

doi: 10.32620/oikit.2023.97.02

УДК [678.027.94: 677.4]: 620.22-419(076.5)

В. С. Івановський,
О. В. Івановська, С. В. Буркун

Рациональне проектування композитного кулябалону з полімерним лейнером

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

Проведено аналіз існуючих композитних балонів, виготовлених намотуванням армуючих матеріалів на полімерному сполучному. Аналіз показав, що методики проектування та технологія виготовлення циліндричних металокомпозитних та композитних балонів розроблені досить добре, а проектування та технологія виготовлення кулябалонів спирається на емпіричний підхід. Це тим, що такі балони намотуються множинним сімейством шарів, у яких армуючі матеріали укладаються під різними кутами до осі балону. При цьому створюваний композитний шар є статично невизначеною системою, і спроектувати значення товщини армуючого матеріалу в шарах без залучення деформаційних рівнянь неможливо.

У роботі надано методику проектування композитного кулябалону з лейнером із поліетилену на прикладі конкретної конструкції. Методика полягає у попередньому розрахунку значень товщини армуючого матеріалу спірального та кільцевого шарів для циліндричного балона, у якого циліндрична частина нульової довжини. Так як циліндричний шар на поверхню кулі намотати неможливо, то отриману товщину кільцевого шару рівномірно розподіляємо на багатозонні шари. На наступному етапі розраховуємо відносну деформацію армуючого матеріалу в кожному шарі в напрямку армування і порівнюємо з допустимою з урахуванням коефіцієнта безпеки. У тих шарах, де значення деформації перевищує допустиме збільшуємо товщину, і знову знаходимо відносну деформацію. Розрахунок повторюємо, до тих пір, поки у всіх шарах не буде досягнуто відносну деформацію, що допускається. Слід зазначити, що ця методика дозволяє отримувати конструкцію балона мінімальної маси та може використовуватися також для проектування циліндричних металокомпозитних та композитних балонів при багатозонному намотуванні спіральних шарів.

Ключові слова: композиційні матеріали, кулябалон, лейнер, намотування, зона, деформація, кут армування, товщина шару, тиск, стрічка.

Композиційні матеріали по праву вважаються матеріалами майбутнього, оскільки поєднують у собі низку унікальних властивостей – легкість, міцність, високу жорсткість, немагнітність, радіопрозорість тощо. Особливість використання таких матеріалів у тому, що з конкретного виробу необхідно створити свій, найчастіше унікальний, матеріал, тобто підібрати відповідні компоненти, вибрати потрібну умовам навантаження схему розташування армуючих наповнювачів, застосувати певний технологічний процес виготовлення для отримання мінімальної маси конструкції, що створюється.

У таких конструкціях, одержуваних намотуванням армуючого матеріалу (АМ), як балони високого тиску (БВТ), де волокна працюють на розтяг, ефективність їх застосування в даний час є безперечною.

Аналіз літературних джерел показав, що методики проектування конструкцій та технологія виготовлення циліндричних композитних та металокомпозитних балонів розроблені досить добре. Проектування конструкцій і технології виготовлення композитних кулябалонів більшою мірою спираються на емпіричний підхід. Це тим, що у кулябалоні неможливо намотати

окружний шар, а спіральний шар неспроможний повністю сприймати окружні зусилля. Крім того, намотуючи спіральний шар одним сімейством ниток, у штуцера накопичується непомірна та непотрібна товщина АМ. Тому АМ потрібно укладати багатозонним методом, тобто під різними кутами до поздовжньої осі балона. При цьому створюваний композитний шар неодноразово статично невизначений, що також багаторазово ускладнює прогнозування міцності.

Одне з основних джерел енергії в конструкціях ракетно-космічної техніки (РКТ) – кулябалони високого тиску зі стислим робочим газом. Вони забезпечують роботу витіснювальних систем подачі палива до ракетних двигунів та пневмоавтоматики [1]. У джерелі [1] не запропоновані методи проектування значень товщини АМ, а пропонується укладання стрічок встик у всіх шарах багатозонного намотування в екваторіальній площині, що призводить до обтяження композитної оболонки. Для забезпечення міцності у зоні штуцера пропонується виготовляти різновтовщинний металевий лейнер.

При виготовленні металокомпозитних балонів існує обмеження, пов'язане з малими деформаціями руйнування металевих оболонок у зоні зварного шва, що не дозволяє повністю реалізувати міцність односпрямованих КМ, деформації яких значно вище. Крім того, композитні сферичні балони, отримані методом зонального намотування на полімерну (поліетиленову) оболонку, хоча і реалізують міцність односпрямованих КМ, але стосовно композитної рівнонапруженої сферичної оболонки, для якої теоретично намотаний матеріал повинен бути розподілений рівномірно по меридіану оболонки, можливо виділити два варіанти розподілу ниток по шарах, що реалізуються на практиці.

У першому варіанті кожен шар (зона) утворюється одним і тим самим числом витків ниток або вузьких стрічок. У другому – зональні кути шарів, що намотуються, розташовуються на однаковій відстані один від одного вздовж меридіану, при цьому число витків ниток у кожному шарі буде змінним [2].

У джерелі [3] представлено технологію намотування металокомпозитного кулябалону органічним джгутом «Русар» на сполучному ЕДТ-10. У роботі не проводився проектувальний розрахунок значень товщини шарів АМ та розподілу її за зонами. Кінцева товщина задавалася з умови укладання стрічок встик у кожному шарі, а товщина шару АМ першої та останньої зони без обґрунтування збільшена вдвічі.

З аналізу літературних джерел та враховуючи, що конструкція композитного кулябалону статично не визначима, пропонується розв'язання задачі у деформаційній постановці [6,7].

У роботі запропоновано методику проектування композитного балона з лейнером з поліетилену.

Алгоритм подано на прикладі таких вихідних даних:

- робочий внутрішній тиск у балоні $P = 300 \text{ кг/см}^2$;
- нормативний коефіцієнт запасу міцності $n = 2$. (Для композитних оболонок задається у кожному конкретному випадку залежно від призначення оболонки та використовуваного композитного матеріалу [5]);
- лінійна щільність вугледжугу $T = 830 \text{ текс}$;
- масова щільність вугледжугу $\gamma = 1,78 \text{ г/см}^3$;
- кількість джгутів у стрічці АМ – 1;
- ширина стрічки АМ з одного джгута $a = 0,6 \text{ см}$;

- зовнішній діаметр (екватор) лейнера кулябалону $D = 50$ см ($R=25$ см);
- діаметр полюса $d_{II} = 4$ см ($r_{II} = 2$ см);
- паспортна міцність АМ $[\sigma] = 60000$ кг/см²;
- модуль пружності АМ $E_{AM} = 2,9 \times 10^6$ кг/см²;
- граничне подовження АМ при розриві $\varepsilon_{допущ} = 1,9\% = 0,019$;
- модуль пружності поліетилену $E_{Л} = 0,002 \times 10^6$ кг/см²;
- товщина стінки лейнера $\delta = 0,6$ см;
- міцність поліетилену високого тиску при розриві 105 кг/см².

Розрахунок кількості зон спірального намотування АМ

Визначимо максимально можливу кількість спіральних шарів (зон), розділивши довжину кола від точки А до точки на ширину стрічки (рис. 1):

$$N = \frac{(\pi D / 4 - 2)}{0,6} = 62 \text{ (зони)}. \quad (1)$$

Провівши попередні розрахунки для конструкції балону з $N = 14, 18, 24, 36$ зонами намотування було встановлено, що при великій кількості зон на кожну зону припадає мала кількість стрічок АМ, що не дає змоги покрити всю поверхню лейнеру. І крім цього в ряді випадків кут повороту оправки при укладанні стрічки більше кута тертя АМ о поверхню лейнера, що унеможливорює геодезичну намотку. У зв'язку зі сказаним вище було прийнято рішення вести проектування намотування для $N=7$ зон.

Визначимо кут укладання АМ спірального шару першої зони (біля полюса) [4]:

$$\varphi_{II} = \arcsin \frac{d_{II}}{D} = \arcsin \frac{4}{50} = 4,589^\circ. \quad (2)$$

Решту дуги А-В (рис.) розділимо на кількість зон і отримаємо збільшення кута армування, що припадає на кожну зону:

$$\Delta\varphi = \frac{90^\circ - 4,589^\circ}{7} = 12,2^\circ. \quad (3)$$

Тоді кут армування i -того спірального шару

$$\varphi_i = \varphi_{II} + (n-1) \cdot \Delta\varphi = 4,589^\circ + (n-1) \cdot 12,2^\circ, \quad (4)$$

де n – номер i -того спірального шару, а відповідний йому радіус полюса i -того спірального шару

$$r_{II,i} = R \sin \varphi_i. \quad (5)$$

Визначимо координати початку $z_{i(1)}$ та кінця $z_{i(2)}$ i -того спірального шару:

$$z_{i(1)} = R \cos \varphi_{II} - R \cos \varphi_i = R(\cos \varphi_{II} - \cos \varphi_i); \quad (6)$$

$$z_{i(2)} = R \cos \varphi_{II} - R \cos \varphi_i + 2R \cos \varphi_i = R(\cos \varphi_{II} + \cos \varphi_i). \quad (7)$$

Отримані результати надані у таблиці 1.

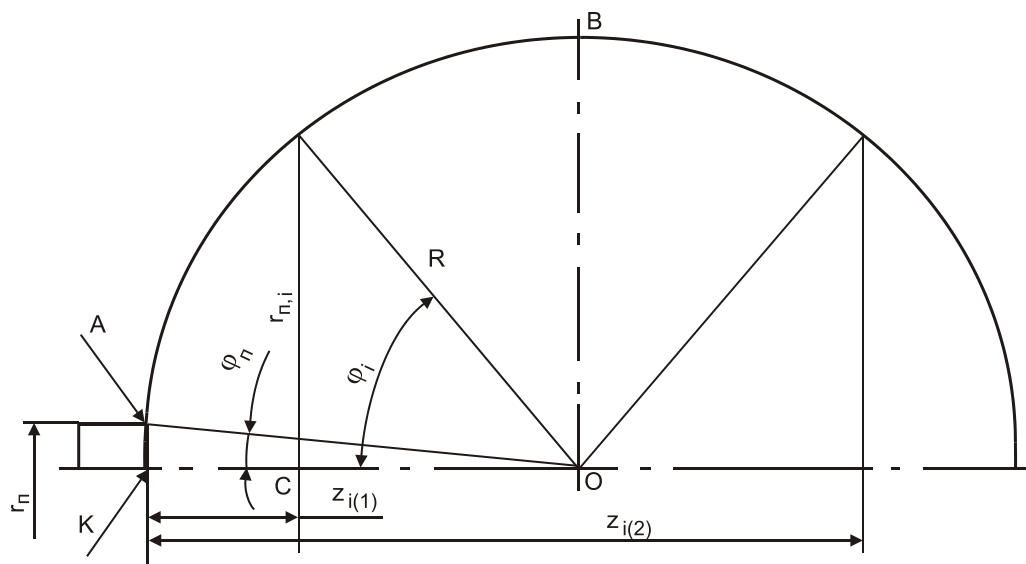


Рис. 1. Переріз лейнера кулябалону

Попередній розрахунок значень товщини армуючого матеріалу

Розрахунок значень товщини АМ у шарах балона будемо вести з умови, що шаробалон – це конструкція з двома днищами та нульовою довжиною циліндричної частини, а полімерний лейнер навантаження не сприймає. Тоді допускаємо, що намотування АМ здійснюється спіральними та кільцевими шарами. Виходячи з рівності енергії, яку сприймає АМ у момент руйнування, знайдену суму значень товщини АМ кільцевого та спірального шарів попередньо розподілимо на спіральні шари з рівною товщиною при багатозонному намотуванні [5].

Товщина АМ спірального шару у зоні екватора [4]

$$h_C = \frac{nPD}{4[\sigma_C^{AM}] \cos^2 \varphi_{\Pi}}, \quad (8)$$

де $[\sigma_C^{AM}]$ – конструкційна міцність АМ у пластику спірального шару.

З огляду на зниження міцності при намотуванні приймаємо коефіцієнт 0,8 від паспортної міцності АМ.

Тоді

$$h_C = \frac{2 \cdot 300 \cdot 50}{4 \cdot 48000 \cdot \cos^2 4,589^\circ} = 0,1593(\text{см}). \quad (9)$$

Товщина АМ кільцевого шару

$$h_K = \frac{nPD / 2 - [\sigma_C^{AM}] h_C \sin^2 \varphi_{\Pi}}{[\sigma_K^{AM}]}, \quad (10)$$

де $[\sigma_K^{AM}]$ – конструкційна міцність АМ у пластику кільцевого шару. Так як товщина АМ кільцевого шару буде розподілена в спіральних шарах, її приймаємо також 48000 кг/см².

Тоді

$$h_K = \frac{2 \cdot 300 \cdot 25 - 48000 \cdot 0,1593 \cdot \sin^2 4,6^\circ}{48000} = 0,3156 \text{ (см)}. \quad (11)$$

Попередні значення товщини кожного i - того спірального шару на i - тому екваторі

$$h_i^{\text{екват}} = \frac{h_C + h_K}{N} = \frac{0,1593 + 0,3156}{7} = 0,067 \text{ (см)}. \quad (12)$$

Отримані результати представлено у таблиці 1.

У зв'язку з тим, що багатошарова оболонка є статично невизначеною системою, представлений алгоритм ґрунтується на деформаційній постановці [6,7], тобто визначаємо відносні деформації в перерізах (зонах). Значення радіусів перерізів подано у таблиці 1.

Товщину кожного шару в аналізованому перерізі знаходимо з умови [8]:

$$h_i^{\text{полюс}} = \frac{R_{\text{екват}} h_i^{\text{екват}} \cos \varphi_r}{r_i \cos \varphi_r} = h_i^{\text{екват}} \sqrt{\frac{R^2 - r_{II,i}^2}{r_i^2 - r_{II,i}^2}}, \quad (13)$$

де $h_i^{\text{екват}}$ – товщина АМ на екваторі шару, що розглядається;

r_i – радіус аналізованого перерізу;

$r_{II,i}$ – радіус полюсу шару, що розглядається.

На контурі полюсного перерізу товщина АМ перетворюється на нескінченність, але на практиці намотування здійснюється стрічкою кінцевої ширини і товщини, тому товщина АМ буде кінцевою. Таким чином, формула (13) справедлива на відстані від полюсного отвору на величину, що перевищує дві ширини стрічки [8]. У нашому випадку ширині стрічки (зони) відповідає кут $\Delta\varphi = 1,38^\circ$, тому для розрахунку товщини АМ на полюсі замість $\varphi_{II} = 90^\circ$ задаємо

$$\varphi_{II} = 90^\circ - 1,38^\circ = 88,62^\circ. \quad (14)$$

Примітка – значення товщини шарів АМ (крім полюсних) рекомендується вважати по другій частині виразу (13). Отримані значення представлені у таблиці 1.

Таблиця 1

Значення попередніх конструктивно-технологічних параметрів намотування АМ кулябалону

№ зони	1	2	3	4	5	6	7
φ_i , °	4,589	16,79	28,992	41,193	53,395	65,597	77,798
$r_{II,i}$, см	2,00	72,217	121,171	164,651	200,692	227,665	244,352
$h_i^{\text{екват}}$, см	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067
$h_i^{\text{полюс}}$, см	3,950	1,050	0,572	0,362	0,235	0,144	0,068
$z_{i(1)}$, см	0	0,985	3,053	6,107	9,942	14,591	19,635
$z_{i(2)}$, см	49,84	48,854	46,789	43,732	39,827	35,248	30,203

Розрахунок значень відносної деформації та товщини АМ у шарах кулябалону

Окружні та осьові відносні деформації визначаємо за виразами [6, 7]:

$$\varepsilon_i^{ок} = Pr_i \left[\frac{1}{E_L \delta_L + \sum_{i=1}^m E_{AM} h_i^K} - \frac{\mu}{2(E_L \delta_L + \sum_{i=1}^m E_{AM} h_i^{СП} \cos^3 \varphi_i)} \right]; \quad (15)$$

$$\varepsilon_i^{ос} = Pr_i \left[\frac{1}{2(E_L \delta_L + \sum_{i=1}^m E_{AM} h_i^{СП} \cos^3 \varphi_i)} - \frac{\mu}{E_L \delta_L + \sum_{i=1}^m E_{AM} h_i^K} \right], \quad (16)$$

де P – робочий тиск у балоні;

r_i – радіус, розглянутого перерізу;

E_L – модуль пружності матеріалу лейнера;

δ_L – товщина стінки лейнера;

E_{AM} – модуль пружності АМ;

h_i^K – товщина АМ в кільцевому шарі, розглянутого перерізу;

$h_i^{СП}$ – товщина АМ спірального шару в аналізованому перерізі;

φ_i – кути армування спіральних шарів;

m – кількість спіральних шарів у аналізованому перерізі.

Примітка – значення товщини кільцевого шару h_i^K приймаємо рівним значенню товщини шару на полюсі $h_i^{полюс}$ кожного перерізу.

З отриманих значень осьових та окружних відносних деформацій обчислюємо відносні деформації за напрямом армування кожного i -того шару за виразом

$$\varepsilon_i^{розрах} = \varepsilon_i^{ос} \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_i^{ок} \sin^2 \varphi_i. \quad (17)$$

Отримані значення відносної деформації представлені таблицях 2 -10.

Знаходимо значення максимальної відносної деформації в i -тому шарі перерізу, що розглядається, у напрямку армування. При цьому має виконуватися умова

$$\varepsilon_i^{\max} \leq \frac{\varepsilon_{допуст}}{n} \leq \frac{1,9}{2} \leq 0,95(\%), \quad (18)$$

де $\varepsilon_{допуст}$ – гранична відносна деформація АМ у напрямку армування;

n – коефіцієнт безпеки деформації в АМ (приймаємо рівним двом).

Якщо умова (18) не виконалась, необхідно перерахувати товщину АМ у тих шарах і в тих перерізах, що розглядаються, де спостерігалася максимальна відносна деформація за виразом

$$h_{i+1} = \frac{nh_i \varepsilon_i^{\max}}{\varepsilon_{\text{допуст}}} = \frac{h_i \varepsilon_i^{\max}}{0,95}, \quad (19)$$

де h_i – попередня товщина АМ,

ε_i^{\max} – попередня відносна деформація АМ у напрямку армування.

Повторюємо розрахунок до виконання умови (18).

Нижче в таблицях 2-10 наведено обчислені значення відносної деформації за напрямком армування.

Таблиця 2

Значення відносної деформації (%) у напрямку армування при товщині АМ на екваторі однакової у всіх шарах $h_{i,1} = 0,67$ мм

-12,66	0,129	0,175	0,157	0,04	-0,269	-1,24	0,594
0	-0,016	0,142	0,179	0,114	-0,115	-0,861	0,525
0	0	0,077	0,222	0,259	0,189	-0,117	0,388
0	0	0	0,28	0,45	0,588	0,859	0,209
0	0	0	0	0,652	1,011	1,894	0,02
0	0	0	0	0	1,382	2,802	-0,146
0	0	0	0	0	0	3,423	-0,26

Таблиця 3

Значення відносної деформації (%) у напрямку армування при товщині АМ на екваторі $h_{i,2}$, мм

-12,657	0,2	0,215	0,435	0,593	0,549	0,298	0,796
0	-0,011	0,244	0,388	0,526	0,511	0,325	0,703
0	0	0,3	0,296	0,394	0,437	0,377	0,52
0	0	0	0,175	0,22	0,34	0,447	0,281
0	0	0	0	0,036	0,236	0,521	0,027
0	0	0	0	0	0,145	0,585	-0/196
0	0	0	0	0	0	0,629	-0,348

Таблиця 4

Значення відносної деформації (%) у напрямку армування при товщині АМ на екваторі $h_{i,3}$, мм

-12,655	0,231	0,123	0,364	0,741	0,774	0,454	1,212
0	0,007	0,314	0,417	0,68	0,729	0,494	1,071
0	0	0,688	0,52	0,561	0,641	0,573	0,793
0	0	0	0,656	0,405	0,525	0,676	0,428
0	0	0	0	0,239	0,403	0,786	0,041
0	0	0	0	0	0,295	0,883	-0,299
0	0	0	0	0	0	0,948	-0,53

Таблиця 5

Значення відносної деформації (%) у напрямку армування
при товщині АМ на екваторі $h_{i,4}$, мм

-12,658	0,174	-0,074	0,013	0,533	0,658	0,399	1,166
0	0,024	0,268	0,222	0,526	0,634	0,446	1,03
0	0	0,94	0,634	0,511	0,588	0,538	0,763
0	0	0	1,175	0,493	0,527	0,659	0,411
0	0	0	0	0,473	0,462	0,787	0,039
0	0	0	0	0	0,405	0,9	-0,287
0	0	0	0	0	0	0,977	-0,51

Таблиця 6

Значення відносної деформації (%) у напрямку армування
при товщині АМ на екваторі $h_{i,13}$, мм

-12,661	0,028	-0,189	-0,033	0,11	0,209	0,255	0,972
0	0,19	0,196	0,145	0,212	0,279	0,312	0,859
0	0	0,952	0,494	0,412	0,415	0,423	0,636
0	0	0	0,952	0,675	0,595	0,569	0,343
0	0	0	0	0,953	0,784	0,724	0,033
0	0	0	0	0	0,951	0,86	-0,425
0	0	0	0	0	0	0,953	-0,425

Таблиця 7

Значення відносної деформації (%) у напрямку армування
при товщині АМ на екваторі $h_{i,14}$, мм

-12,661	0,014	-0,191	-0,034	0,11	0,208	0,255	0,97
0	0,221	0,195	0,143	0,212	0,277	0,311	0,856
0	0	0,954	0,492	0,411	0,414	0,422	0,634
0	0	0	0,951	0,672	0,593	0,568	0,342
0	0	0	0	0,949	0,784	0,722	0,033
0	0	0	0	0	0,951	0,857	-0,239
0	0	0	0	0	0	0,95	-0,424

Таблиця 8

Значення відносної деформації (%) у напрямку армування
при товщині АМ на екваторі $h_{i,15}$, мм

-12,661	-0,001	-0,19	-0,037	0,106	0,205	0,251	0,966
0	0,254	0,193	0,141	0,208	0,275	0,308	0,854
0	0	0,947	0,491	0,409	0,412	0,42	0,632
0	0	0	0,951	0,673	0,592	0,567	0,341
0	0	0	0	0,953	0,783	0,722	0,033
0	0	0	0	0	0,951	0,858	-0,238
0	0	0	0	0	0	0,951	-0,423

Таблиця 9

Значення відносної деформації (%) у напрямку армування
при товщині АМ на екваторі $h_{i,16}$, мм

-12,662	-0,017	-0,195	-0,038	0,108	0,205	0,252	0,956
0	0,291	0,193	0,14	0,209	0,275	0,309	0,853
0	0	0,956	0,491	0,409	0,412	0,42	0,632
0	0	0	0,952	0,67	0,592	0,566	0,341
0	0	0	0	0,947	0,782	0,721	0,033
0	0	0	0	0	0,949	0,857	-0,238
0	0	0	0	0	0	0,95	-0,422

Примітки:

1. Відповідні значення товщини i -го шару АМ на екваторі наведено в табл. 10.
2. У таблицях 2-9 рядки – це номер шару, стовпці – номер перерізу.
3. Виділені значення таблицях 2-9 – максимальна відносна деформація i -того шару в i -му перерізі.

Таблиця 10

Значення товщини АМ шарів на екваторі та максимальні відносні деформації у шарі при пошуку їх раціональних значень

Етап	Попередній (1)		Поточний (2)		Поточний (3)		Поточний (4)	
	$h_{i,1}$, мм	$\varepsilon_{i,1}$, %	$h_{i,2}$, мм	$\varepsilon_{i,2}$, %	$h_{i,3}$, мм	$\varepsilon_{i,3}$, %	$h_{i,4}$, мм	$\varepsilon_{i,4}$, %
1	0,67	0,594	0,419	0,796	0,351	1,212	0,448	1,165
2	0,67	0,525	0,370	0,703	0,274	1,071	0,309	1,031
3	0,67	0,388	0,274	0,520	0,149	0,793	0,125	0,940
4	0,67	0,859	0,606	0,447	0,285	0,676	0,203	1,175
5	0,67	1,894	1,336	0,521	0,732	0,786	0,606	0,787
6	0,67	2,802	1,976	0,585	1,217	0,883	1,132	0,900
7	0,67	3,421	2,412	0,629	1,596	0,948	1,595	0,977
Сумарна товщина шарів АМ на екваторі, мм	4,69		7,393		4,604		4,418	

Продовження табл. 10

Етап	Поточний (13)		Поточний (14)		Поточний (15)		Раціональний (16)	
	$h_{i,13}$, мм	$\varepsilon_{i,13}$, %	$h_{i,14}$, мм	$\varepsilon_{i,14}$, %	$h_{i,15}$, мм	$\varepsilon_{i,15}$, %	$h_{i,16}$, мм	$\varepsilon_{i,16}$, %
1	0,813	0,972	0,832	0,970	0,850	0,966	0,864	0,956
2	0,183	0,859	0,165	0,856	0,149	0,854	0,134	0,853
3	0,132	0,952	0,133	0,954	0,133	0,947	0,132	0,956
4	0,247	0,952	0,258	0,951	0,258	0,951	0,258	0,952
5	0,446	0,953	0,448	0,949	0,447	0,953	0,449	0,947
6	0,790	0,951	0,791	0,951	0,792	0,951	0,793	0,949
7	1,737	0,953	1,743	0,950	1,743	0,95	1,745	0,950
Сумарна товщина шарів АМ на екваторі, мм	4,348		4,2913		4,372		4,475	

Примітки:

1. За критерій раціональної конструкції було прийнято мінімальну масу АМ (сума значень товщини шарів на екваторіальному перерізі балону).
2. Для скорочення друкованого матеріалу етапи 5-12 не представлені.
3. Останні колонки таблиці 10 на шістнадцятому етапі задовольняють безпечної відносної деформації (вираз (18)), тому значення товщини АМ шарів прийняті як раціональні.

Висновки

1. Проектування рівнотовщинних зон АМ не створює працездатну конструкцію (таблиця 10, $h_{i,1}$) т.к. відносні деформації у перерізах 5, 6, 7 перевищують граничну відносну деформацію у напрямку армування (1,894%; 2,802%; 3,423%), що призведе до руйнування цих шарів та конструкції балону в цілому.
2. Запропонована методика розрахунку товщини АМ у шарах багатозонного намотування дозволяє отримати працездатну конструкцію композитного балона мінімальної маси.

3. Запропонована методика розрахунку товщини АМ може використовуватись для проектування композитних циліндричних балонів з багатозонним намотуванням спіральних шарів.

Список літератури

1. Тарасов, В. А. Унификация шаробаллонов высокого давления РКТ комбинированной конструкции с композитной оболочкой и металлическим лейнером. В. А. Тарасов, А. В. Бараев, М. А. Комков. / Известия ВУЗов. Машиностроение. – Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. – №1. – 82 с.
2. Комков, М. А. Намотка ракет. Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения: Учебное пособие / М. А. Комков, В. А. Тарасов. – М.: изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2011. – 431 с.
3. Потапов, А. М. Технология изготовления и испытания органопластиковой оболочки комбинированного баллона высокого давления для ракеты носителя. / А. М. Потапов, В. А. Коваленко, Л. П. Малый, А. В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» – Вып. 3(75) – X., 2013. – с. 13 -21.
4. Образцов, И. Ф. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов / И. Ф. Образцов, В. В. Васильев, В. А. Бунаков // М.: Машиностроение, – 1977. – 144 с.
5. Правила устройства и безопасной эксплуатации сосудов, работающих под давлением. – К.: Пресса Украины, 1995. – 192 с.
6. Ивановская, О. В. Расчёт деформаций стенки металлопластикового баллона со спирально-кольцевой намоткой армирующего материала. / Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сб. науч. тр. Гос. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 13. Харьков: ГАКУ. – 1998. – с. 57-62.
7. Ивановский, В. С. Проектирование баллонов давления из композиционных материалов. Учебное пособие по практич. занятиям / В. С. Ивановский, О. В. Ивановская. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2016. – 60 с.
8. Васильев, В. В. Композитные баллоны давления, расчет, изготовление и испытания: справочное пособие // В. В. Васильев, Н. Г. Мороз / М.: Машиностроение; Инновационное машиностроение, 2015. – 373 с.

References

1. Tarasov, V. A. Unification of high-pressure RCT sharoballoons of a combined design with a composite shell and a metal liner / V. A. Tarasov, A.V. Baraev, M. A. Komkov. / Izvestiya VUZov. Mechanical engineering. – Moscow: Publishing House of the Bauman Moscow State Technical University, 2015. – No. 1. – 82 p.
2. Komkov, M. A. Winding rockets. Technology of winding composite structures of missiles and weapons of destruction: A textbook / M. A. Komkov, V. A. Tarasov. – M.: Publishing House of the Bauman Moscow State Technical University. 2011. – 431 p.
3. Potapov, A. M. Technology of manufacturing and testing of the organoplastic shell of a combined high-pressure balloon for a launch vehicle. / A. M. Potapov, V. A. Kovalenko, L. P. Maly, A.V. Kondratiev // Issues of design and

production of aircraft structures: collection of scientific tr. National. aerospace. N.E.Zhukovsky University "KHAU" – Issue 3(75) – H., 2013. – pp. 13 -21.

4. Obratsov, I. F. Optimal reinforcement of rotation shells from composite materials / I. F. Obratsov, V. V. Vasiliev, V. A. Bunakov // M.: Mechanical Engineering, – 1977. – 144 p.

5. Rules for the device and safe operation of pressure vessels. – K.: Press of Ukraine, 1995. – 192 p.

6. Ivanovskaya, O. V. Calculation of deformations of the wall of a metal-plastic balloon with spiral-ring winding of reinforcing material. / Issues of design and production of aircraft structures. Sat. scientific. tr. State. Aerospace. N. E. Zhukovsky University "KHAU". Vol. 13. Kharkiv: GAKU. – 1998. – pp. 57-62.

7. Ivanovskiy, V. S. Design of pressure cylinders made of composite materials. Practical training manual. classes / V. S. Ivanovsky, O. V. Ivanovskaya. – H.: Nats. aerospace. N. E. Zhukovsky University "KHAU", 2016. – 60 p.

8. Vasiliev, V. V. Composite pressure cylinders, calculation, manufacture and testing: reference manual // V. V. Vasiliev, N. G. Moroz / M.: Mechanical engineering; Innovative mechanical engineering, 2015. – 373 p.

Надійшла до редакції 14.04.2023, розглянута на редколегії 14.04.2023

Rational design of a composite balloon with a polymer liner

The analysis of existing composite cylinders made by winding reinforcing materials on a polymer binder is carried out. The analysis showed that the design methods and manufacturing technology of cylindrical metal composite and composite cylinders are well developed, and the design and manufacturing technology of spherical balloon is based on an empirical approach. This is due to the fact that such cylinders are wound with a multiple family of layers in which reinforcing materials are laid at different angles to the axis of the cylinder. At the same time, the composite layer being created represents a statically indeterminate system, and it is impossible to design the thickness values of the reinforcing material in the layers without involving deformation equations.

The paper presents a method of designing a composite balloon with a polyethylene liner on the example of a specific design. The method consists in preliminary calculation of the thickness values of the reinforcing material of the spiral and annular layers for a cylindrical cylinder with a cylindrical part of zero length. Since it is impossible to wind a cylindrical layer on the surface of the ball, we distribute the resulting thickness of the annular layer evenly into multi-zone layers. At the next stage, we calculate the relative deformation of the reinforcing material in each layer in the direction of reinforcement and compare it with the permissible one, taking into account the safety factor. In those layers where the deformation is greater than the permissible one, we increase the thickness, and again we find the relative deformation. The calculation is repeated until the permissible relative deformation is reached in all layers. It should be noted that this technique makes it possible to obtain a design of a cylinder of minimal mass and can be used for the design of cylindrical metal-composite and composite cylinders with multi-zone winding of spiral layers.

Keywords: composite materials; spherical balloon; liner; winding; zone; deformation; reinforcement angle; layer thickness; pressure; tape.

Відомості про авторів:

Івановський Володимир Самуїлович – канд. техн. наук, старший науковий співробітник, E-mail: v.ivanovskiy99@gmail.com.

Івановська Ольга Володимирівна – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. 403 «Композитних конструкцій і авіаційного матеріалознавства» Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Україна, E-mail: o.ivanovska@khai.edu.

Буркун Сергій Вікторович – аспірант кафедри ракетно-космічних інноваційних технологій Дніпровського національного університету ім. Олесья Гончара, Україна, E-mail: serhii.burkun@gmail.com.

About the Autors;

Ivanovksii Volodymyr – Candidate of Science (Engineering), Senior Research Fellow, Ukraine, E-mail: v.ivanovskiy99@gmail.com.

Ivanovska Olga – Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Composite Structures and Aviation Materials, National Aerospace University “KhAI”, Ukraine, E-mail: o.ivanovska@khai.edu.

Burkun Serhii – Post Graduate Student, Department of Rocket-Space Innovative Technologies, Dnipro National University named by O. Honchara, Ukraine, E-mail: serhii.burkun@gmail.com.