



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 82462

(13) C2

(51) МПК (2006)

F01D 21/00

G01H 1/00

G01M 1/22 (2007.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(54) СПОСІБ І СИСТЕМА ДЛЯ ВИЯВЛЕННЯ УШКОДЖЕННЯ РОТОРА ДВИГУНА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА І ДВИГУН ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

1

(21) 2003054893

(22) 28.05.2003

(24) 25.04.2008

(31) 0206530

(32) 28.05.2002

(33) FR

(46) 25.04.2008, Бюл.№ 8, 2008 р.

(72) КОМПЕРА ПАТРИК, ЕВАН ФІЛІПП

(73) СНЕКМА МОТЕРС, СНЕКМА СЕРВІС

(56) US 6098022, G01M1/16, G06F19/00,
01.08.2000

US 4435770, G06F15/46, G01N29/00 06.03.1984

EP 1118920, G05B23/02, 25.07.2001

US 6263738, G01H1/00, 24.07.2001

US 5258923, G01M7/00, 02.11.1993

US 4453407, G01M1/22, 12.06.1984

(57) 1. Спосіб виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата, який включає вимірювання вібрації і швидкості для збору даних, які характеризують швидкість обертання ротора, а також амплітуду і фазу його вібрації під час контролюваного польоту, який **відрізняється** тим, що зібрані дані, на основі зібраних даних обчислюють середній вектор вібрації в вибраному інтервалі швидкостей обертання ротора, причому амплітуда зазначеного інтервалу швидкостей обертання ротора відповідає значенню, що становить від 1% до 10% номінальної швидкості обертання ротора, обчислюють різницю векторів між середнім вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для вибраного інтервалу швидкостей обертання ротора, обчислюють модуль різниці векторів з попередньо заданою граничною величиною, генерують сигнал тривоги, якщо модуль зазначеної різниці векторів перевищує попередньо задану граничну величину, та тим, що зазначені операції виконують за результатами контрольованого польоту.

2. Спосіб за п. 1, який **відрізняється** тим, що додатково обчислюють другу різницю векторів між кожним вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту

2

для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора, обчислюють модуль другої різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, для вибору найбільшого модуля, порівнюють найбільший модуль з попередньо заданою граничною величиною та генерують сигнал тривоги, якщо найбільший модуль перевищує попередньо задану граничну величину.

3. Спосіб за п.1, який **відрізняється** тим, що додатково обчислюють третю різницю векторів між кожним вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора, обчислюють модуль третьої різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, для вибору найбільшого модуля, порівнюють найбільший модуль з попередньо заданою граничною величиною, генерують сигнал тривоги, якщо найбільший модуль перевищує попередньо задану граничну величину.

4. Спосіб за пп.1-3, який **відрізняється** тим, що контрольний політ відповідає польоту, який передують контрольованому польоту.

5. Спосіб за пп.1-3, який **відрізняється** тим, що контрольний політ відповідає польоту, який зв'язаний зі стандартним контрольним двигуном.

6. Спосіб за пп. 1-4, який **відрізняється** тим, що додатково передбачає крок відновлення середніх векторів контрольованого польоту на основі даних контрольованого польоту, якщо модуль чи найбільший модуль різниці векторів не перевищує попередньо заданої граничної величини.

7. Спосіб за пп.1-6, який **відрізняється** тим, що граничну величину модуля різниці векторів попередньо задають відповідно до розташування засобів вимірювання вібрації і вибирають в інтервалі (5.08 μm – 12.70 μm (2 mils – 5 mils)) 50-825 мкм.

8. Система виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата, який оснащено засобами вимірювання вібрації і швидкості для збору даних, які характеризують швидкість обертання ротора, а

(13) C2

(11) 82462

(19) UA

також амплітуду і фазу його вібрації під час контрольованого польоту, яка **відрізняється** тим, що містить засіб зчитування зібраних даних, засіб обчислення векторів вібрації як функції швидкості обертання ротора, засіб обчислення інтервалів швидкості обертання ротора на основі зібраних даних, засіб обчислення середнього вектора вібрації в вибраному інтервалі швидкостей обертання ротора на основі зібраних даних, причому зазначений інтервал швидкостей обертання ротора відповідає від 1% до 10% номінальної швидкості обертання ротора, засіб обчислення різниці векторів між середнім вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для вибраного інтервалу швидкостей обертання ротора, засіб порівняння модуля різниці векторів з попередньо заданою граничною величиною, засіб генерації сигналу тривоги, якщо модуль різниці векторів перевищує граничну величину, і запам'ятовуючий засіб для збереження даних, які характеризують швидкість обертання ротора, а також амплітуду й фазу його вібрації, для їхньої обробки за результатами контрольованого польоту.

9. Система за п.8, яка **відрізняється** тим, що додатково містить засіб обчислення другої різниці векторів між кожним вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора,

засіб обчислення модуля другої різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, та вибору найбільшого модуля, засіб порівняння найбільшого модуля з попередньо заданою граничною величиною і засіб генерації сигналу тривоги, якщо найбільший модуль перевищує попередню задану граничну величину.

10. Система за п.8, яка **відрізняється** тим, що додатково містить засіб обчислення третьої різниці векторів між кожним вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора, засіб обчислення модуля третьої різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, для вибору найбільшого модуля, засіб порівняння найбільшого модуля з попередньо заданою граничною величиною і засіб генерації сигналу тривоги, якщо найбільший модуль перевищує попередню задану граничну величину.

11. Система за пп.8-10, яка **відрізняється** тим, що щонайменше один засіб вимірювання вібрації розташований у радіальній площині двигуна.

12. Двигун літального апарата, який містить компресор, оснащений першою групою обертових дисків, і турбіну, оснащену другою групою обертових дисків, який **відрізняється** тим, що містить систему виявлення згідно з пп.8-11.

13. Двигун за п.12, який **відрізняється** тим, що система виявлення містить перший засіб вимірювання вібрації на рівні першої групи обертових дисків і другий засіб вимірювання вібрації на рівні другої групи обертових дисків.

Даний винахід відноситься до виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата.

Діючи правила в цивільній авіації вимагають спостереження за вібрацією двигуна літального апарата. Це спостереження виконується звичайно за допомогою акселерометрів.

Сигнал, який надходить від кожного акселерометра, спочатку обробляється для виділення з нього частотних складових, які відповідають швидкостям обертання роторів ступеней та низького тиску і високого тиску, які входять у склад двигуна. Дані амплітуди цих складових направляються в режимі реального часу в кабінку, і деякі необхідні для контролю величини записуються в пам'ять для наступного використання. Звичайно для одного польоту в стійких умовах, які попередньо задані, записують від 5 до 10 величин. Зазначено, що ротор двигуна літального апарата ушкоджується, наприклад, при відриві лопаток, і це ушкодження залишається не виявленим через недостатню кількість отримуваних даних.

Таким чином, існує насущна потреба в системі, яка забезпечує безпомилкове виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата.

Задача, на рішення якої спрямований дійсний винахід, полягає в створенні способу виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата для забезпечення гарного функціонування двигуна і безпеки літального апарата.

Іншою задачею є забезпечення по можливості швидкої діагностики для того, щоб фахівці з технічного обслуговування могли підготуватися до вирішення виниклої проблеми.

Ще однією задачею є виконання профілактичного технічного обслуговування.

Згідно з винаходом рішення поставленої задачі досягається за рахунок створення способу виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата, який містить засоби вимірювання вібрації і швидкості для збору даних, які характеризують швидкість обертання ротора, а також амплітуду і фазу його вібрації під час контрольованого польоту. Спосіб за винаходом характеризується тим, що передбачає наступні операції:

зчитують зазначені зібрані дані, на основі зазначених зібраних даних обчислюють середній вектор вібрації в обраному інтервалі швидкостей обертання ротора,

обчислюють різницю векторів між середнім вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для обраного інтервалу швидкостей обертання ротора порівнюють модуль зазначеної різниці векторів з попередньо заданою граничною величиною, причому зазначені операції обчислення, порівняння і генерації виконують за результатами контрольованого польоту,

генерують сигнал тривоги, якщо модуль зазначеної різниці векторів перевищує зазначену граничну величину,

при цьому зазначені операції виконують за результатами контрольованого польоту.

Спосіб згідно з винаходом може також передбачати наступні операції:

обчислюють другу різницю векторів між кожним вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора,

обчислюють модуль зазначеної другої різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, для вибору найбільшого модуля,

порівнюють зазначений найбільший модуль з попередньо заданою граничною величиною,

генерують сигнал тривоги, якщо зазначений найбільший модуль перевищує попередньо задану граничну величину.

Крім того, спосіб згідно з винаходом може також передбачати наступні операції:

обчислюють третю різницю векторів між кожним вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора,

обчислюють модуль зазначеної третьої різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, для вибору найбільшого модуля,

порівнюють зазначений найбільший модуль з попередньо заданою граничною величиною,

генерують сигнал тривоги, якщо зазначений найбільший модуль перевищує попередньо задану граничну величину.

Згідно з першою особливістю винаходу контрольний політ відповідає польоту, який передує контрольованому польоту.

Згідно з другою особливістю винаходу контрольний політ відповщає польоту, який зв'язаний зі стандартним контрольним двигуном.

В оптимальному прикладі здійснення спосіб за винаходом передбачає операцію відновлення середніх векторів контрольованого польоту на основі даних контрольованого польоту, якщо зазначений модуль чи найбільший модуль різниці векторів не перевищує попередньо заданої граничної величини.

Зазначений інтервал швидкостей обертання ротора переважно відповідає від 1% до 10% номінальної швидкості обертання ротора.

Гранична величина попередньо задається згідно з розташуванням засобів виявлення вібрації і обирається в інтервалі 50-125мкм (2-5мл).

Винахід охоплює також систему виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата,

яка дозволяє здійснювати спосіб, який описаний вище.

Рішення поставленої задачі забезпечується за рахунок створення системи виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата, який оснащено засобами виміру вібрації і швидкості для збору даних, які характеризують швидкість обертання ротора, а також амплітуду і сразу його вібрації під час контрольованого польоту. Система за винаходом містить:

засіб зчитування зібраних даних,

засіб обчислення векторів вібрації як функції швидкості обертання ротора,

засіб обчислення безлічі інтервалів швидкості обертання ротора на основі зазначених зібраних даних,

засіб обчислення середнього вектора вібрації в обраному інтервалі швидкостей обертання ротора на основі зазначених зібраних даних,

засіб обчислення різниці векторів між середнім вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для обраного інтервалу швидкостей обертання ротора засіб порівняння модуля зазначеної різниці векторів з попередньо заданою граничною величиною,

засіб генерації сигналу тривоги, якщо модуль зазначеної різниці векторів перевищує зазначену граничну величину і

запам'ятовуючий засіб для збереження зазначених даних, які характеризують швидкість обертання ротора, а також амплітуду і фазу його вібрації, для їхньої обробки за результатами контрольованого польоту.

Система виявлення згідно з винаходом може також містити:

засіб обчислення другої різниці векторів між кожним вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора,

засіб обчислення модуля зазначеної другої різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, для вибору найбільшого модуля,

засіб порівняння зазначеного найбільшого модуля з попередньо заданою граничною величиною і

засіб генерації сигналу тривоги, якщо зазначений найбільший модуль перевищує попередньо задану граничну величину.

Крім того, система виявлення згідно з винаходом може також містити:

засіб обчислення третьої різниці векторів між кожним вектором вібрації контрольованого польоту і середнім вектором вібрації контрольованого польоту для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора,

засіб обчислення модуля зазначеної третьої різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, для вибору найбільшого модуля,

засіб порівняння зазначеного найбільшого модуля з попередньо заданою граничною величиною і

засіб генерації сигналу тривоги, якщо зазначений найбільший модуль перевищує попередньо задану граничну величину.

Система виявлення переважно містить щонайменше один засіб виміру вібрації, який розташований у радіальній площині двигуна.

Винахід охоплює також двигун літального апарата, який містить компресор, який оснащений першою групою обертових дисків, і турбіну, яка оснащена другою групою обертових дисків, і в який функціонує система виявлення, яка охарактеризована вище.

У доцільнішому прикладі здійснення двигуна система виявлення містить перший засіб виміру вібрації на рівні першої групи обертових дисків і другий засіб виміру вібрації на рівні другої групи обертових дисків.

Не є обмежувачими приклади здійснення дійсного винаходу будуть докладніше описані нижче з посиланнями на додані креслення, на яких на Фіг.1 зображений турбореактивний двигун літального апарата і схема системи виявлення ушкодження ротора згідно з винаходом,

Фіг.2A-2C ілюструють реєстрацію даних, які характеризують відповідно швидкість, амплітуду і фазу, які згідно з винаходом записуються в пам'ять запам'ятовуючого пристрою (ЗП),

Фіг.3 являє собою органограму, тобто блок-схему способу виявлення ушкодження ротора літального апарата згідно з винаходом,

Фіг.4 являє собою діаграму векторів вібрації, яка одержується згідно зі способом за Фіг.

Фіг.5 представляє амплітуди векторів вібрації в залежності від швидкості згідно зі способом за Фіг.3,

Фіг.6A і 6B представляють скупчення крапок, які представляють декартові координати кінців векторів вібрації і відповідні їм середні вектори для обраного інтервалу швидкостей згідно зі способом за Фіг.3,

на Фіг.7A і 7B показані різниці векторів між середніми векторами контрольного польоту і середніх векторів контрольованого польоту згідно зі способом за Фіг.3,

на Фіг.8 зображено коло, яке обмежує граничну зону згідно зі способом за Фіг.3,

на Фіг.9A і 9B показані різниці векторів між середніми векторами контрольного польоту і векторами контрольованого польоту згідно зі способом за Фіг.3,

Фіг.10 зображує органограму, тобто блок-схему варіанта способу виявлення ушкодження ротора літального апарата в ході польоту.

Відомості, які підтверджують можливість здійснення винаходу

На Фіг.1 зображена частина двигуна літального апарата, зокрема, турбореактивного двигуна. Турбореактивний двигун містить компресор 1 низького тиску і компресор 2 високого тиску, який подає стиснене повітря в камеру 3 згоряння для забезпечення беззупинного згоряння палива. Гази під високим тиском і з високою температурою виходять з високою швидкістю через реактивне сопло (не показане). Компресори приводяться в дію турбіною 4, яка забирає частину енергії стиснутого газу і перетворює її в тепло і механічну енергію. Компресор 1 містить обертову частину, чи ротор 5, нерухому частину, чи статор 6, і оболонку, чи корпус 7. Ротор містить барабан, який

утворений комплектом дисків, на яких укріплені рухливі лопатки 8. Статор утворений декількома рядами нерухомих лопаток, які можуть бути укріплені на корпусі 7.

Турбіна 4 містить одну чи кілька ступеней, причому кожна ступень складається з фат нерухомих лопаток 9a і ґрат рухливих лопаток 9b, які укріплені на диску.

При роботі турбіни різні лопатки піддаються впливу аеродинамічних зусиль. Крім того, рухливі лопатки 8 і 9b піддані впливу відцентрового зусилля, яке пропорційно квадрату швидкості обертання. Таким чином, лопатки і їхнє кріплення на диску розраховуються по розмірах на найважчі умови експлуатації.

Лопатка, яка являє собою свого роду пластину, може вібрувати з власною частотою, яка залежить від форми і розмірів лопатки і виду її кріплення на диску.

Ця вібрація може збуджуватися вихровими потоками, які зароджуються на вихідній крайці лопаток, механічними силами, які виникають у роторі, коли він має занадто великий дисбаланс, чи аеродинамічною нестабільністю. Створювана в результаті цього вібрація може викликати поломку чи втрату однієї чи декількох лопаток.

При цьому деякі ушкодження обертових деталей породжують різку зміну дисбалансу відповідного ротора і, як наслідок, вібрацію.

У загальному випадку вібрація двигунів відслідковується акселерометрами чи іншими датчиками вібрації. Кожен датчик може складатися з двох датчиків, які утворюють між собою кут, переважно кут 90°, у радіальній площині двигуна. Датчики можуть бути розміщені на корпусі 7 на рівні турбіни 4, одного з компресорів 1, 2 чи між компресорами. Зрозуміло, доцільніше, щоб датчик вібрації був розташований напроти рухливого диска чи дисків, що підлягають спостереженню.

На Фіг.1 схематично показаний перший датчик 12a вібрації, який поміщений на рівні компресора 2, і другий датчик 12b вібрації, який розміщений на рівні турбіни 4. Очевидно, що число датчиків вібрації може бути будь-яким, а їхнє розташування може бути різним.

Відомим образом кожен датчик вібрації чи інший вимірювальний засіб подає електричний сигнал, який представляє механічну вібрацію компресора чи турбіни. Після посилення і фільтрації сигнал перетворюється в цифрові дані аналого-цифровим перетворювачем для кількісного аналізу.

Крім того, датчик 16 швидкості вимірює швидкість обертання ротора, який входить до складу компресора, причому маєтья також інший датчик швидкості (не представлений), який вимірює швидкість обертання ротора, який входить до складу турбіни.

Як дуже схематично показано на Фіг.1, система виявлення ушкодження згідно з винаходом містить систему 22 обробки даних. До складу цієї системи 22 звичайним образом входить блок 23 інтерфейсу, який одержує цифрові дані від датчиків і передає їх у запам'ятовуюче пристрій (ЗП) 25 для обробки цих даних центральним блоком (ЦБ) 24. Система

обробки зв'язана з екраном і/чи з принтером, що розташовані, наприклад, у кабіні літального апарата.

На Фіг.2А-2С представлений приклад даних, які записані згідно з винаходом у ЗП 25 під час польоту. Таким чином, ЗП 25 є засобом нагромадження даних, що характеризують швидкість обертання ротора, а також амплітуду і фазу його вібрації, для їхньої обробки за результатами Фіг.2А-2С. На Фіг.2А представлена залежність 32 швидкості $N(t)$ обертання ротора від часу польоту в секундах. У цьому прикладі швидкість віднесена чи приведена до номінальної швидкості і представлена у вигляді відносної швидкості ($y\%$).

Вібрація $v(t)$ характеризується її амплітудою $A(t)$, тобто максимальним відхиленням щодо рівноважного положення, і частотою $\varphi(t)$. Таким чином, амплітуда має розмірність довжини, яка виражена тут у мікрометрах чи мілах, тобто тисячних частках дюйма, а частота може бути виражена в радіанах чи градусах у секунду. У загальному вигляді вібрація виражається як комплексна змінна з модулем $A(t)$ і аргументом $\varphi(t)$ у радіанах по формулі

$$v(t)=A(t)\exp(i\varphi(t)).$$

Таким чином, у кожний даний момент вібрація характеризується амплітудою і фазою чи кутом. Приклади за Фіг.2В і 2С представляють, відповідно, амплітуду і фазу вібрації, зареєстровані в ході контрольованого польоту.

Фіг.2В показує зміну амплітуди $A(t)$ у мілах у функції часу в секундах. Перша крива 34а $A1(t)$ представляє дані, які виміряні першим датчиком 12а вібрації. Друга крива 34b $A2(t)$ представляє дані, які виміряні другим датчиком 12b вібрації.

Фіг.2С показує зміну фази $\varphi(t)$ у градусах у функції часу в секундах. Перша крива 36а срази $\varphi1(t)$ представляє дані, виміряні першим датчиком 12а вібрації. Друга крива 36b фази $\varphi1(t)$ представляє дані, обмірювані другим датчиком 12b вібрації. Наприклад частота вимірів даних на Фіг.2А-2С складає 1с^{-1} .

Фіг.3-9В ілюструють спосіб виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата згідно з винаходом.

На Фіг.3 приведена органограма, чи блок-схема, яка ілюструє спосіб виявлення ушкодження за результатами контрольованого польоту. Спосіб здійснюється з використанням програм, які записані у ЗП 25 системи 22 обробки. Процес запускається (операція, чи крок 10) зчитуванням даних, які характеризують швидкість обертання, амплітуду і фазу вібрації ротора, які записані у ЗП 25 під час польоту.

Таким чином, по закінченні кожного польоту центральний блок ЦБ зчитує дані, які характеризують швидкість обертання ротора (Фіг.2А), а також амплітуду (Фіг.2В) і фази (Фіг.2С) вібрації, які зібрані різними засобами виміру.

На кроці 20 вібрація в момент t виражається вектором V вібрації, який визначається за значеннями амплітуди $A(t)$ і срази $\varphi(t)$ вібрації ротора в даний момент t .

Фіг.4 зображує в полярних координатах миттєву діаграму векторів $V1$ і $V2$ вібрації, які отримані, відповідно, від першого і другого

датчиків. Довжини векторів $V1$ і $V2$ пропорційні їхнім модулям $A1$ і $A2$, а кути, які вони складають з головної (координатної) віссю, відповідають їх фазам $\varphi1$ і $\varphi2$.

На кроці 30 (див. також Фіг.5) вектори вібрації, які відповідають даним від кожного датчика вібрації, параметризують у функції швидкості обертання ротора. Після цього діапазон швидкості обертання ротора розбивають на безліч інтервалів швидкості обертання ротора і, відповідно, вектори вібрації групують за цими інтервалами.

Розбивка швидкості обертання ротора не обов'язково виконується рівномірною, причому кожен інтервал може складати від 1 до 10% номінальної швидкості обертання ротора. Краще робити більш дрібну розбивку для підвищених швидкостей обертання ротора, тому що в цьому діапазоні вібрація є більш високою, і, отже, більш високий ризик утрати лопаток. Як приклад, для поданих швидкостей обертання ротора від 80% до 110% можна вибирати інтервали розбивки розміром 1%, а на низьких швидкостях і навіть забрати нижню частину діапазону швидкості, щоб не перевантажувати пам'ять і не витратити час на обробку даних. Так наприклад, можна виконати розбивку з кроком у 2% чи більше для швидкостей обертання ротора в області нижче 80% і усунути область нижче 20%.

На Фіг.5 показаний приклад розподілу амплітуд (y мілах) векторів, які визначені за даними датчиків, у функції поданої швидкості обертання ротора.

На кроці 40 обчислюють координати середнього вектора $\langle V \rangle$ вібрації для кожного інтервалу швидкостей і для кожного датчика.

Фіг.6А представляє приклад скупчення (групування) крапок, які представляють декартові координати кінців векторів вібрації, які контрольовані за даними від першого датчика для обраного інтервалу швидкостей. Зокрема, на цій діаграмі представлені вектори вібрації в інтервалі швидкостей від 80% до 82% номінальної швидкості. Середній вектор $\langle V1 \rangle$ вібрації в обраному інтервалі може бути визначений шляхом обчислення центра ваги скупчення крапок. Варто відмітити, що якщо число крапок, які представляють координати векторів, мале, то для підвищення якості аналізу доцільно не враховувати крапки. Фіг.6В представляє декартові координати векторів вібрації, які контрольовані за даними від другого датчика, а також середній вектор $\langle V2 \rangle$ вібрації в обраному інтервалі швидкостей.

На кроці 50 середній вектор, який представляє кожен інтервал і кожен датчик, записують у пам'ять.

Починаючи з кроку 50, зміну цих векторів аналізують за допомогою виконання кроків 61-81 і/чи кроків 62-82.

Так, на кроці 61 для кожного інтервалу швидкостей і для кожного датчика обчислюють різницю D векторів між середнім вектором $\langle V1d \rangle$ контрольного (еталонного) польоту і середнім вектором контрольованого польоту, - зрозуміло, для одного і того ж інтервалу швидкостей. Слід

зазначити, що середні вектори $\langle V1d \rangle$, які представляють різні інтервали швидкостей контрольного польоту, попередньо записані в ЗП 25 системи 22 обробки (див. Фіг.1).

Контрольний політ може відповідати польоту, який передував контрольованому польоту. В альтернативному варіанті контрольний політ може відповідати польоту, який зв'язаний зі стандартним контрольним двигуном, - наприклад, двигуном, який використовується для проведення іспитів.

Фіг.7А ілюструє перебування різниці $D1$ векторів між середнім вектором $\langle V1d \rangle$ контрольного польоту, наприклад, попереднього польоту, і середнім вектором $\langle V1 \rangle$ контрольованого польоту, тобто останнього польоту, на базі даних, які записані у пам'яті і зв'язані з першим датчиком. У такий же спосіб Фіг.7В представляє обчислення різниці $D2$ векторів стосовно двох датчиків. Різниця векторів, яка обчислена на кроці 61, виходить за межі критичної зони навколо координат кінця контрольного середнього вектора, то можна діагностувати, що ротор піддався ушкодженню, наприклад, поломці лопатки.

На Фіг.8 зображено коло, координати центра якого збігаються з координатами кінця середнього контрольного вектора $\langle Vd \rangle$, а радіус відповідає попередньо заданому значенню, яке залежить від положення датчика. Таким чином, якщо різниця векторів виходить за межі зони, яка обумовлена цим колом 3, можна вважати, що має місце ушкодження ротора. Для спрощення критерію вибору можна обчислити модуль різниці векторів для його порівняння з попередньо заданою граничною величиною.

Таким чином, на кроці 71 обчислюють модуль d кожної різниці D середніх векторів для кожного інтервалу швидкостей. Потім на кроці 81 записують у пам'ять значення цих модулів.

Далі на кроці 90 порівнюють модуль d різниці векторів з попередньо заданою граничною величиною. Ця гранична величина може лежати в інтервалі, наприклад, від 50 до 125мкм (від 2 до 5міл).

На практиці датчик вібрації більш чутливий до дисбалансу компресора, ніж до дисбалансу турбіни. Крім того, чутливість датчиків залежить також від режиму двигуна.

Як приклад, чутливість датчика коливається приблизно від 200см-г/міл до 300см-г/міл, тобто миттєвий дисбаланс, який складає приблизно 200см-г, відповідає амплітуді вібрації в 1міл (25мкм).

У загальному випадку поломка лопатки викликає дисбаланс, приблизно рівний 2000см-г. Таким чином, з врахуванням нормального залишкового дисбалансу і різної чутливості датчиків поломка лопатки відповідає зміні амплітуди вібрації в межах від 50 до 125мкм (від 2 до 5міл). Слід зазначити, що діапазон коливань граничної величини може змінюватися в залежності від моделі двигуна. Процес обчислення статистичного розкиду векторів з посиланнями на операції 62-82. Так, на кроці 62 (див. також Фіг.9А і 9В) обчислюють середньоквадратичне векторне відхилення кожного вектора, який визначено

раніше на кроці 30, в обраному інтервалі швидкостей. Таким чином, у цьому інтервалі швидкостей обчислюють різницю векторів між кожним вектором $V1$ чи $V2$ вібрації (який визначено на кроці 30) контрольованого польоту і середнім вектором $\langle V1d \rangle$ чи $\langle V2d \rangle$ вібрації (який попередньо записано у пам'ять) контрольного польоту для того самого інтервалу швидкостей обертання ротора.

Слід зазначити, що на кроці 62 також можна обчислити різницю векторів між кожним вектором вібрації (контрольованим на кроці 30) контрольованого польоту і середнім вектором вібрації (який записано у пам'ять на кроці 50) цього ж контрольованого польоту для того ж інтервалу швидкостей обертання ротора.

Далі, на кроці 72 обчислюють модуль різниці векторів, яка зв'язана з кожним вектором вібрації, і визначають максимальний модуль d_{max1} чи d_{max2} . Потім, на кроці 82, максимальний модуль, тобто модуль найбільшої різниці векторів в аналізованому інтервалі швидкостей записують у пам'ять.

Після цього на кроці 90 порівнюють найбільший модуль в аналізованому інтервалі швидкостей з попередньо заданою граничною величиною. У випадку, коли найбільший модуль (який записано у пам'ять на кроці 82) чи модуль різниці векторів (який записано у пам'ять на кроці 81) перевищує попередньо задану граничну величину сигнал тривоги подається на екран чи на принтер у кабіні для залучення уваги технічного персоналу. При цьому повинно бути зроблено відповідне обстеження двигуна перед його повторним запуском. Якщо найбільший модуль чи модуль різниці векторів не перевищує попередньо заданої граничної величини, роблять відновлення середніх векторів контрольного польоту на базі даних контрольованого польоту для оцінки нормальної зміни двигуна.

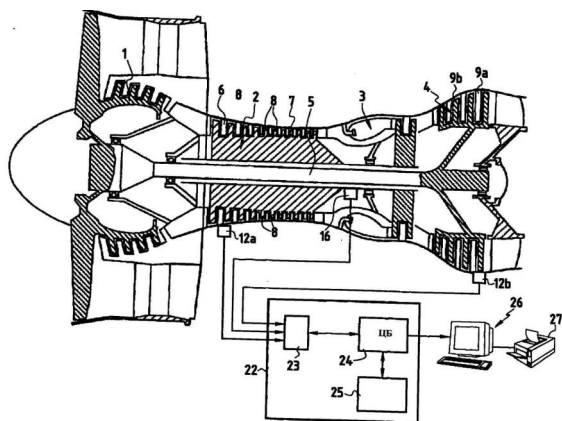
Може бути також передбачено, що дані, які характеризують швидкість обертання і вібрації ротора, зберігають на знімному носії даних для наступної обробки цих даних комп'ютером на землі після посадки літального апарата.

Спосіб виявлення ушкодження ротора двигуна літального апарата, який містить описані вище операції і який виконується за результатами контрольованого польоту, дає особливі переваги, що полягають у тому, що увага пілота не відволікається на несуттєві проблеми. Інша перевага полягає в тому, що не відбувається перевантаження керуючої бортової системи літального апарата дійсного винаходу цілком можливо також виявляти ушкодження ротора в ході польоту за допомогою способу, який подібен до способу за Фіг.3.

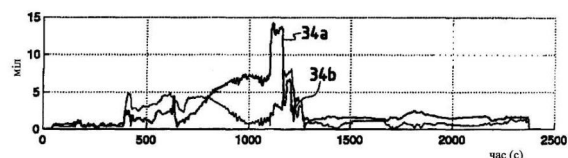
Операції блок-схеми, яка показана на Фіг.10 і яка відповідає даному варіанту способу, подібні до операцій (кроків), які показані на Фіг.3, за винятком того, що спосіб запускається на кроці 110 зчитуванням у режимі реального часу даних, які характеризують швидкість обертання ротора, а також амплітуду і фазу його вібрації. На кроці 120 вібрацію виражають за допомогою вектора, який визначають стосовно до обраного інтервалу

швидкостей обертання ротора (крок 130). На відміну від способу за Фіг.3, на кроці 140 координати середнього вектора вібрації для обраного інтервалу швидкостей обчислюють на основі часткових даних, які зібрані на кроці 110. Таким чином, середній вектор може змінюватися в

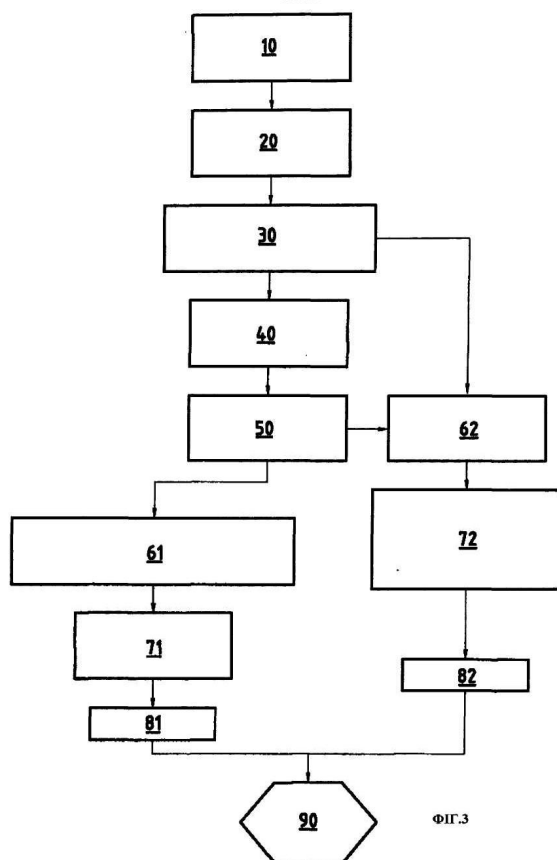
ході польоту, збагачуючись наступними даними. На кроці 150 кожен обчислений середній вектор записують у пам'ять, замість середнього вектора, який раніше записано для того ж інтервалу швидкостей. Всі інші операції подібні тим, що були описані вище в способі за Фіг.3.



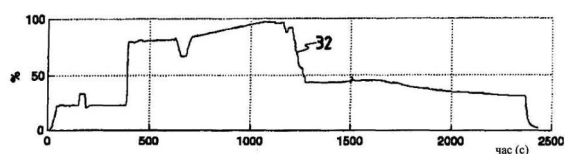
ФІГ.1



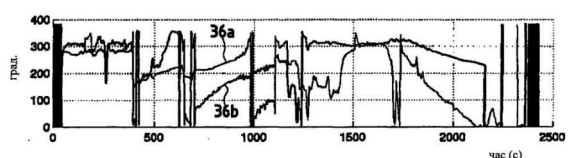
ФІГ.2В



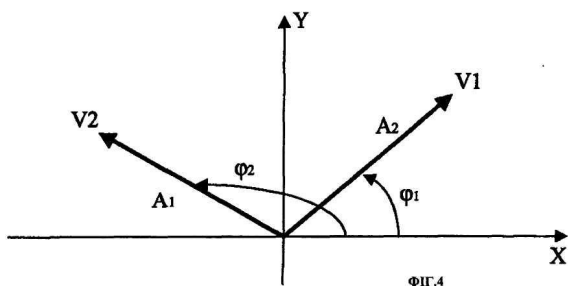
ФІГ.3



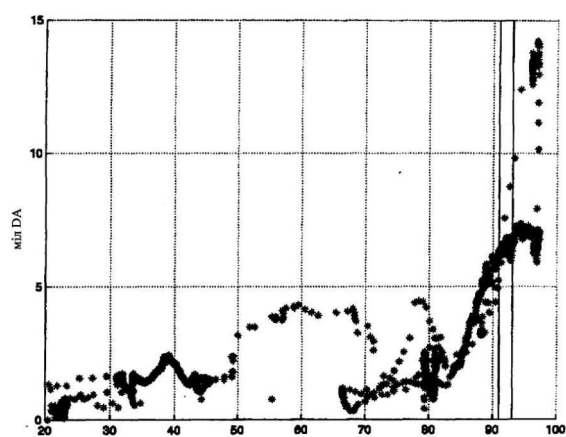
ФІГ.2А



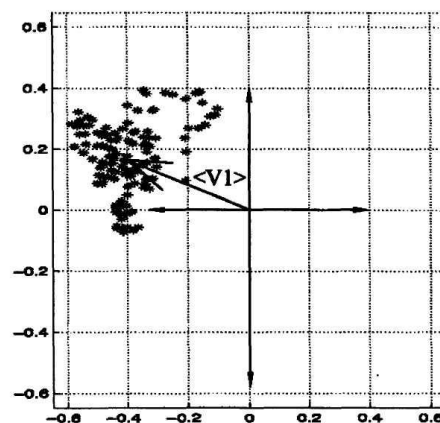
ФІГ.2С



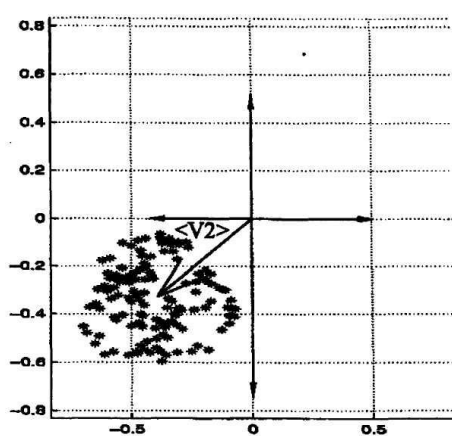
ФІГ.4



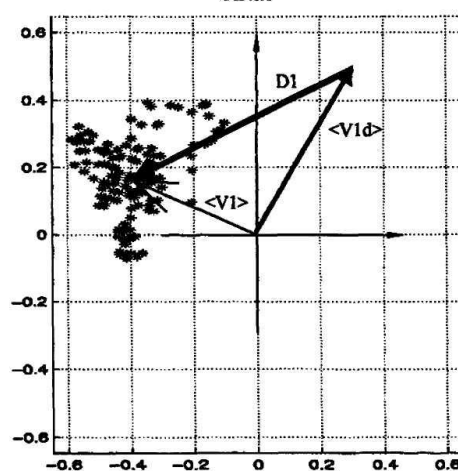
Фиг.5



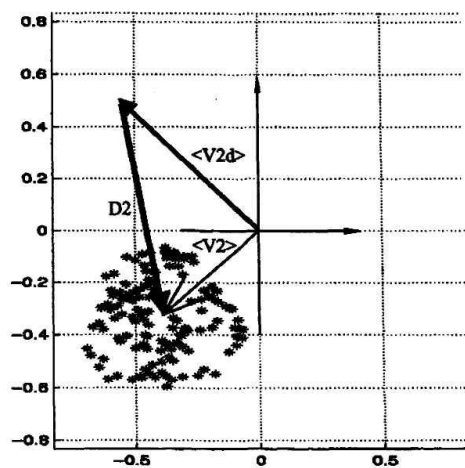
Фиг.6A



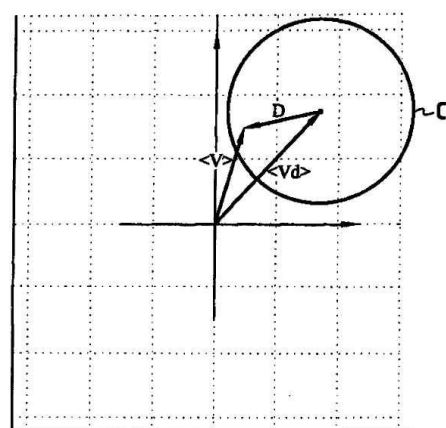
Фиг.6B



Фиг.7A

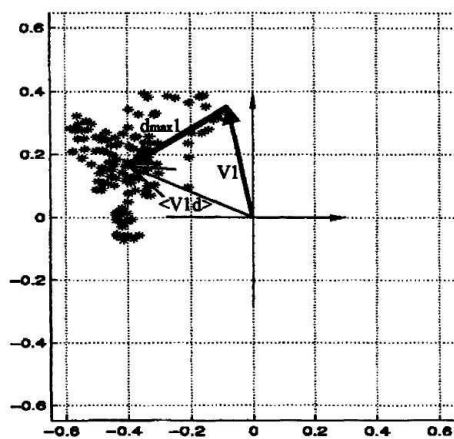


Фиг.7B



Фиг.8

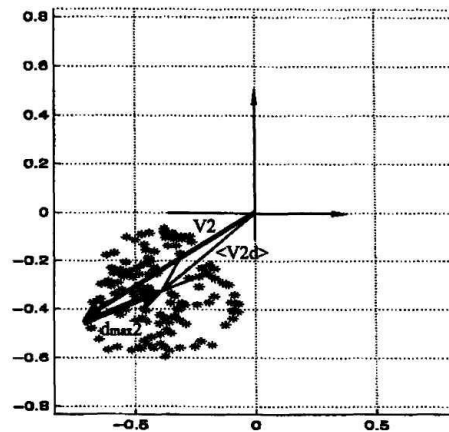
17



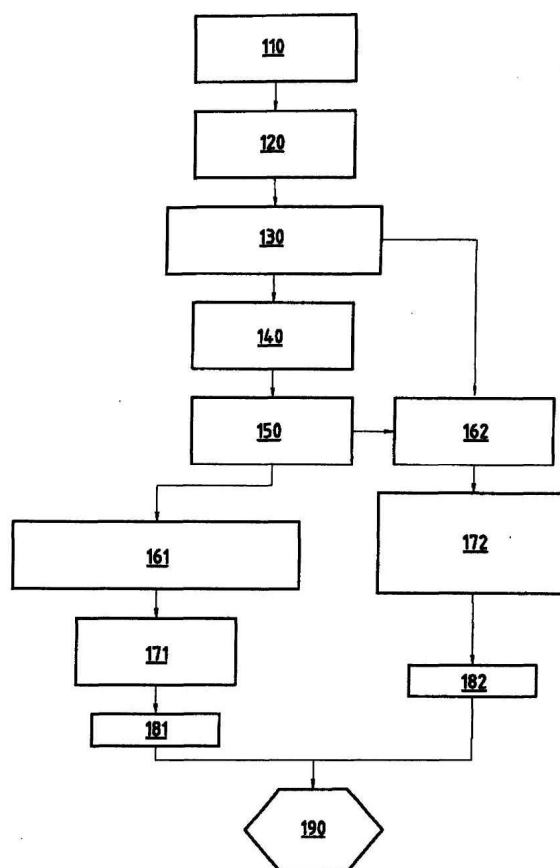
ФІГ.9А

82462

18



ФІГ.9В



ФІГ.10