



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **62925** (13) **U**  
(51) МПК (2011.01)  
**B64C 11/00**  
**G01N 27/10** (2006.01)

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ  
УКРАЇНИ

## ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під  
відповідальність  
власника  
патенту

**(54) СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО ДІАГНОСТУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО СТАНУ ЗОВНІШНЬОГО ОБВОДУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА У ПОЛЬОТІ**

1

2

(21) u201100934

(22) 28.01.2011

(24) 26.09.2011

(46) 26.09.2011, Бюл.№ 18, 2011 р.

(72) КАЗАК ВАСИЛЬ МИКОЛАЙОВИЧ, ШЕВЧУК  
ДМИТРО ОЛЕГОВИЧ, БАБЕНКО АНДРІЙ ЄВГЕНІ  
ЙОВИЧ, ОСТАФІЙЧУК РУСЛАН ВАСИЛЬОВИЧ

(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

(57) Система автоматичного діагностування аеро-  
динамічного стану зовнішнього обводу літального  
апарата у польоті, що містить мережу механолю-

мінесцентних датчиків, які вбудовані у поверхню  
ЛА, оптичні канали зв'язку, фотоприймальний при-  
стрій, блок обробки інформації, яка **відрізняється**  
тим, що для фіксації місця, ступеня та моменту  
зміни аеродинамічного стану зовнішнього обводу  
ЛА у польоті у внутрішню порожнину елементів  
конструкції ЛА вбудовано п датчиків лінійних прис-  
корень та m датчиків кутових швидкостей (кутових  
прискорень), а як класифікатор (блока обробки)  
типових пошкоджень використовується нейронна  
мережа.

Корисна модель належить до галузі авіаційної  
техніки, зокрема, до систем діагностування зовні-  
шнього обводу літального апарата (ЛА) у польоті.

Відома система виявлення пошкоджень в  
структурі матеріалу. заснована на шарі спеціаль-  
ного покриття, яка містить непрозорі капсули ч  
кольоровим наповнювачем [1]. При механічному  
впливі на зовнішній обвід ЛА, місце пошкодження  
матеріалу приймає специфічний колір.

Недоліком даної системи є неможливість ви-  
значення типу пошкодження за допомогою контр-  
ольно-вимірювальної апаратури у польоті.

Відома система перевірки місця знаходження  
структурних пошкоджень зовнішнього обводу ЛА  
заснована на методі акустичної емісії [2], яка пра-  
цює через визначені проміжки часу виключно при  
стаціонарному знаходженні літака у ангарі.

Недоліком даного методу є неможливість ви-  
значення типу та моменту раптової появи пошко-  
дження ЛА у польоті, тому що джерело акустичних  
хвиль закріплюється на зовнішній поверхні літака і  
є пересувним у наземних умовах.

Відома система знаходження структурних по-  
шкоджень зовнішньої обшивки ЛА, яка заснована  
на шарі конденсаторів інтегрованих в матеріал  
обшивки ЛА та контролера, що визначає зміну  
напруги (ємності) конденсаторів в залежності від  
місця раптового виникнення пошкодження і відо-  
бражає діагностичну інформацію оператору [3].

Недоліком даної системи є ускладнена техніч-  
на реалізація і висока собівартість даної системи

діагностування зовнішнього обводу ЛА, крім того  
вона є пожежонебезпечною при визначених кла-  
сах пошкоджень.

Як прототип розглядається відома система ді-  
агностування пошкоджень композитних матеріалів  
ЛА, опис якої наведено у статі [4]. Дана система  
ґрунтується на використанні механолюмінесцент-  
них датчиків (МХД), які вбудовані в композитний  
матеріал і з'єднанні між собою оптичним джгутом.  
МХД перетворюють енергію механічного удару в  
оптичне випромінювання, що передається по ква-  
рцовим волокнам. Запропонована система містить  
наступні елементи: МХД, оптичний канал зв'язку,  
фотоприймальний пристрій, а також блок обробки  
інформації.

Недоліком даної системи є неможливість її ви-  
користання для діагностування аеродинамічного  
стану традиційних авіаційних алюмінієвих сплавів,  
а також фіксації моменту виникнення типового  
пошкодження зовнішнього обводу ЛА. У блоці об-  
робки інформації неможливо створювати "базу  
даних" типових пошкоджень для їх класифікації.

Задачею корисної моделі є забезпечення під-  
вищення достовірності та точності діагностичної  
інформації про місце, ступінь та момент раптового  
виникнення пошкодження зовнішнього обводу ЛА у  
польоті, а також затримки реакції на нього для  
запобігання розвитку особливої ситуації, що скла-  
лась та переходу її в катастрофічну.

Рішення поставленої задачі досягається тим,  
що у внутрішню порожнину елементів конструкції

(19) **UA** (11) **62925** (13) **U**

ЛА вмонтовано п датчиків лінійного прискорення та m датчиків кутового прискорення. Сигнал з кожного окремого датчика лінійних та кутових швидкостей (кутових прискорень) надходить до класифікатора типових пошкоджень, який розпізнає отримане пошкодження зовнішнього обводу ЛА у польоті згідно з його "базою даних". Як класифікатор використовується нейронна мережа.

Сутність корисної моделі пояснюється спрощеною схемою, де на Фіг. 1 зображено: блок живлення постійною напругою, блок живлення змінною напругою, група датчиків (2), яка включає п датчиків лінійного прискорення ДЛПММ 3-50, де цифра в назві датчика визначає кратність діапазону вимірювання прискорення вільного падіння, які вмонтовані у передню кромку крила, група датчиків (3), яка включає п датчиків лінійного прискорення ДЛПММ 3-50, які вмонтовані у задню кромку у районі частин механізації крила, група датчиків (5), яка включає m датчиків кутових прискорень ДКПТУ 3606, які вмонтовані у внутрішню порожнину елементів конструкції ЛА, класифікатор типових пошкоджень зовнішнього обводу ЛА (6).

Схема з'єднання блоків живлення, датчиків лінійних та кутових швидкостей (прискорень) і класифікатора типових пошкоджень системи, наведено на Фіг.2. Виходи (1) датчиків груп А та Б з'єднані між собою та під'єднані до виходу 0 блока живлення постійного струму. Виходи (2) датчиків груп А та Б з'єднані між собою та підключені до виходу +12В блока живлення постійного струму. Виходи (3) датчиків груп А та Б з'єднані між собою і підключені до виходу -12В блока живлення постійного струму. Виходи (1) та (2) датчиків групи В з'єднані між собою відповідно та підключені до виходів 36В (фаза та нуль відповідно) блока живлення змінного струму. У разі виникнення типового пошкодження на виходах (4) кожного окремого датчика виникає значення сигналу. Значення сигналу надходить на класифікатор типових пошкоджень, який обробляє його згідно з "базою даних" типових пошкоджень і визначає тип пошкодження.

Таким чином, введення в систему автоматичного діагностування аеродинамічного стану зовнішнього обводу ЛА, п датчиків лінійного та m датчиків кутової швидкості (прискорення) дозволяє

підвищити точність визначення місця, ступеня та моменту виникнення раптових пошкоджень зовнішнього обводу ЛА у польоті, а за допомогою нейронної мережі визначати тип пошкодження.

Приклад: Для моделювання типових пошкоджень елементу крила використовувалось 2 датчики ДЛПММ-30 (група А), які вмонтовані в передню кромку елемента крила, 2 датчики ДКПТУ 3606 (група Б), які вмонтовані у внутрішню порожнину елемента крила, а також 2 датчики ДЛПММ-30 (група В), які вмонтовані в задню кромку елемента крила (Фіг. 3). Геометричні параметри імітацій типових пошкоджень приведені на схемі (Фіг. 4). У якості прикладу наведено осцилограму з датчика ДЛПММ-30 (1) групи А для експерименту номер 10. Імітація польоту здійснювалась продувкою елемента крила в аеродинамічній трубці НАУ (Фіг. 5). Труба УТАД-2 НАУ - замкнутого типу з еліптичною в перерізі відкритою робочою частиною розмірами 750 × 450 × 900 мм. Максимальна швидкість потоку в робочій частині становить 30 м/с, максимальна потужність приводу - 2 кВт. Результати експериментальних досліджень (значення сигналів з кожного датчика) при моделюванні різних типових пошкодженнях передньої кромки елемента крила зведено у таблиці 1 (Фіг. 6).

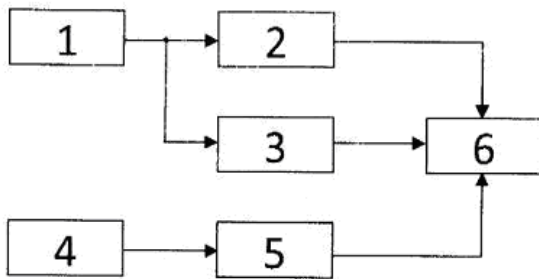
Джерела інформації:

1.UK Patent application GB2194062A.Detection of damage in materials.Date of filling14Aug1987.G01N21/88.

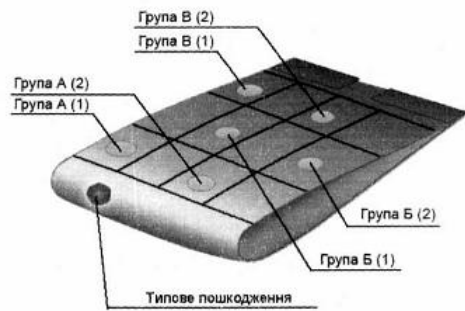
2.UK Patent application GB2442389A.Verifying the location of structural damage by detecting acoustic emissions.Date of filling15072004.G01N29/14.

3.UK Patent application GB2435519A.Capacitive sensor for sensing structural damage.Date of filling14022007.G01N27/22,GO1N27/24... G01M3/40.

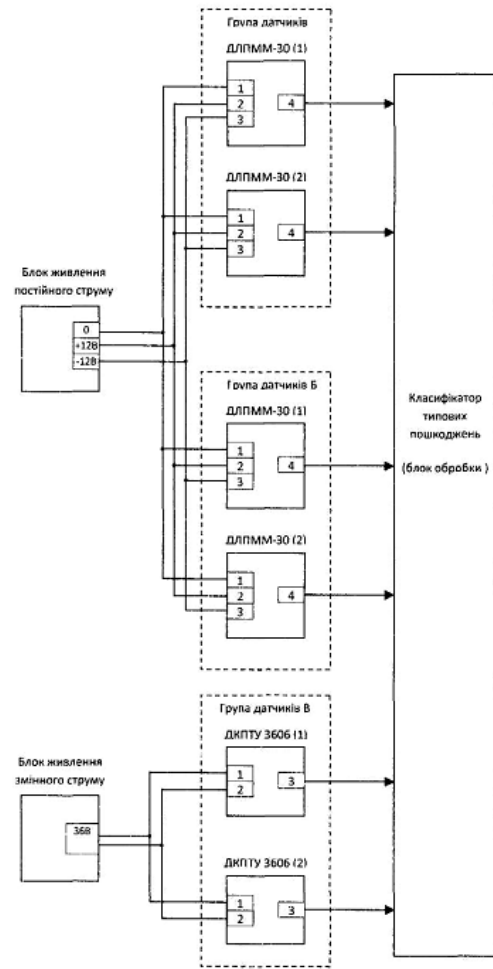
4. Механолюминисцентные датчики внутренних напряжений композитных конструкций для современной аэрокосмической техники. Н.Ю.Макарова, К.В.Тамтышевский, Владимирский государственный институт. Авиакосмическое приборостроение, 2007 г. № 4, стр. 26-32.



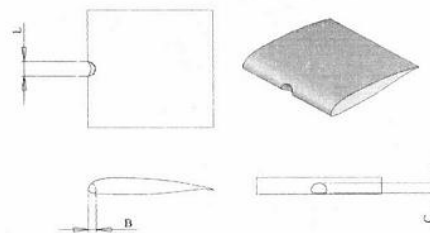
Фиг. 1



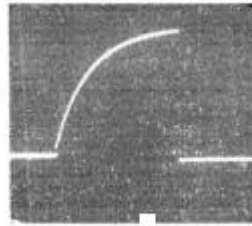
Фиг. 3



Фиг. 2



Фиг. 4



Фіг. 5

Таблиця 1.

№ п/п	Розміри типового пошкодження			Група А		Група Б		Група В	
	Ширина (L), мм	Глибина (В), мм	Висота (С), мм	Значення сигналу від ДЛПММ-30 (1), В	Значення сигналу від ДЛПММ-30 (2), В	Значення сигналу від ДКПТУ 3606 (1), В	Значення сигналу від ДКПТУ 3606 (2), В	Значення сигналу від ДЛПММ- 30 (1), В	Значення сигналу від ДЛПММ- 30 (2), В
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	4,5	4,5	4,5	0,25	0,08	0,19	0,11	0,04	0,03
3	8	8	5	0,44	0,15	0,34	0,20	0,07	0,06
4	10	10	10	0,56	0,19	0,43	0,24	0,08	0,08
5	14	14	12	0,78	0,26	0,60	0,34	0,12	0,11
6	18	16	14	1,00	0,33	0,77	0,44	0,15	0,14
7	24	20	14	1,33	0,44	1,03	0,59	0,20	0,18
8	28	23	20	1,56	0,52	1,20	0,68	0,23	0,21
9	32	25	28	1,78	0,59	1,37	0,78	0,27	0,24
10	36	25	28	2,00	0,67	1,54	0,88	0,30	0,27

Фіг. 6