезпеченні потрібної міцності конструкцій і допустимих погнугь, а для звукоізолюючих панелей

фюзеляжу пасажирських літаків знизити рівень шуму в пасажирському салоні на 3...5 дБ.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

У відповідності з поставленою метою в дисертації одержані наступні основні результати.

1. Запропоновано алгоритм визначення оптимізованих режимів отвердження, що базується на одержаних на основі узагальнення експериментальних даних залежностях основних параметрів процесу і зв'язуючого з урахуванням його усадки. Програмна реалізація алгоритму виявила істотне в 1,5...3 рази скорочення циклу отвердження КМ для різних зв'язуючих у порівнянні з режимами розробника та інших дослідників при зменшенні величини усадки.

2. Одержано приблизну залежність величини тиску формування від часу, в'язкості зв'язуючого та інших паспортних чи регламентованих параметрів напівфабрикатів і КМ, задовільно співпадаючу з дослідними даними.

3. Розроблено методику визначення НДС в пластинчатих і профільних конструктивних елементах із КМ несиметричної структури, що враховує усадку зв'язуючого, яка дозволила визначити конструктивні та технологічні фактори, що впливають на величину та форму погнуття і запропонувати рекомендації щодо конфігурації формоутворюючої оснастки і вибору КТР, які забезпечують зниження поводок.

Експериментальні результати по формі та величині погнуття задовільно узгоджуються з теоретичними.

4. Розроблено методику вибору основних параметрів формоутворюючої оснастки для формування виробів із КМ, забезпечуюча вибір раціональних КТР оснастки, спрямованих на

підвищення її стійкості і ресурсу. Запропоновано рекомендації по веденню режиму формування, адекватні оптимізованим режимам.

5. Визначені технологічні зусилля, необхідні для складання конструктивних елементів з початковими поводками та досліджено НДС, що виникає при складально-монтажних роботах у виробництві конструкцій ЛА із КМ. На основі чисельного аналізу основних КТР запропоновано рекомендації щодо якісного та кількісного обмеження поводок конструктивних елементів вузла для одержання виробів різних ступеней відповідальності, задовольняючих допустимим рівням залишкового технологічного напруженого стану.

6. Результати досліджень впроваджені та використовуються на багатьох підприємствах, що дозволило знизити енерговитрати в 1,4 рази, трудомісткість виготовлення агрегатів у 1,92 рази, технологічні поводки конструктивних елементів, істотно підвищити якість виробів із КМ і реалізувати його специфічні особливості у виробках.

Результати роботи можуть бути використані для оптимізації технології виробництва виробів із КМ в інших галузях машинобудування, суднобудуванні, будівництві, виробництві спортивного інвентарю і товарів народного споживання.

Основні положення дисертації опубліковані у слідуючих роботах автора:

1. Шепелева А.И., Сидоренкова М.А. О прогнозировании свойств отвержденных эпоксидных связующих композиционных материалов, исходя из их строения. / Механика элементов конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов / Харьк. авиац. ин-т., Харьков, 1990, с.91-101.

2. Сидоренкова М.А. Исследование основных параметров режима отверждения при формировании конструкций из композиционных

материалов./ Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Харьк. авиац. ин-т., Харьков, 1992, с.27-31.

3. Сидоренкова М.А. Напряженно-деформированное состояние изделий из полимерных композитов с учетом технологических воздействий. / Конструкция и технология получения изделий из неметаллических материалов/ Тезисы докладов XIII НТК, Обнинск, 1992, с.96.

4. Литвин Н.В., Сидоренкова М.А., Синюков В.П. Проектирование трехслойных оболочек из композиционных материалов минимальной массы, подкрепленных шпангоутами при сжатии, внешнем давлении и изгибе с учетом деформируемости системы. СНТК по проблемам экономии энергетических, материальных и трудовых ресурсов. Новосибирск, 1990, с.62.

5. Гайдачук В.Е., Кириченко В.Е., Литвиненко С.В., Сидоренкова М.А. О влиянии физико-механических характеристик полимерных композиционных материалов на звукоизоляцию./ Конструкция и технология получения изделий из неметаллических материалов/ Тезисы докладов XIII НТК, Обнинск, 1992, с.45.

6. Гайдачук А.В., Кириченко В.В., Литвин Н.В., Сидоренкова М.А., Синюков В.П., Сливинский В.И. Методика оптимального проектирования солнечных батарей./ Авиационно-космическая техника и технология. Харьк. авиац. ин-т, Харьков, 1995, с.212-217.

АННОТАЦИЯ

Сидоренкова М.А. Разработка эффективных способов совершенствования основных технологических процессов производства элементов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов. Диссертация является рукописью, представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.04 - технология производства летательных аппаратов. Харьковский

авиационный институт им. Н.Е. Жуковского, Харьков, 1996 г.

Диссертация содержит теоретические и практические результаты исследований по разработке оптимизированных режимов отверждения и оценке технологического напряженно-деформированного состояния после основных этапов производства изделий из КМ. Методики и алгоритмы, представленные в работе, внедрены в УкрНИИТМе, АНТК "Антонов" и других организациях.

ABSTRACT

Sidorenkova M.A. Work out effective ways of improvement of basic technological process of production of elements of aviation construction of composit polymer materials. The thesis a manuscript for an academic degree of a candidate of technical sciences of the speciality 05.07.04 Technology of manufacturing fly apparatus. Kharkov aviation institute, Kharkov, 1996.

Thesis contains theoretical and practical results of investigation by work out optimum regimes solidity and estimate technological strain condition after dfsic stage of production of wares of КМ. Methods, which presents in this work, inculcated on UkrСІІТЕ, АСТС "Antonov" and other organisation.

КЛЮЧОВІ СЛОВА

Композиційні матеріали, технологічний процес, усадка, оптимізація, коробління, залишкові технологічні напруження.

AB 33.879

Відповідальний за випуск Синуков В.П.

Підписано до друку 5.12.95 р.

Умов. печ. арк.1. Заказ № 10 Тираж 75 екз.

Безкоштовно.

Надруковано на ксероксі в ХАІ

Харків, 310070, вул Чкалова, 17