



МІНІСТЕРСТВО
ЕКОНОМІЧНОГО
РОЗВИТКУ І ТОРГІВЛІ
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **120388** (13) **U**
(51) МПК (2017.01)
G01M 5/00

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(21) Номер заявки: **u 2017 05282**
(22) Дата подання заявки: **30.05.2017**
(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: **25.10.2017**
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: **25.10.2017, Бюл.№ 20**

(72) Винахідник(и):
Комаров Володимир Олександрович (UA),
Ткаченко Володимир Анатолійович (UA),
Галушка Володимир Іванович (UA),
Осман Ельвіс Сірабнович (UA),
Панахно Роман Валерійович (UA),
Романюк Микола Дмитрович (UA),
Кушнір Віктор Андрійович (UA),
Урбан Андрій Віталійович (UA),
Євтушенко Андрій Олександрович (UA),
Дударенко Ілля Сергійович (UA),
Тражуков Євген Юрійович (UA),
Кузюма Дмитро Геннадійович (UA),
Якубович Сергій Романович (UA),
Федунець Андрій Васильович (UA)

(73) Власник(и):
Комаров Володимир Олександрович,
пр. Генерала Ватутіна, 4, кв. 66, м. Київ,
02228 (UA),
Ткаченко Володимир Анатолійович,
вул. Медова, 1, кім. 15, м. Київ-48, 03048
(UA),
Галушка Володимир Іванович,
вул. Медова, 1, кім. 16, м. Київ-48, 03048
(UA)

(54) СПОСІБ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРУЖНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ТОНКОСТІННИХ КОНСОЛЬНО ЗАКРІПЛЕНИХ КОНСТРУКЦІЙ ЛІТАКА

(57) Реферат:

Спосіб дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака включає в додатку до консольно закріпленої конструкції літака крила навантажуючої сили і вимірі лінійних переміщень у кожному досліджуваному поперечному перетині згаданого крила в точках його поверхні, що лежать в одній площині та на одній прямій, паралельній лінії дії зазначеної навантажуючої сили, по яких судять про додаток навантажуючої сили в точку центра жорсткості перетину зазначеного крила. Навантажуючу силу прикладають до нижньої або до верхньої поверхні крила, навантажуючу силу прикладають до крила, безупинно переміщуючи її уздовж контуру кожного досліджуваного перетину крила без зміни напрямку дії сили як по одній поверхні профілю крила, так і по другій поверхні, й одночасно заміряючи переміщення профілю крила в будь-яких двох зазначених точках перетину, що лежать на максимальній віддаленості одна від другої. Вимір лінійних переміщень здійснюють в площині додавання до крила навантажуючої сили або в площинах паралельній зазначеній площині, переміщення навантажуючої сили уздовж профілю крила здійснюють до встановлення рівності між величинами переміщень, які вимірюють, у цих двох точках на зазначеному крилі, а положення точки контакту силозбуджувача з однією з поверхонь крила при цьому вважають однією з точок на поверхні профілю крила, що належить прямій, яка проходить через точку на осі жорсткості

UA 120388 U

досліджуваного крила у його перетині, в якому проводять додавання до крила навантажуючої сили і вимір лінійних переміщень.

Корисна модель належить до галузі авіації, зокрема до способів дослідження пружних властивостей авіаційних конструкцій, а саме до способів дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака, зокрема крила літака, за допомогою спеціальних методик та пристроїв для їх реалізації і може бути застосований для

діагностування конструкцій літального апарата в польоті.
Необхідність визначення технічних характеристик авіаційних конструкцій (а саме крила літака) для прийняття рішення щодо продовження терміну експлуатації літаків з пошкодженнями без проведення ремонту (експлуатація за технічним станом) є дуже актуальним чинником при підготовці авіаційної техніки до застосування. Відомі пристрої та комплекси для технічної діагностики авіаційних конструкцій не дозволяють за короткий термін визначити придатність техніки для подальшої експлуатації (при наявності втомлюваних пошкоджень) при проведенні поверхневого ремонту конструкцій. Можливі деформації несучих поверхонь, наприклад крила, кіля або горизонтального оперення, можуть призвести до погіршення льотно-технічних характеристик літака.

Відомий спосіб дослідження пружних/жорсткісних властивостей консольно закріплених авіаційних конструкцій, який полягає в навантаженні конструкції типу крило, стабілізатор, киль шляхом порушення у ній коливань і виміру амплітуд вібропереміщень конструкції [1].

Недоліками відомого способу дослідження пружних властивостей авіаційних конструкцій є те, що за допомогою цього способу можна визначити тільки переміщення контрольних точок, а координати осі жорсткості в досліджуваному перетині конструкції не визначаються.

Найбільш близьким технічним рішенням як за суттю, так і за задачею, що вирішується, яке вибрано за найближчий аналог (прототип), є спосіб дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака, який полягає в додаванні до консольно закріпленої конструкції літака, а саме крила літака, навантажуючої сили і вимірі лінійних переміщень у кожному досліджуваному поперечному перетині згаданого крила в точках його поверхні, що лежать в одній площині та на одній прямій, паралельній лінії дії зазначеної навантажуючої сили, по яких судять про додаток навантажуючої сили в точку центра жорсткості перетину зазначеного крила літака [2].

До недоліків відомого способу дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака, який вибрано за найближчий аналог (прототип), належить те, що вимірюють лінійні переміщення конструкції в точках, які лежать/розташовано на одній прямій, що знаходиться в площині дії навантажуючої сили, але при цьому не визначають координати центру жорсткості перетину, які належать осі жорсткості крила, по зміні координат якої (відносно отриманих на завідомо неушкодженій конструкції, і які приймають за еталонні) отримують інформацію щодо наявності ушкоджень у силових елементах конструкції крила.

В основу корисної моделі поставлена задача шляхом усунення недоліків прототипу забезпечити визначення координат осі жорсткості консольно закріплених авіаційних конструкцій, зокрема крила літака, які надають інформацію щодо характеристик жорсткості крила по їх зміні відносно координат, визначених на завідомо неушкодженій конструкції.

Поставлена задача вирішується тим, що у способі дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака, який полягає в додаванні до консольно закріпленої конструкції літака, а саме крила літака, навантажуючої сили і вимірі лінійних переміщень у кожному досліджуваному поперечному перетині згаданого крила в точках його поверхні, що лежать в одній площині та на одній прямій, паралельній лінії дії зазначеної навантажуючої сили, по яких судять про додаток навантажуючої сили в точку центра жорсткості перетину зазначеного крила, полягає в тому, що навантажуючу силу прикладають до нижньої або до верхньої поверхні крила, навантажуючу силу прикладають до крила, безупинно переміщуючи її уздовж контуру кожного досліджуваного перетину крила без зміни напрямку дії сили як по одній поверхні профілю крила, так і по другій поверхні, й одночасно заміряючи переміщення профілю крила в будь-яких двох зазначених точках перетину, що лежать на максимальній віддаленості одна від другої. Суть корисної моделі полягає і в тому, що вимір лінійних переміщень здійснюють або в площині додавання до крила навантажуючої сили, або в площинах паралельній зазначеній площині, переміщення навантажуючої сили уздовж профілю крила здійснюють до встановлення рівності між величинами переміщень, які вимірюються, у цих двох точках на зазначеному крилі, а положення точки контакту силозбуджувача з однією з поверхонь крила при цьому вважають однією з точок на поверхні профілю крила, що належить прямій, яка проходить через точку на осі жорсткості досліджуваного крила у його перетині, в якому проводять додавання до крила навантажуючої сили і вимір лінійних переміщень.

Суть корисної моделі полягає також і в тому, що вимір лінійних переміщень здійснюють переважно у точках на нижній або верхній поверхнях профілю крила, що знаходяться в районі

носка та хвостовика профілю зазначеного крила, відповідно до умов прикладання навантажуючої сили, а навантажуючу силу прикладають за умови, що тиск у пневматиках шасі літака та кількість палива в паливних баках крила відповідає значенням, прийнятим за еталонні при першому виміру лінійних переміщень на явно неушкоджені крилі цього літака.

Порівняльний аналіз технічного рішення з прототипом дозволяє зробити висновок, що спосіб дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака (що заявляється), відрізняється тим, що навантажуючу силу прикладають до нижньої або до верхньої поверхні крила, навантажуючу силу прикладають до крила, безупинно переміщуючи її уздовж контуру кожного досліджуваного перетину крила без зміни напрямку дії сили як по одній поверхні профілю крила, так і по другій поверхні, й одночасно заміряючи переміщення профілю крила в будь-яких двох зазначених точках перетину, що лежать на максимальній віддаленості одна від другої, вимір лінійних переміщень здійснюють або в площині додавання до крила навантажуючої сили, або в площинах, паралельних зазначеній площині, переміщення навантажуючої сили уздовж профілю крила здійснюють до встановлення рівності між величинами переміщень, які вимірюються, у цих двох точках на зазначеному крилі, положення точки контакту силосбуджувача з однією з поверхонь крила при цьому вважають однією з точок на поверхні профілю крила, що належить прямій, яка проходить через точку на осі жорсткості досліджуваного крила у його перетині, в якому проводять додавання до крила навантажуючої сили і вимір лінійних переміщень, вимір лінійних переміщень здійснюють переважно у точках на нижній або верхній поверхнях профілю крила, що знаходяться в районі носка та хвостовика профілю зазначеного крила, відповідно до умов прикладання навантажуючої сили, а навантажуючу силу прикладають за умови, що тиск у пневматиках шасі літака та кількість палива в паливних баках крила відповідає значенням, прийнятим за еталонні при першому вимірі лінійних переміщень на завідомо неушкоджені крилі цього літака.

Таким чином, спосіб дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака (що заявляється), відповідає критерію корисної моделі "новизна".

Спосіб дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака (що заявляється) здійснюють таким чином.

До досліджуваного крила літака (будь-якого типу), у деякому його поперечному перетині прикладають навантажуючу силу в напрямку осі (та в площині, що проходить по точках, у яких будуть вимірюватися лінійні переміщення крила під дією навантажуючої сили), наприклад, за перший перетин вибирають перетин у безпосередній близькості до закінцівки крила, а переміщення навантажуючої сили здійснюють від носка крила до хвостовика профілю крила - як варіант технологічного процесу.

Навантажуючи силу прикладають до крила літака двома способами:

- до нижньої поверхні крила;
- до верхньої поверхні крила

За першим варіантом прикладання навантажуючої сили до нижньої поверхні крила, зазначену навантажуючу силу прикладають до нижньої поверхні крила в перетині, який паралельний поздовжній осі літака. Під дією сили перетин (профіль крила) переміщується вгору і займає положення з вигином закінцівки крила (і крила в цілому) вгору. Шляхом прикладання навантажуючої сили до нижньої поверхні крила забезпечують передачу сили реакції навантажуючої сили на жорстку поверхню крила літака.

За другим варіантом прикладання навантажуючої сили до верхньої поверхні крила, зазначену навантажуючу силу прикладають до верхньої поверхні крила в перетині, який паралельний поздовжній осі літака. Під дією сили перетин (профіль крила) переміщується вниз і займає положення з вигином закінцівки крила (і крила в цілому) вниз. Шляхом прикладання навантажуючої сили до верхньої поверхні крила забезпечують усунення фактора впливу дії сили ваги власної конструкції крила на пристрій прикладання навантажуючої сили (одна зі складностей, що пов'язані з визначенням вектора переміщень точок конструкції крила під навантаженням. Складність визначення вектора переміщень точок конструкції крила під навантаженням полягає в тому, що ще до того, як до конструкції (крила) прикладена навантажуюча сила, вона (конструкція) вже zdeформована під дією сили власної ваги. Інша складність полягає в тому, що в загальному випадку конструкція (крило) під навантаженням може не тільки піддаватися деформації згину, а ще й закручуватися відносно осі жорсткості. Якщо точка, у якій вимірюється переміщення, не лежить на осі жорсткості, вимірюване переміщення не є деформацією згину і не може використовуватися для визначення жорсткості на згин. До того ж точному вимірюванню деформацій згину можуть завадити деформації вузлів кріплення конструкції (крила), якщо вони недостатньо жорсткі);

У будь-яких двох точках досліджуваного перетину, що лежать на одній прямій (і розташовані на максимальній відстані одна від другої, наприклад, на носку і на хвостовику профілю крила), яка є паралельною лінії дії навантажуючої сили, вимірюють величини n_1 та n_2 лінійних переміщень у заданих точках (відповідно, в точці на носку і в точці на хвостовику профілю крила) і порівнюють їх. Наприклад, прикладання навантажуючої сили у цих точках надало переміщення зазначених вище точок з величинами $n_1 > n_2$ ($n_1 \neq n_2$) лінійних переміщень.

Далі шліхом безперервного переміщення навантажуючої сили в площині, в якій розташовані зазначені вище точки на носку і на хвостовику профілю крила, зазначену навантажуючи силу прикладають в іншій точці цього ж перетину крила (на іншій відстані від попередньої точки відносно точки на носку крила). У даний момент вимірюють поточні величини n_1 та n_2 лінійних переміщень і порівнюють їх. Шляхом прикладання навантажуючої сили до крила при її безупинному переміщенні уздовж контуру кожного досліджуваного перетину крила без зміни напрямку дії сили забезпечують точність фіксації моменту "чистого" вигину крила (коли всі точки перетину крила перемістилися на однакову відстань), що свідчить про проходження вектора навантажуючої сили через точку центра жорсткості перетину, яка належить осі жорсткості крила у даному перетині. Також шляхом безупинного переміщення точки прикладання навантажуючої сили як по одній поверхні профілю крила, так і по другій поверхні, забезпечують точність фіксації моменту "чистого" вигину крила (у вихідному стані, коли зовнішнє навантаження ще не прикладене, конструкція вже деформована під дією сили власної ваги. Щоб виключити цю деформацію здійснюють принцип незалежності дії сил та принцип суперпозиції, за якими деформації вузлів крила під дією сили ваги (вихідний стан) і деформації цих же вузлів під дією зовнішнього навантаження складаються). Таким чином шляхом отримання показників рівності між переміщеннями, які вимірюються, у зазначених двох точках на крилі, визначають точку прикладання навантажуючої сили, в якій відбувся "чистий" вигін крила, і яка є однією з точок на поверхні профілю крила в перетині, в якому проводять додавання до крила навантажуючої сили і вимір лінійних переміщень, і яка належить прямій, що є проекцією осі жорсткості досліджуваного крила (на поверхню, до якої прикладається навантажуюча сила).

Якщо при цьому величина різниці між величиною n_1 і величиною n_2 збільшується ($n_1 >> n_2$), то навантажуючу силу прикладають у точці, що лежить по інший бік від точки попереднього виміру переміщень, наприклад, на відстані, що більша за попередню відносно точки, з якої почали здійснювати вимір переміщень. При цьому різниця n_1 і n_2 буде зменшуватися. Таким чином шляхом одночасного виміру переміщення профілю крила в будь-яких двох зазначених точках перетину, що лежать на максимальній віддаленості одна від другої (відносно або теоретично визначеної осі жорсткості крила, або теоретично визначеної середньої лінії крила) забезпечують підвищення величини переміщень зазначених точок, в яких знімаються показники переміщення крила, чим підвищується точності виміру зазначених показників.

Навантажуючу силу безупинно переміщують уздовж контуру досліджуваного перетину без зміни напрямку дії сили, міряючи переміщення в точках, відповідно, на носку крила і на хвостовику профілю крила доти, поки лінійні переміщення n_1 та n_2 не вирівнюються ($n_1 = n_2$). У цьому випадку відбудеться "чистий" вигін конструкції, а саме, крила, що характеризується тим, що при додатку навантаження до точки, що знаходиться на осі жорсткості, всі точки цього перетину крила перемістяться на однакову величину n .

Точка додатку навантажуючої сили при виконанні рівності переміщень контрольних точок ($n_1 = n_2$), відповідно, на носку крила і на хвостовику профілю крила, що розташовані в площині прикладання навантажуючої сили, і є абсцисою центру жорсткості досліджуваного перетину. Для визначення ординати центру жорсткості навантажуючу силу прикладають до перетину у напрямку, перпендикулярному виконаному. Таким чином шляхом виміру лінійних переміщень переважно у точках (на нижній або верхній поверхнях профілю крила), що знаходяться в районі носка та хвостовика профілю зазначеного крила, забезпечують винос зазначених точок на максимальне віддалення одна від другої, що, у свою чергу, дозволяє підвищити величини переміщень точок, в яких знімаються показники переміщення крила, для підвищення точності виміру зазначених показників.

При переході точки прикладання до крила навантажуючої сили за центр жорсткості досліджуваного перетину, лінійні переміщення n_1 та n_2 будуть змінюватися і будуть становити $n_1 < n_2$ ($n_1 \neq n_2$). Якщо при цьому величина різниці зменшується ($n_1 << n_2$), то силу прикладають у точці, що лежить по інший бік від точки попереднього прикладання навантажуючої сили, наприклад, в інший бік доти, доки показники переміщень точок на носку крила і на хвостовику профілю крила знов не зрівнюються ($n_1 = n_2$).

Після цього переходять до наступного перетину (наприклад, до перетину що лежить далі від за кінцівки крила по розмаху крила на деякій відстані від першого перетину, в якому були

проведені дослідження центру жорсткості перетину), у якому також визначають координати центру жорсткості згідно з викладеною вище методикою. Шляхом здійснення виміру лінійних переміщень в площині, паралельній площині переміщення навантажуючої сили, забезпечується можливість встановлення пристроїв виміру лінійних переміщень зовні пристрою, який здійснює навантаження крила.

Таким чином проводять дослідження у наступних перетинах, все більше віддаляючись від закінцівки крила за його розмахом, визначаючи центр жорсткості крила у кожному з перетинів.

З'єднуючи центри жорсткості окремих перетинів уздовж розмаху крила, визначають вісь жорсткості досліджуваного крила (в проекції на нижню поверхню крила).

Таким чином шляхом прикладання навантажуючої сили за умовами, що тиск у пневматиках шасі літака та кількість палива в паливних баках крила відповідає значенням, прийнятим за еталонні при першому вимірі лінійних переміщень на завідомо неушкоджені крилі цього літака, забезпечують проведення навантаження при одних і тих же умовах, що підвищує "чистоту" експерименту (на конструкцію опор при постановці задачі точного вимірювання деформацій вигину крила накладають вимоги абсолютної жорсткості. Оскільки досягнути цього неможливо, деформації опор, навіть незначні, слід враховувати, а саме проводити випробування при одному і тому ж тиску у пневматиках шасі. Також вимір лінійних переміщень треба проводити при однаковій масі палива в паливних баках крила тому, що викачати паливо з баку до "нуля" практично неможливе, а заповнити до деякої величини, яку можна точно визначити по показчику палива, не представляє труднощів в умовах експлуатації, включаючи бойові дії).

Після виконання зазначеного вище комплексу технологічних операцій, що являють собою суть способу визначення характеристик жорсткості крила літака неруйнівним методом в умовах експлуатації та ведення бойових дій, який заявляється, при якому навантажуючу силу прикладають до нижньої поверхні профілю крила, здійснюють комплекс технологічних операцій, згідно з якими навантажуючу силу прикладають до верхньої поверхні профілю крила, при цьому методика виконання способу визначення характеристик жорсткості крила літака неруйнівним методом в умовах експлуатації та ведення бойових дій, який заявляється, аналогічна приведеній вище.

Таким чином отримують в результаті досліджень проекцію осі жорсткості крила (за його розмахом) на верхню поверхню зазначеного крила.

Експериментальні дослідження, які були проведені на різних типах літаків (МіГ-21, МіГ-23, МіГ-27, МіГ-29, Су-24, Су-25, АН-12, Іл-76, Л-39, Л-29, Мясіщев М.17 "Геофізика" з розмахом крила більше 35 метрів тощо), крила яких мають різну конфігурацію на вигляді в плані та товщину профілю за розмахом крила, показали, що використання корисної моделі дозволяє визначати положення осі жорсткості крила (або будь-якої іншої тонкостінної консольно закріпленої конструкції літака, наприклад стабілізатора, кіля), із точністю до 0,05 % хорди крила (похибка 0,5...1 мм на 1 м погонний перетину - профілю крила) (така похибка обумовлена рухом повітря при знаходженні літака на відкритій площадці аеродрому). При знаходженні літака в закритому приміщенні похибка положення осі жорсткості крила практично дорівнює "нулю".

Підвищення ефективності застосування способу дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака, у порівнянні з прототипом, досягається за рахунок того, що навантажуючу силу безупинно переміщують уздовж контуру (профілю) кожного досліджуваного перетину крила літака, здійснюючи одночасно вимір лінійних переміщень у зазначених точках до того моменту, коли обмірювані в двох точках лінійні переміщення не зрівнюються (тобто відбудеться "чистий" вигин конструкції), і по точках додавання цієї навантажуючої сили до конструкції визначають координати осі жорсткості конструкції - крила літака.

Джерела інформації:

1. "Справочник машиностроителя", том 3, под ред. С.В. Серенсена, М., Машгиз, 1962, стор. 406-407 - аналог.

2. Обзор ЦАГИ, 1970, № 315, стор. 92-93 – прототип.

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

1. Спосіб дослідження пружних властивостей тонкостінних консольно закріплених конструкцій літака, що включає в додатку до консольно закріпленої конструкції літака крила навантажуючої сили і вимірі лінійних переміщень у кожному досліджуваному поперечному перетині згаданого крила в точках його поверхні, що лежать в одній площині та на одній прямій паралельній лінії дії зазначеної навантажуючої сили, по яких судять про додаток навантажуючої сили в точку центра

- жорсткості перетину зазначеного крила, який **відрізняється** тим, що навантажуючу силу прикладають до нижньої або до верхньої поверхні крила, навантажуючу силу прикладають до крила, безупинно переміщуючи її уздовж контуру кожного досліджуваного перетину крила без зміни напрямку дії сили як по одній поверхні профілю крила, так і по другій поверхні, й
- 5 одночасно заміряючи переміщення профілю крила в будь-яких двох зазначених точках перетину, що лежать на максимальній віддаленості одна від другої, при цьому вимір лінійних переміщень здійснюють або в площині додавання до крила навантажуючої сили, або в площинах паралельній зазначеній площині, переміщення навантажуючої сили уздовж профілю крила здійснюють до встановлення рівності між величинами переміщень, які вимірюються, у цих
- 10 двох точках на зазначеному крилі, а положення точки контакту силозбуджувача з однією з поверхонь крила при цьому вважають однією з точок на поверхні профілю крила, що належить прямій, яка проходить через точку на осі жорсткості досліджуваного крила у його перетині, в якому проводять додавання до крила навантажуючої сили і вимір лінійних переміщень.
- 15 2. Спосіб за п. 1, який **відрізняється** тим, що вимір лінійних переміщень здійснюють переважно у точках на нижній або верхній поверхнях профілю крила, що знаходяться в районі носка та хвостовика профілю зазначеного крила, відповідно до умов прикладання навантажуючої сили.
3. Спосіб за п. 1, який **відрізняється** тим, що навантажуючу силу прикладають за умови, що тиск у пневматиках шасі літака та кількість палива в паливних баках крила відповідає значенням, прийнятим за еталонні при першому виміру лінійних переміщень на явно
- 20 неущкоджені крилі цього літака.

Комп'ютерна верстка Г. Паяльніков

Міністерство економічного розвитку і торгівлі України, вул. М. Грушевського, 12/2, м. Київ, 01008, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601