

Запропонований пристрій використовується в області цивільної авіації для підвищення ефективності льотної експлуатації повітряних суден різних поколінь, і для запобігання подій пов'язаних з виходом літака на закритичні кути атаки.

Існують аналізатори вимірювання спектрів, такі як: С4-60, С4-77, СК4-58, СК4-59 та ін., а також вимірювачі коефіцієнту гармонік, які володіють функціями аналізатора, але не враховують і не реалізують резонансні процеси [1]. Також існують вимірювачі резонансних процесів як параметрів вібрації, типу: Д11, Д14, ПДУ-2, ІС-313А, ІС-312, МС-579, які вимірюють ефекти механічного резонансу, але не дозволяють виміряти ефекти факторного резонування [2].

Існуючі автомати і показники вимірювання кутів атаки (АУАСП, УАПК-1-ПБ) дозволяють проводити вимірювання: поточних, місцевих, критичних кутів атаки, але при польотах в складних умовах, коли вони починають працювати по закритичним кутам атаки в режимі факторного резонування, вони не мають функції аналізатора факторного резонансу та індикації на приладовій панелі пілотів цього максимально небезпечного явища.

Необхідно створити спеціальний аналізатор факторного резонансу, для попередження льотних екіпажів про появу цього небезпечного режиму в польоті, який полягає у тому, що амплітуди параметрів польоту досягають критичних значень, і політ може перейти в стадію аварійної або катастрофічної ситуації.

Винахід ґрунтується на врахуванні маловідомого і надто небезпечного явища в польоті, факторного резонансу [3] [4], і також на врахуванні максимуму резонансної кривої по спрацюванню АУАСП при появі закритичних кутів атаки.

Винахід містить датчик критичних кутів $\alpha_{кр}$, задатчик $\alpha_{лос}$ (посадковий режим), задатчик α_v (злітний режим), перемикач режимів, датчик поточних кутів атаки, датчик перевантажень, блок комутації, перетворювач сигналу число-код, частотний дискримінатор, обмежувач максимуму резонансної кривої, підсилювач-обмежувач робочого діапазону резонансної кривої, визначник крутизни резонансної кривої, формувач сигналу тривоги по резонансу, голосовий інформатор, світлове табло, індикатор комп'ютера, індекс сигналізації резонансу на комп'ютері, формувач команди по автопілоту (АП), сигнал на АП.

Поставлена задача вирішується тим, що для аналізу факторного резонансу використовується перетворювач число-код, частотний дискримінатор, обмежувач максимуму резонансної кривої, підсилювач-обмежувач робочого діапазону резонансної кривої, визначник крутизни резонансної кривої та індикатор факторного резонансу.

Аналізатор факторного резонансу дозволяє визначити момент виходу на максимум резонансної кривої по серії спрацювання АУАСП по закритичним кутам атаки, і тим самим попередити пілотів про це небезпечне явище.

На кресленні (Фіг.) зображена блок-схема аналізатора факторного резонансу.

Аналізатор факторного резонансу містить: датчик критичних кутів атаки $\alpha_{кр}$ 1, задатчик $\alpha_{лос}$ (посадковий режим) 2, задатчик α_v (злітний режим) 3, перемикач режимів 4, датчик поточних кутів атаки 5, датчик перевантажень 6, блок комутації 7, перетворювач (число-код) 8, частотний дискримінатор 9, обмежувач максимуму резонансної кривої 10, підсилювач-обмежувач робочого діапазону резонансної кривої 11, визначник крутизни резонансної кривої 12, формувач сигналу тривоги по резонансу 13, голосовий інформатор 14, світлове табло 15, індикатор комп'ютера 16, індекс сигналізації резонансу на комп'ютері 17, формувач команди по автопілоту (АП) 18, АП 19.

Напруги струму U , пропорційні $\alpha_{кр}$ 1, $\alpha_{лос}$ 2, α_v 3, через перемикач режимів 4 надходять в блок комутації 7. Перемикач режимів управляється від літакової системи в залежності від режиму польоту. Перемикач режимів 4, задатчик $\alpha_{лос}$ і α_v , розташовані в блоці комутації 7. Одночасно в блок комутації надходять напруги, пропорційні поточним значенням перевантажень, і місцевим поточним кутам $\alpha_{тек}$, які видаються датчиком перевантажень 6 і датчиком поточних кутів атаки 5. Підсилені в блоці комутації 7 сигнали перетворюються з аналогових в цифрові, за допомогою перетворювача 8, після чого вони потрапляють в частотний дискримінатор 9, в якому зрівнюються значення параметра (амплітуди, тривалості, полярності, частоти, фази) вхідного сигналу з номінальним значенням цього параметра окремого сигналу. У результаті порівняння на виході дискримінатора виникає різниця напруги. Після цього сигнал проходить через обмежувач максимуму резонансної кривої 10, в якому проходять обмеження по максимуму резонансу. Далі сигнал надходить на визначник крутизни резонансної кривої 12, в якому визначається ступінь виходу літака на закритичні кути, і якщо літак близький до виходу на ці кути, то за допомогою формувача сигналу тривоги по резонансу 13 ідуть сигнали на голосовий інформатор 14, світлове табло 15 та на індикатор комп'ютера 16. На комп'ютері виводиться індекс сигналізації резонансу 17. В разі, якщо пілот не реагує на сигнали і не приймає необхідних заходів, сигнал з комп'ютера надходить на формувач команди по автопілоту 18, і далі вже на автопілот 19.

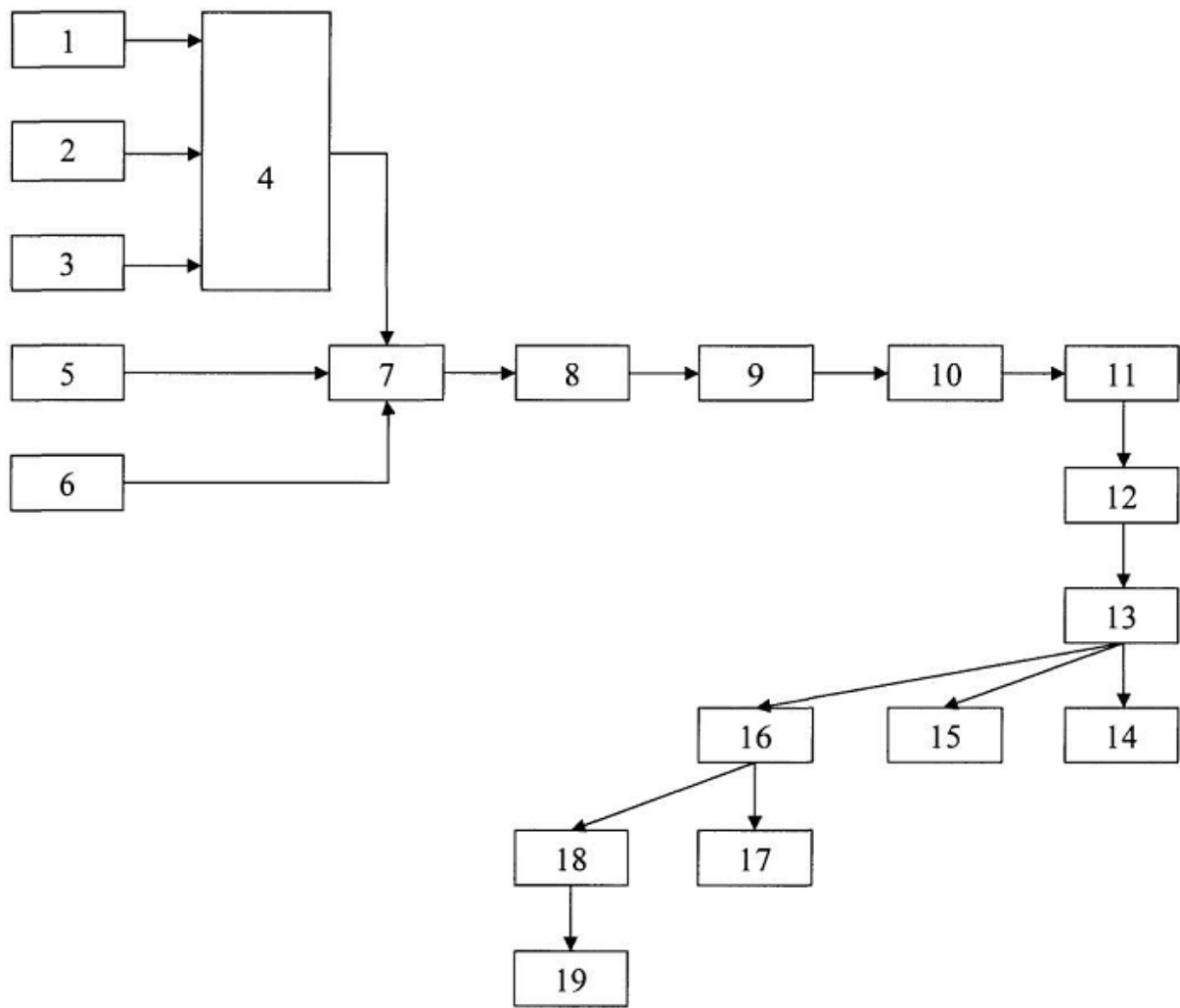
Джерела інформації:

1. Чистяков М.М. Довідник молодого робочого по радіовимірюючим приладам - М.: Вища школа, 1990 - 191с. - С.116-121.

2. Колчан А.В. Датчики засобів діагностування машин - М.: Машинобудування, 1984 - 120с. ил. (навчальний посібник) - 71-74.

3. Положевець Г.А. Явище факторного резонансу Корнєєва, як предмет наукового відкриття і його нові математичні моделі // Науково-технічний журнал "Проблеми безпеки польотів" РАН, ВИНІТИ. - Москва, 2007. - С.40-51.

4. Патент на корисну модель №39943 "Спосіб визначення перших ознак факторного резонансу авіаційним оператором" від 25.03.2009.



Φir.