

УДК 629.7.083

ХІЛЬЧЕНКО М.Ф., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, доцент
МАНУЛІН Ю.О., заступник начальника науково-дослідного відділу
ФУРДИЛО С.А., директор Державного підприємства Запорізький ДАРЗ "МіГремонт"

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДА КОНТРОЛЮ ЧАСТОТИ ВЛАСНИХ КОЛИВАНЬ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ КРИЛА ЛІТАКА ТИПУ Л-39

В статті наведено можливості застосування методу контролю частоти власних коливань елементів конструкції літального апарата з використанням методу скінченних елементів (MSC/NASTRAN for Windows 4.0), для визначення технічного стану конструкції під час продовження або збільшення її призначених показників (строків служби та ресурсів)

Ключові слова: крило, частота власних коливань, метод скінченних елементів, призначені показники

1. Загальні положення

Крило літака є основним несучим елементом планера літака і, з урахуванням існуючих несприятливих особливостей передачі навантажень, вважається критичним елементом з точки зору міцності і ресурсу літака в цілому. Тому при вирішенні питань, пов'язаних з продовженням ресурсних показників, слід в першу чергу бути впевненим у справному стані саме цього елемента.

Керівними документами визначені наступні підстави для збільшення ресурсних показників:

уточнення характеру та умов експлуатації парку літаків даного типу;

уточнення (за необхідністю) навантажень агрегатів літака за результатами спеціальних випробувань;

накопичення статистичних даних стосовно повторюваності перевантажень у центрі ваги при польоті літаків даного типу;

позитивні результати проведених додаткових лабораторних випробувань на витривалість та живучість(при необхідності);

досвід експлуатації літаків даного типу.

Контроль частоти власних коливань може вважатися саме тим необхідним додатковим лабораторним випробуванням на витривалість та живучість, оскільки власна частота коливань конкретної конструкції визначається жорсткістю її поперечних перерізів та масовими характеристиками. При незмінності останніх, власна частота однозначно характеризує як наявну жорсткість перерізів, так і реальну залишкову міцність.

Протягом тривалої експлуатації процесу деструкції, викликані впливом навколишнього середовища, умовами експлуатації і повторними навантаженнями (корозія, втома, абразивний знос, послаблення заклепок, інші чинники), приводять до втрати частини міцності і це можна виявити саме частотними випробуваннями. Якщо обґрунтувати допустиму (граничну) межу втрати міцності, їй відповідатиме гранично допустиме зниження частоти власних коливань.

2. Розрахункова модель крила

На жаль, без доступу до оригінальної конструкторської документації визначити необхідні параметри перетинів крила для створення його точної моделі, імітації реальних пошкоджень і проведення розрахунків для встановлення зв'язку між ступенем пошкодження і зниженням частоти власних коливань неможливо, однак в даному випадку корисними можуть бути і наближені моделі.

Така модель розроблена з припущеннями:

конструкція крила ототожнюється з рівномірною балкою зі змінними параметрами перетинів (хорда, висота перерізу, площа, товщина матеріалу, моменти інерції, тощо);

пошкодження імітуються рівномірним зменшенням жорсткості усіх або окремих її ділянок (скінчених елементів).

Вихідні дані та прийнята розрахункова модель, які лежать в основі використання спеціальної програми, наведені в табл. 1 і 2.

Таблиця 1

Вихідні дані для розрахунку частоти коливань крила Л-39

№ з/п	Параметр	Координата перетину \bar{z}										
		0	0,125	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
1	i	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
2	z_i мм	0	543,8	870	1305	1740	2175	2610	3050	3480	3915	4350
3	b мм	1868	1735	1655	1548	1442	1336	1230	1123	1017	910	804
4	h мм	310	291	279	264	248	232	217	202	186	171	155
5	M_{z_i} кНм	36,58	27,99	21,8	15,93	11,06	7,16	4,2	2,1	0,78	0,11	0
6	I_{z_i} мм ⁴ 10 ⁻⁵	1545	1108	829	572	374	227	124	58	20	2,55	0
7	b_{cp} мм		1801	1695	1601	1495	1389	1283	1176	1070	963	857
8	h_{cp} мм		300	285	271	256	240	225	209	194	178	163
9	$I_{z_i cp}$ мм ⁴ 10 ⁻⁵		1326	968	699	473	300	176	91	38	11	1,3
10	f_{cp} мм ²		2950	2380	1900	1440	1040	695	415	205	70	10
11	$\delta_{об}$ мм		1,64	1,41	1,19	0,963	0,75	0,504	0,352	0,191	0,072	0,01
12	Δz_i мм		543,8	326	435	435	435	435	435	435	435	435
13	ΔV мм ³		1604	776	827	626	452	302	180	86,5	30,3	4,2
14	Δm_1 кг		8,66	4,2	4,46	3,38	2,44	1,63	0,972	0,478	0,163	0,02
15	Δm_2 кг		2,65	2,165	1,734	1,331	0,97	0,656	0,397	0,2	0,07	0,01
16	m_{Σ} кг		11,3	6,36	6,19	4,71	3,31	2,29	1,27	0,1	0,035	0,01
17	Розрахункова маса несучої конструкції крила при згині - 73кг (Δm_1 – маса панелей, Δm_2 – маса стінок). Неконструктивна маса $m_{нк}$, включаючи носки, нервюри, шасі, механізацію, без баків - 408 кг.											

Умовний розподіл неконструктивної маси $m_{нк}$

№ з/п	Параметр	Координата перетину z										
		0	0,125	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
1	i	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
2	z_i мм	0	543,8	870	1305	1740	2175	2610	3050	3480	3915	4350
3	Γ_i	1,2	1,2	1,2	1,186	1,158	1,106	1,03	0,927	0,804	0,63	0
4	$m_{нк}$ кг/м	17,52	17,52	17,52	224	16,9	16,2	15	13,5	11,7	9,2	0
5	$m_{нкср}$ кг/м		17,52	17,52	224	16,9	16,6	15,6	14	12,55	10,45	4,6

У таблицях 1 і 2 прийнято:

z , - координата перетину;

Γ - циркуляція підйомної сили у перетині;

b , h , f – хорда, висота і площа перетину;

M_z – момент згину у перетині при $n_y=1$;

I_z , - момент інерції площини перетину;

V , m – об'єм і маса матеріалу ділянки (СЕ).

3. Розрахунки спектрів частот власних коливань крила літака типу Л-39

Крило вважається балкою коробчастого перерізу, закріпленою на фюзеляжі на штатних вузлах підвіски. Для проведення розрахунків воно поділене на 20 скінчених елементів (рис. 1).

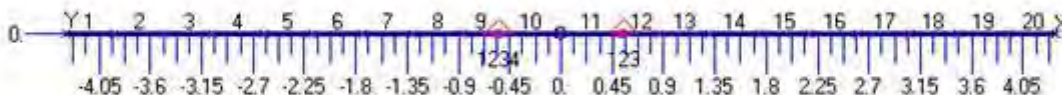


Рис.1. Скінченно-елементна модель крила літака Л-39

Параметри скінчених елементів підібрано згідно з даними, наведеними в табл.1.

Розрахунки частот власних коливань проводяться з використанням методу скінчених елементів (MSC/NASTRAN for Windows 4.0).

Методика розрахунків і відповідні формули для проведення розрахунків (математична модель) наведені у [1].

Розглядаються випадки:

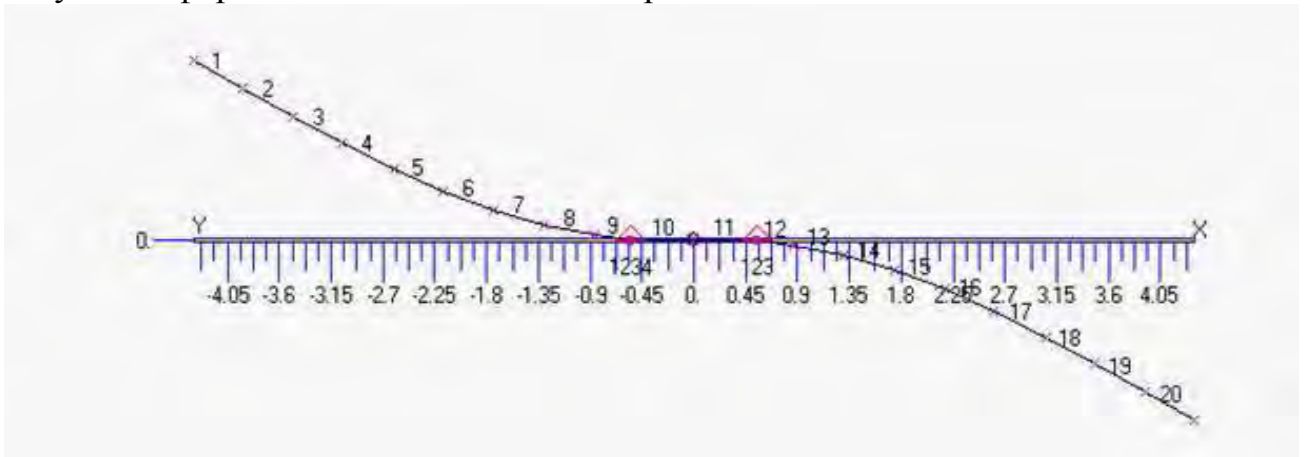
крило не має пошкоджень і не має наробітку (вихідний варіант);

крило має значний наробіток, внаслідок чого під впливом факторів навколишнього середовища (корозії, втомі, абразивному зносу, тощо) воно втратило 33,3% несучої спроможності кожного з його силових елементів (при максимальних експлуатаційних навантаженнях в елементах такої конструкції можливі недопустимі пластичні деформації);

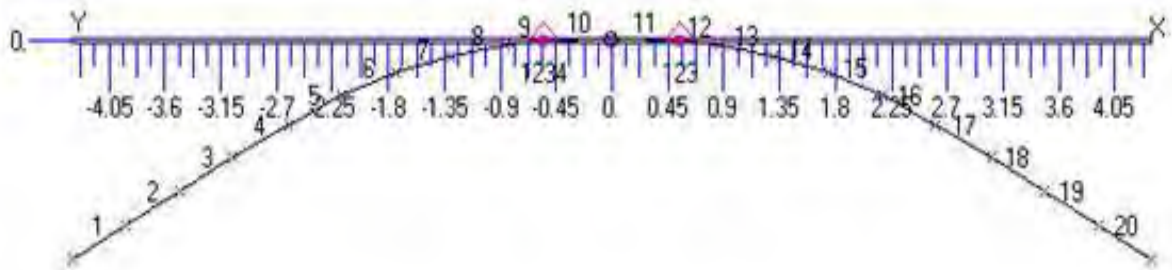
крило має локальні пошкодження, які привели до втрати несучої спроможності на ті ж 33,3% тільки у певних зонах (у окремих скінчених елементах - СЕ).

У табл. 3 наведені результати розрахунків частот перших 3-х тонів асиметричних форм коливань згину у вертикальній площині і перших 3-х тонів симетричних форм коливань згину у вертикальній площині для вихідного варіанта конструкції, що не має пошкоджень – стовпчик **Foi** і для пошкодженої конструкції зі старіючого парку літаків – стовпчик **Fni**;

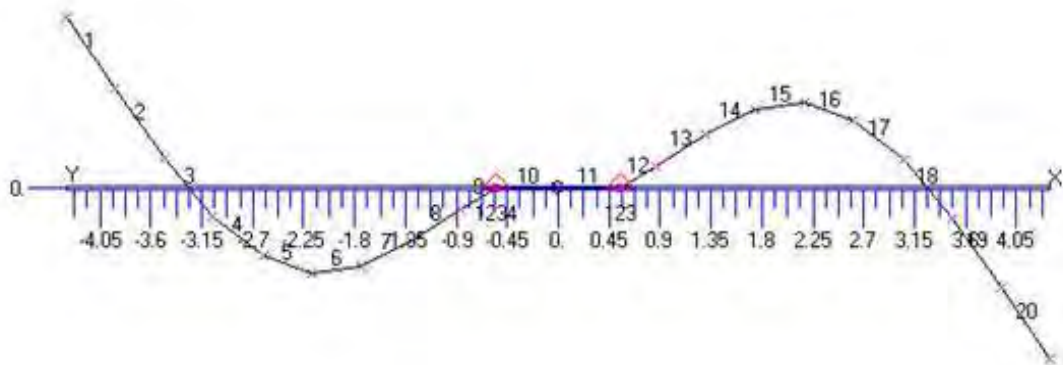
Візуально форми коливань наведено на рис.2.



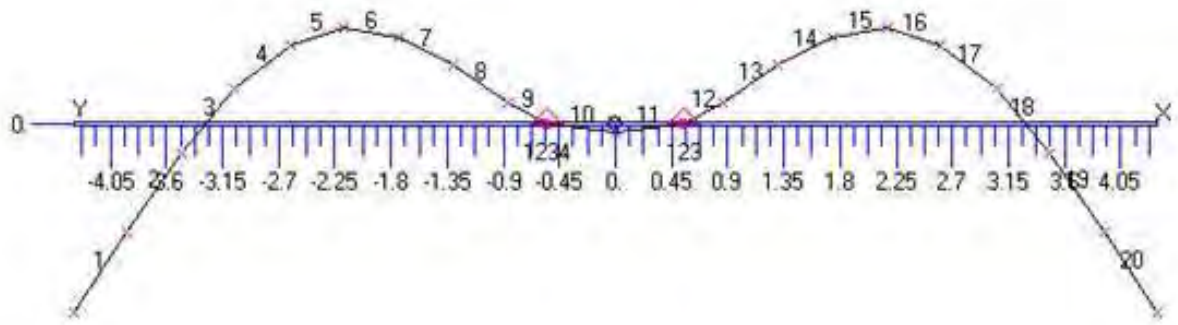
а)



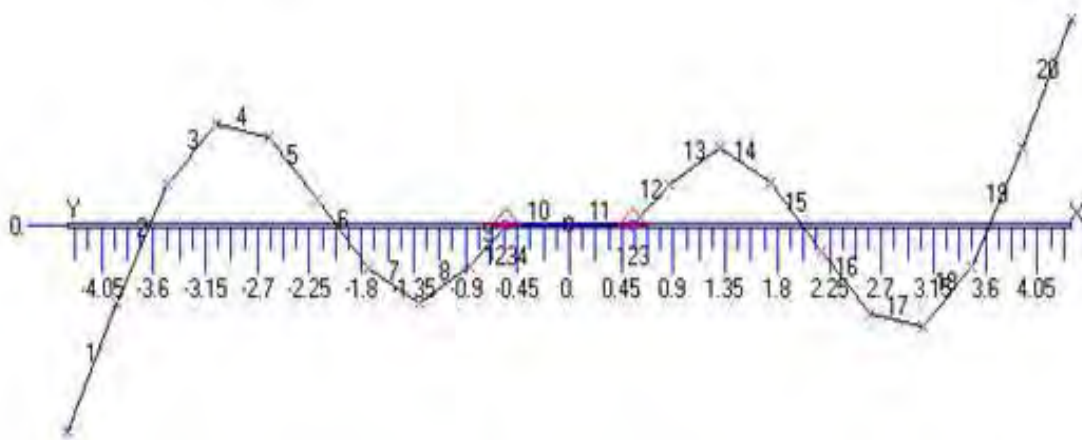
б)



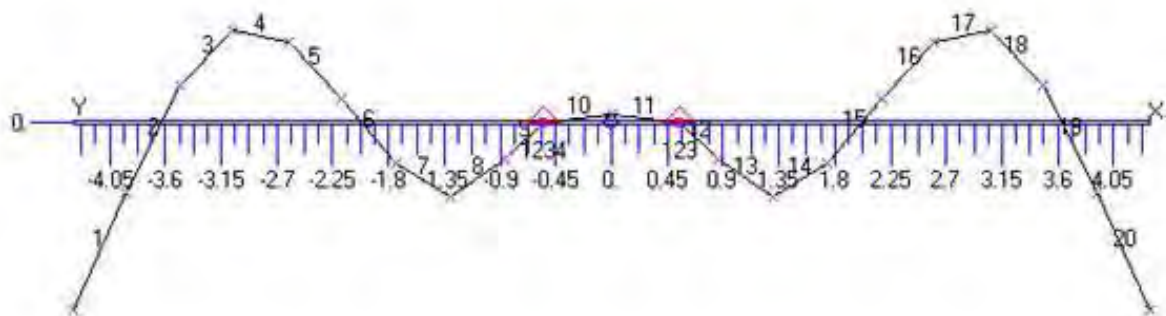
в)



г)



д)



е)

Рис.2. Форми і тони коливань крила літака Л-39:

- а) 1-й асиметричний,
- б) 1-й симетричний,
- в) 2-й асиметричний.
- г) 2-й симетричний,
- д) 3-й асиметричний,
- е) 3-й симетричний.

Таблиця 3

Частоти і форми власних коливань крила літака типу Л-39 (вихідний варіант)

№з/п	F _{oi}	F _{mi}	Δf _s		Δfi/Δf ₁	Примітки
			Гц	%		
1	13,6681	11,77359	1,89	13,9	1	асиметричні форми коливань
2	52,89621	45,14229	7,75	14,7	1,06	
3	105,7378	90,24966	16,4	15,26	1,1	
4	14,34271	12,3593	1,98	13,8	0,99	симетричні форми коливань
5	54,40319	46,44017	7,96	14,6	1,05	
6	106,549	90,24966	16,3	15,3	1,1	

Важливо звернути увагу на два моменти:

при втраті міцності на 33,3% частоти всіх форм власних коливань зменшуються на 14..15 %, тобто 1% зменшення частоти коливань свідчить про втрату приблизно 2% несучої спроможності конструкції (деякий розкид може пояснюватися обмеженістю числа елементів, на які розбита конструкція – їх усього 20);

для усіх розглянутих форм власних коливань при даному виді пошкоджень зменшення частоти коливань старіючої конструкції у процентному відношенні майже однакові.

Для випадків пошкоджень у окремих локальних зонах розглянуто 6 варіантів:

пошкоджена підфюзеляжна зона (СЕ 10...11);

пошкоджені симетрично розташовані зони: СЕ 9...12, 8...13, 7...14, 6...15, 5...16, 3...18.

Результати розрахунків наведені у табл. 4...10.

Таблиця 4

Частоти і форми власних коливань крила літака типу Л-39 (пошкоджені підфюзеляжні СЕ 10...11)

№з/п	F _{oi}	F _{mi}	Δf _s		Δfi/Δf ₁	Примітки
			Гц	%		
1	13,6681	13,45731	0,211	1,54	1	асиметричні форми коливань
2	52,89621	52,46229	0,43	0,82	0,53	
3	105,7378	105,506	0,23	0,22	0,14	
4	14,34271	13,65154	0,69	4,82	3,13	симетричні форми коливань
5	54,40319	52,82979	1,57	2,89	1,88	
6	106,549	105,6343	0,91	0,65	0,55	

Таблиця 5

Частоти і форми власних коливань крила літака типу Л-39 (пошкоджені СЕ 9...12 конструкції крила)

№з/п	F _{oi}	F _{mi}	Δf _s		Δfi/Δf ₁	Примітки
			Гц	%		
1	13,6681	13,2356	0,43	3,16	1	асиметричні форми коливань
2	52,89621	52,37051	0,53	0,994	0,314	
3	105,7378	105,5932	0,14	0,137	0,04	
4	14,34271	13,84816	0,49	3,45	1,09	симетричні форми коливань
5	54,40319	53,67697	0,73	1,33	0,42	
6	106,549	106,3428	0,2	0,0019	0,0003	

Таблиця 6

Частоти і форми власних коливань крила літака типу Л-39 (пошкоджені СЕ 8...13 конструкції крила)

№ з/п	F _{oi}	F _{ni}	Δf _s		Δfi/Δf ₁	Примітки
			Гц	%		
1	13,6681	13,12717	0,54	3,96	1	асиметричні форми коливань
2	52,89621	52,81476	0,08	0,15	0,038	
3	105,7378	104,4909	1,25	1,18	0,298	
4	14,34271	13,72161	0,62	4,33	1,09	симетричні форми коливань
5	54,40319	54,2766	0,126	0,23	0,06	
6	106,549	105,4529	1,0961	1,03	0,26	

Таблиця 7

Частоти і форми власних коливань крила літака типу Л-39 (пошкоджені СЕ 7...14 конструкції крила)

№ з/п	F _{oi}	F _{ni}	Δf _s		Δfi/Δf ₁	Примітки
			Гц	%		
1	13,6681	13,14961	0,52	3,79	1	асиметричні форми коливань
2	52,89621	52,40294	0,49	0,93	0,245	
3	105,7378	103,3574	2,38	2,25	0,59	
4	14,34271	13,74418	0,6	4,17	1,1	симетричні форми коливань
5	54,40319	54,01734	0,39	0,71	0,19	
6	106,549	104,2513	2,3	2,16	0,57	

Таблиця 8

Частоти і форми власних коливань крила літака типу Л-39 (пошкоджені СЕ 6...15 конструкції крила)

№ з/п	F _{oi}	F _{ni}	Δf _s		Δfi/Δf ₁	Примітки
			Гц	%		
1	13,6681	13,29638	0,37	2,72	1	асиметричні форми коливань
2	52,89621	52,40294	0,49	0,93	0,245	
3	105,7378	105,1365	0,601	0,57	0,21	
4	14,34271	13,81119	0,53	3,7	1,36	симетричні форми коливань
5	54,40319	53,18535	1,21	2,24	0,82	
6	106,549	105,9544	0,59	0,56	0,206	

Таблиця 9

Частоти і форми власних коливань крила літака типу Л-39 (пошкоджені СЕ 5...16 конструкції крила)

№ з/п	F _{oi}	F _{ni}	Δf _s		Δfi/Δf ₁	Примітки
			Гц	%		
1	13,6681	13,47533	0,19	1,41	1	асиметричні форми коливань
2	52,89621	51,02664	0,96	1,82	1,29	
3	105,7378	105,1653	0,57	0,54	0,38	
4	14,34271	14,11692	0,22	1,57	1,1	симетричні форми коливань
5	54,40319	52,55042	1,85	3,4	2,4	
6	106,549	106,0065	0,54	0,51	0,36	

Таблиця 10

Частоти і форми власних коливань крила літака типу Л-39 (пошкоджені СЕ 3...18 конструкції крила)

№ з/п	F _{oi}	F _{ni}	Δf _s		Δfi/Δf _l	Примітки
			Гц	%		
1	13,6681	13,63771	0,031	0,22	1	асиметричні форми коливань
2	52,89621	51,93521	0,961	1,81	8,2	
3	105,7378	102,4575	3,2	3,1	14	
4	14,34271	14,30669	0,036	0,25	1,13	симетричні форми коливань
5	54,40319	53,39035	1,01	1,86	8,45	
6	106,549	103,3075	3,24	3,04	13,8	

Важливо звернути увагу на два моменти:

при втраті міцності на окремих локальних ділянках на ті ж 33,3% частоти всіх форм власних коливань зменшуються значно менше, ніж у разі рівномірної деструкції конструкції в цілому (не більш, як на 3..4%), тобто 1% зменшення частоти коливань свідчить про втрату приблизно 10% несучої спроможності конструкції на даній ділянці;

зменшення частоти коливань конструкції, що має локальні пошкодження, у процентному відношенні для усіх розглянутих форм власних коливань відрізняються на порядки.

Вказане дає важливий напрямок визначення технічного стану конструкції під час продовження або збільшення її призначених показників (строків служби та ресурсів) шляхом контролю частот власних коливань.

Перш за все треба мати вихідні параметри – спектр частот власних коливань для нової, або для завідомо справної конструкції (достатньо 10 перших тонів коливань), з яким будуть порівнюватися під час експлуатації спектри частот, одержані під час визначення технічного стану конструкції.

Цей спектр визначається індивідуальним порядком для кожного окремого літака і заноситься у його формуляр.

Якщо при контролі усі частоти спектра зменшилися рівномірно і не більш, ніж на 12..13%, питання продовження або збільшення призначених показників ставити доцільно.

Якщо при контролі виявилася значна нерівномірність зменшення частот власних коливань, це може свідчити про наявність локальних пошкоджень конструкції. Місце пошкоджень можна приблизно встановити, користуючись даними, наведеними у табл. 4...10.

Оскільки практики застосування такого методу контролю технічного стану конструкції ще не набуто, будь-який практичний досвід його застосування буде корисним для підвищення ефективності контролю і можливого спрощення процедури одержання даних.

Висновки

1. Важливою особливістю методу контролю частоти власних коливань елементів конструкції літального апарата у порівнянні з іншими методами

неруйнівного контролю є спроможність виявлення пошкоджень у місцях, недосяжних до огляду і доступу.

2. Застосування методу потребує високоточного обладнання для збудження коливань і вимірювання частоти.

3. Застосування методу не заміняє інші методи неруйнівного контролю, а лише їх доповнює.

4. Можливості методу можуть бути збільшені в разі комплексного застосування разом з іншими методами неруйнівного контролю, особливо це стосується метода акустичної емісії. Комплексне застосування цих двох методів дасть можливість виявляти втомні пошкодження конструкції на самих ранніх стадіях розвитку тріщин навіть у недоступних для огляду місцях.

ЛІТЕРАТУРА

1. Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows ДМК Пресс.2003, 446с.

Надійшла до редакції 07.10.2013