

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

Циклова комісія авіаційного і радіоелектронного обладнання

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Пілотажно-навігаційні комплекси конкретних типів
повітряних суден»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

***173 Авіоніка
(Авіоніка)***

**за темою № 8 - Основні характеристики та принцип дії пілотажно
навігаційного комплексу Єврокоптер Н-225**

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.23 № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 28.08.23 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.23 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії авіаційного і радіоелектронного
обладнання, протокол від 28.08.2023 № 1

Розробник: викладач циклової комісії авіаційного і радіоелектронного
обладнання, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист
Стущанський Ю.В.

Рецензенти:

1. К.т.н., спеціаліст вищої категорії, викладач-методист циклової комісії
авіаційного і радіоелектронного обладнання Шмельов Ю.М.
2. Інженер з технічного обслуговування, ремонту та діагностики авіаційної
техніки ТОВ «ЕЙР ТАУРУС» Калінін О.В.

План лекцій:

1. Загальний огляд систем автоматичного керування польотом.
2. Призначення та склад обладнання автопілоту АП-34Б, його основні характеристики.
3. Призначення окремих блоків АП-34Б.
4. Принцип роботи АП-34Б.
5. Вироби, що взаємодіють з автопілотом.

Рекомендована література (основна, допоміжна), інформаційні ресурси в Інтернеті

Основна література:

1. В.П.Харченко. Авіоніка. Навчальний посібник. К.:НАУ. 2013.- 272с.
2. Авіаційні радіоелектронні системи / О.О.Чужа, О.Г. Ситник, В.М. Хімін, О.В. Кожохіна. – К.:НАУ, 2017. – 264с.
3. А.В.Скрипець.Теоретичні основи експлуатації авіаційного обладнання. Навч. посіб. / А.В. Скрипець. – К.:НАУ, 2003. – 396с.
4. Харченко В.П. Системи зв'язку та навігації : навч.посіб. / В.П. Харченко, Ю.М. Барабанов, М.А. Міхалочкін. – К. : НАУ, 2009. – 216 с.
5. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. / В.О. Рогожин, В.М. Синеглазов, М.К. Філяшкін. Підручник. – К.: НАУ, 2005. – 316с.

Допоміжна література:

1. В.П. Бабак. Безпека авіації / В. П. Бабак, В. П. Харченко, В. О. Максимов та ін. –К. : Техніка, 2004. – 584 с.
2. Харченко В.П. Радіомаячні системи ближньої аеронавігації: навч. посіб. / В.П. Харченко, В.Г. Мелкумян, О.П. Сушич. – К.: НАУ, 2011. – 208 с.
3. Харченко В.П. Авіоніка безпілотних літальних апаратів / В.П. Харченко, В.І. Чепіженко, А.А. Тунік, С.В. Павлова]; за ред. В.П. Харченка. – К.: ТОВ «Абрис-принт», 2012.– 464с.
4. Конспекти лекцій з базової підготовки технічного персоналу згідно вимог Part-66, Part-147 (Модуль 3, 4, 5, 13, 14).

Інформаційні ресурси в Інтернеті:

1. Системи індикації ПС. <https://studfiles.net/preview/6810198/page:28/>
2. Бортова система попередження зіткнень
http://search.ligazakon.ua/l_doc2.nsf/link1/TM058196.htm
3. HELLI — TAWS http://www.fcs-modification.com/?go=news&n=6&new_language=0

Текст лекції

1. Загальний огляд систем автоматичного керування польотом.

Система автоматичного керування польотом (Autopilot/Flight Director System – AFDS) забезпечує автоматичний контроль траєкторії польоту ПК. Вона контролює швидкість, висоту та курс польоту ПК і забезпечує витримування значення цих параметрів польоту у певних межах за допомогою зв'язку з FBW.

Система AFDS керує польотом ПК через контроль швидкістю, висотою та курсом, а разом з системами ILS чи MLS забезпечує зліт та посадку ПК у автоматичному режимі. AFDS складається з обчислювального блока, пульта та органів керування (рис. 1).

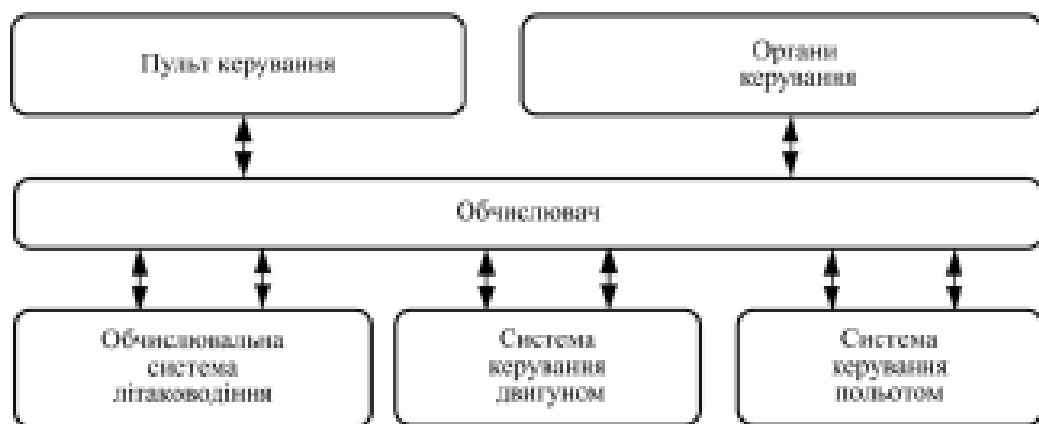


Рисунок 1 – Загальна схема автоматичного керування польотом

Зазвичай AFDS містить 2–3 обчислювальні блоки, що виконують усі розрахунки паралельно. Таким чином, досягається резервування та необхідний рівень надійності системи. Через пульт керування пілот обирає необхідні режими роботи AFDS і задає потрібні значення параметрів. Крім того, на штурвалі розмішуються кнопки екстреного вимкнення режимів автоматичного керування, а на органах керування тягою – кнопки вимкнення автомата тяги.

AFDS забезпечує керування параметрами польоту через три канали керування: канал тяги, поздовжній та боковий канали.

Канал керування тягою видає керувальні команди до системи керування двигуном. Поздовжній канал керування забезпечує керування шагом несучого гвинта, боковий – шагом рульового гвинта через систему керування польотом.

Задаючи певне значення деякому з параметрів польоту, AFDS діє на систему керування двигуном або на FBW, унаслідок чого змінюється аеродинамічний стан ПК, що контролюється певними датчиками прискорення, швидкості та положення. Таким чином, AFDS доводить

значення певного параметра до необхідної величини.

2. Призначення та склад обладнання автопілота АП-34Б, його основні характеристики.

Автопілот АП-34Б призначений для автоматичної стабілізації вертольота у напрямку, крену, тангажу, висоті та швидкості польоту.

У комплект автопілота АП-34Б входять наступні агрегати:

- пульт керування - 1 шт.,
- агрегат керування - 1 шт.,
- компенсаційні датчики - 2 шт.
- підсилювачів 1479В – 1 шт.,
- індикатор нуля ИН-4 – 1 шт.,
- коректор висоти КВ-11 – 1 шт.

Під час роботи автопілот АП-34Б взаємодіє з виробами, що входять до штатного обладнання вертольота.

Індикатор нуля ИН-4 та пульт керування 6С2 встановлені на центральному пульті в кабіні льотчиків.

Датчики кутових швидкостей напрямку 1209К, крену 1209Г, агрегат управління 6С2.399.000 та блок підсилювачів 1479В встановлені на правій етажерці в кабіні льотчиків.

Датчик кутової швидкості тангажу 1209Е встановлений у радіовідсіку. Компенсаційні датчики встановлені на шп. № 5Н зліва з боку вантажної кабіни.

Основні технічні дані.

Точність витримування у спокійній атмосфері:

- напрямку - $\pm(1-2)^\circ$
- крену - $\pm 1^\circ$
- тангажа - $\pm 1^\circ$
- висоти (до 1000 м) - ± 12 м
- висоти (понад 1000 м) - ± 15 км/час
- швидкості - ± 15 км/час

Час готовності до роботи – не більше 2 хвилин

Напруга живлення:

- постійним струмом 27В
- змінним трьохфазним струмом 36В 400Гц

Живлення постійним струмом напругою 27В автопілота АП-34Б та механізмів управління здійснюється від акумуляторної шини та шини ВП через АЗС «АВТОПІЛОТ ОСНОВН.», «АВТОПІЛОТ ФРІКЦ.» та «АВТОПІЛОТ ЕЛЕКТРОМУФТИ», розташовані на правій панелі АЗС. Живлення змінним трифазним струмом напругою 36 400 Гц здійснюється від генераторних шин 36 400 Гц через запобіжники ПМ-5 «АВТОПІЛОТ», розташовані на щитку запобіжників.

3. Призначення окремих блоків АП-34Б

Пульт управління 6С2.390.007 призначений для:

- обнуління сигналів кутів (у каналах напрямку, крену та тангажу) перед включенням автопілоту (режим погодження);
- включення та відключення каналів автопілоту та забезпечення відповідної сигналізації;
- введення поправок у польоті за допомогою ручок центрування;
- використання при наземній перевірці автопілоту (за допомогою елементів пульта – ручок центрування та спеціального тумблера «контроль» – задаються контрольні сигнали).

Включення каналів автопілоту (рис.1) здійснюється трьома кнопками-лампочками зеленого кольору: каналу напрямку, каналів крену та тангажу, каналу висоти.



Рисунок 1 – Пульт управління автопілотом

При включених каналах напрямку, крену та тангажу пульта управління можна вводити невеликі поправки по кутах положення вертольота. Щоб ввести поправку, потрібно натиснути ручку центрування на пульті керування та повернути її. При цьому повертатиметься шкала, видима у віконце над ручкою. На шкалі нанесені оцифровані поділки (від 0 до 10), кожне з яких відповідає одному градусу повороту гелікоптера.

Пульт управління розміщений на центральній панелі кабіни екіпажу.

Агрегат управління 6С2.399.000 призначений для:

- перетворення, підсумовування та посилення керуючих сигналів;
- виконання необхідних регулювань при експлуатації автопілота.

Агрегат управління (рис.2) складається з чотирьох каналів: напрямку, крену, тангажу та висоти. У каналах напрямку, крену та тангажу на вхід агрегату управління надходять сигнали кутів з пульта управління та сигнали кутової швидкості з датчиків кутової швидкості. У каналі висоти на вхід агрегату управління надходить сигнал висоти коректора висоти.



Рисунок 2 – Агрегат управління

Коректор - задатчик приладової швидкості КЗСП призначений для видачі сигналів, пропорційних відхилення швидкості польоту гелікоптера від заданого значення.

Принцип дії КЗСП заснований на вимірі динамічного тиску, що змінюється за законом із зміною швидкості (рис.3).

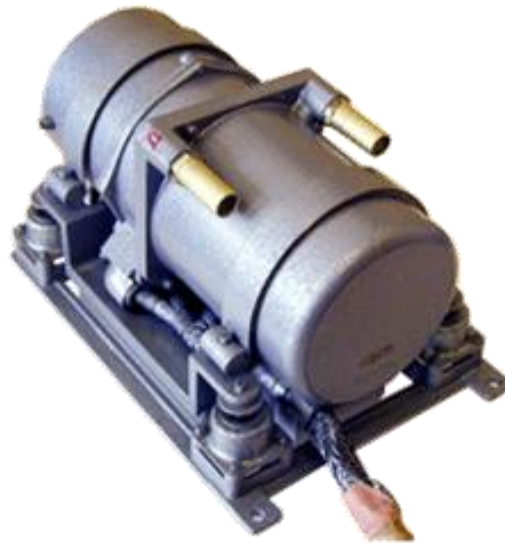


Рисунок 3 – Коректор - задатчик приладової швидкості

Чутливим елементом приладу є мембранна коробка з лінійною характеристикою приладової швидкості, яка з'єднана з динамічною системою ПВД.

На гелікоптері коректор - задатчик працює в режимі з обнулінням вихідного сигналу та в режимі корекції.

У режимі з обнулінням вихідного сигналу КЗСП працює при увімкненому автопілоті та вимкненому каналі «ВИСОТА». Характерною особливістю цього режиму є формування вихідного сигналу незалежно від швидкості польоту.

У режимі корекції КЗСП працює при увімкненому автопілоті та каналі «ВИСОТА».

Коректор - задатчик встановлений на кронштейні під підлогою кабіни льотчиків біля шп. №5.

Коректор висоти KB-11 призначений для видачі автопілот сигналів відхилення барометричної висоти польоту від заданої (рис.4).



Рисунок 4 – Коректор висоти KB-11

У коректорі висоти датчиком, що вимірює зміну барометричного тиску при зміні висоти польоту, є блок анероїдних коробок.

Переміщення жорсткого центру анероїдних коробок викликає відповідний поворот індукційної рамки датчика. Слідкуюча система приладу працює від сигналів неузгодженості індукційного датчика.

Напруга, пропорційна куту повороту рамки індукційного датчика щодо сердечника, подається на підсилювач, а з виходу підсилювача - на обмотку, що управляє двигуном, який через редуктор повертає сердечник з котушками збудження індукційного датчика до усунення неузгодженості між ним і рамкою.

Стежачий механізм реалізується за допомогою електромагнітної муфти, яка може з'єднуватися зі щіткою потенціометра коректора висоти. При відключеній муфти пружин, що центрують, автоматично встановлюють і утримують цю щітку в нульовому положенні на потенціометрі (проти середньої точки). Після включення муфти з потенціометра коректора висоти знімається сигнал, величина та полярність якого відповідає відхиленню висоти від значення, що мав місце в момент увімкнення муфти.

Коректор висоти встановлений на лівому борту в радіовідсіку між шп. № 22 та 23.

Блок фільтрів БФ-43 призначений для фільтрації сигналів, що надходять в агрегат керування від датчиків кутових швидкостей у каналах крену та тангажу автопілота АП-34Б, з метою запобігання авто коливанням вертольота (рис.5).



Рисунок 5 – Блок фільтрів БФ-43

Блок фільтрів встановлений правому борту вантажної кабіни між шп. № 3 та 4.

Компенсаційні датчики 6С2.553.002 призначені для компенсації сигналів кутів крену та тангажу, що надходять в автопілот при втручанні льотчика в керування вертольотом (при відхиленні ручки циклічного кроку) (рис.6).



Рисунок 6 – Компенсаційний датчик

Компенсаційний датчик є диференціальним сельсином типу ДФС-65-1Т, ротор якого на гелікоптері за допомогою важеля кінематично жорстко зв'язується з ручкою управління льотчика.

Індикатор нуля ИН-4 призначений для індикації положення штоків циліндрів комбінованого керування кермових агрегатів (рис.7).



Рисунок 7 – Індикатор нуля

Кожен канал індикації (напрямок, крен, тангаж, висота) має свій вимірювач, як який використовується мікроамперметр магнітоелектричної системи.

Принцип дії магнітоелектричної системи заснований на взаємодії магнітного потоку постійного магніту з магнітним потоком, створеним струмом, що протікає в рухомій котушці (рамці). При взаємодії цих потоків створюється момент, що обертається, пропорційний струму, який протікає в рамці. Протидіючий момент створюється двома спіральними пружинами, які одночасно служать для підведення струму. Заспокоєння рухомих частин здійснюється з допомогою взаємодії струмів, індуктованих у каркасі й у обмотці рамки, із полем постійного магніту.

При зміні положення штока циліндра комбінованого керування рульового агрегату відповідний вимірювач індикатора надходить сигнал постійного струму, який викликає переміщення рухомої стрілки. Розмір її переміщення пропорційна відхилення струму від нульового значення.

Датчик кутової швидкості 1209 призначений для видачі сигналів, пропорційних кутовим швидкостям вертольота щодо трьох головних осей.

Датчик кутової швидкості є гіроскопом з двома ступенями свободи. Якщо такий гіроскоп повертати щодо його вимірювальної осі, то за законом прецесії ротор гіроскопа повертатиметься навколо осі, перпендикулярної вимірювальної до тих пір, поки гіроскопічний момент, що виник, не врівноважується моментом, створюваним протидіючими пружинами. Оскільки пружини мають лінійну характеристику, то кут повороту ротора гіроскопа навколо осі прецесії буде пропорційний кутовій швидкості повороту гіроскопа навколо вимірювальної осі. Знімання сигналів, пропорційних кутовій швидкості, здійснюється індукційним потенціометром, ротор якого закріплений на осі прецесії гіроскопа.

Датчики кутової швидкості 1209К, 1209Г і 1209Е відрізняються тільки розташуванням осі гіровузла в кожусі приладу (у варіантів 1209Г і 1209Е вісь гіровузла розташована вертикально по відношенню до основи приладу, а у 1209К) (рис.8).

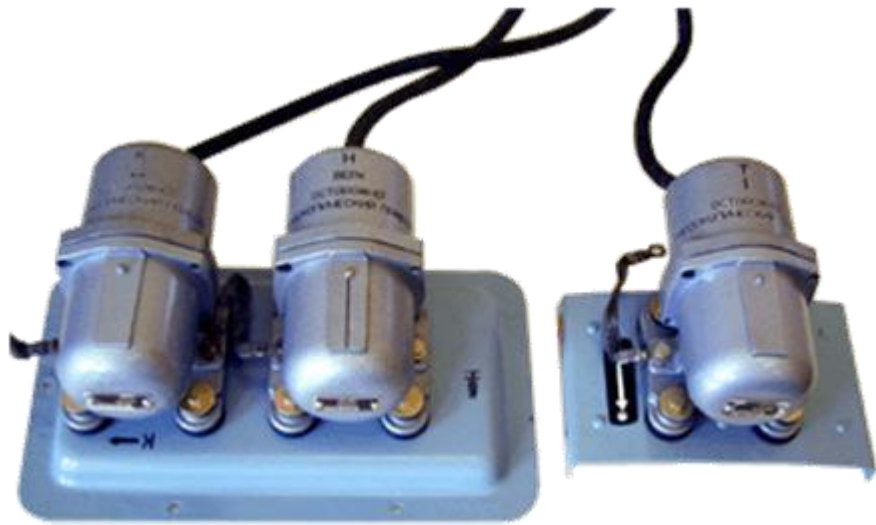


Рисунок 8 – Датчики кутової швидкості

Блок підсилювачів 1479В призначений для посилення сигналів змінного струму в системі узгодження (обнулення) кутів, що працює перед увімкненням автопілота (режим узгодження)(рис.9).



Рисунок 9 – Блок підсилювачів

Блок підсилювачів складається із трьох однакових підсилювачів. Кожен підсилювач - трикаскадний напівпровідниковий з трансформаторними зв'язками. Основні ланцюги підсилювачів виведені на штепсельний роз'єм.

Блок сигналізації готовності БСГ призначений для роботи спільно з коректором - задатчиком приладової швидкості КЗСП та видачі сигналу готовності +27 В, що свідчить про справність системи коректора.

Блок БСГ представляє собою підсилювач-реле, який замикає або розмикає контактну систему в залежності від величини вхідного сигналу. Відповідно до цього блок видає або знімає сигнал готовності +27 Ст.(рис.10).



Рисунок 10 – Блок сигналізації готовності

Для оцінки роботи коректора в блок БСГ вводиться наступна інформація:

а) як вхідний сигнал подається вихідна напруга коректора у вигляді напруги змінного струму частотою 400 Гц;

б) як керуючий сигнал подається від автопілота сигнал +27 при роботі коректора в режимі корекції.

Блок БСГ встановлений під підлогою кабіни льотчиків на стінці шп. №4Н.

Блок зв'язку БС-34-1 призначений для виключення ривків педаль ножного керування при постановці ніг на педаль при включеному автопілоті АП-34Б шляхом введення ізодромного зв'язку в схему передачі кутової швидкості від датчика кутової швидкості напрямку 1209К до агрегату управління(рис.11).



Рисунок 11 – Блок зв'язку

У блоці зв'язку БС-34-1 проводиться регулювання передавальних чисел сигналами датчика кутової швидкості напрямку.

Блок зв'язку БС-34-1 встановлений правому борту вантажної кабіни між шп. № 3 та 4.

4. Принцип роботи АП-34Б

Електрогідравлічний автопілот АП-34Б забезпечує:

- стабілізацію положення вертольота щодо трьох осей у горизонтальному польоті, при зниженні та наборі висоти, при висінні та переході з одного режиму на інший;
- стабілізацію барометричної висоти вертольота в горизонтальному польоті та на висінні;
- стабілізацію приладової швидкості вертольота;
- здійснення еволюцій за допомогою командних важелів управління вертольотом при включеному автопілоті.

Кожен із чотирьох каналів автопілоту впливає на певні елементи системи управління вертольотом: канал напрямку - на крок рульового гвинта, канал крену - на автомат перекосу в поперечному напрямку, канал тангажу - на автомат перекосу в поздовжньому напрямку, канал висоти - на загальний крок гвинта, що несе.

Автопілот АП-34Б працює спільно з гідропідсилювачами КАУ-30Б і РА-60Б, включеними в систему управління за диференціальною схемою, що дозволяє одночасно і льотчику та автопілоту впливати на органи управління гелікоптером. Результуюче переміщення органів управління є сумою алгебри переміщень від впливів льотчика і автопілоту. При цьому переміщення органів управління від сигналів автопілоту на важелі управління не передаються.

При включеному автопілоті утворюються дві замкнуті системи керування: «вертоліт-льотчик» та «вертоліт-автопілот». В результаті здійснюється автоматична стабілізація заданого положення вертольота шляхом впливу автопілоту на органи управління через гідропідсилювачі, в цей же час льотчик може керувати гелікоптером, не відключаючи автопілот. Якщо льотчик не втручається в управління, то працює лише одна замкнута система вертоліт-автопілот. Цей режим роботи автопілоту називається **режимом стабілізації**. Якщо льотчик втручається в управління, то працюють дві замкнуті системи. Цей режим роботи автопілоту називається **режимом керування**.

Стабілізація заданого положення вертольота заснована на принципі його регулювання за кутом та кутовою швидкістю, а також за барометричним тиском за наявності жорсткого зворотного зв'язку. Зворотний зв'язок на автопілоті здійснюється від датчиків зворотного зв'язку (ДОС), вмонтованих у комбіновані гідропідсилювачі та кінематично пов'язаних зі штоками циліндрів комбінованого керування. Сигнал від датчиків зворотного зв'язку подається на вхід агрегату керування та індикатор нуля ИН-4.

Чутливими елементами автопілота є датчики, що фіксують кут відхилення та кутову швидкість обертання вертольота щодо відповідної осі вертольота. Датчиками, що сприймають кут відхилення вертольота, є: - гіроагрегат ГА-6

курсової системи ГМК-1А; по крену та тангажа - правий авіагоризонт АГБ-3К. Крім цього, в каналах напрямку, крену та тангажа є датчики кутових швидкостей (ДУС) напрямку, крену та тангажа, які видають в автопілот електричні сигнали, пропорційні кутовим швидкостям обертання вертольота щодо трьох осей: вертикальної, поздовжньої та поперечної. В автопілот також надходять електричні сигнали, пропорційні змінам висоти та швидкості польоту від заданих датчиками яких є коректор висоти КВ-11 і коректор-здатчик приладової швидкості КЗСП.

Сигнали з датчиків надходять на вхід агрегату управління окремо по кожному каналу, де підсумовуються, перетворюються, посилюються і з виходу агрегату управління подаються на обмотки реле поляризованих (РЕП) комбінованих гідропідсилювачів. Якір поляризованого реле переміщається пропорційно до сигналів і викликає переміщення керуючого золотника автопілотного управління. Для запобігання відходу вертольота в протилежний бік з датчика зворотного зв'язку гідропідсилювача на вхід агрегату управління надходить сигнал, протилежний за знаком керуючого сигналу.

Основними режимами роботи автопілоту є режим стабілізації та керування. При включенні живлення автопілоту силова виконавча частина не підключається до нього, а відбувається автоматичне обнуління сигналів чутливих елементів і автопілот працює в режимі узгодження. Обнулення сигналів має відбутися протягом не більше 2 хв, що необхідно для підготовки автопілоту до включення каналів у заданому збалансованому положенні вертольота та виключення ривків та коливань вертольота при підключенні автопілоту до гідропідсилювачів.

Підключення гідропідсилювачів до автопілоту здійснюється за допомогою трьох електромагнітних кранів ГА-192Т. Управління кранами здійснюється кнопками-лампами із зеленими світлофільтрами на пульті керування автопілотом. При натисканні кнопок спалахують лампи, що свідчить, що крани ГА-192Т спрацювали і гідропідсилювачі підключені до автопілоту. Одночасно чутливі елементи автопілоту підключаються до входу агрегату управління. Автопілот починає працювати в режимі стабілізації положення гелікоптера. У цьому режимі виконавчі штоки гідропідсилювачів КАУ-30Б можуть переміщатися від сигналів автопілоту в межах 20% повного їх ходу. При цьому важелі управління гелікоптером залишатимуться нерухомими, зафіксованими в заданому положенні механізмами завантаження з електромагнітними гальмами ЕМТ-2М.

Однак у деяких випадках (наприклад, у каналі напрямку при пришвидченнях або гальмуваннях) такого запасу керування для автопілоту недостатньо і стабілізація може порушуватися. Щоб цього не відбувалося, у системі колійного керування застосовані спеціальні гідропідсилювачі (типу РА-60Б) із так званою «перегонкою». «Перегонка» хіба що розширює запас керування для автопілоту, змушуючи переміщатися важелі керування льотчика у той самий бік, у якому забракло запасу керування від автопілоту. Швидкість перегонки з умови безпеки вибирається досить малою (~10% від максимальної).

У режимі керування необхідно виключити вплив на гідропідсилювач сигналів кутових відхилень вертольота. Для цього систему поздовжнього і поперечного управління включені компенсаційні датчики, які кінематично пов'язані з колонкою ручного управління і при її переміщенні видають в автопілот сигнали, рівні за значенням, але протилежні за знаком керуючих сигналів. Таким чином, льотчик керує вертольотом за допомогою ручки керування, не вимикаючи автопілот, який безперервно стабілізує задане положення вертольота.

Для керування курсом при включеному автопілоті необхідно натиснути на гашетки педалей, при цьому кінцеві вимикачі відключають датчик кута курсу, і канал «Напрямок» автопілота переводиться в режим узгодження. Після зняття ніг із педалей канал «Напрямок» автоматично вмикається, і автопілот працює в режимі стабілізації нового курсу вертольота.

При натисканні на кнопку «Фрикціон» ручки «шаг-газ» канал «Висота» автоматично вимикається та переводиться в режим узгодження, а фрикціон ручки розстопорюється. Після переміщення ручки «крок-газ» у нове положення (зміна висоти польоту) канал «Висота» необхідно знову включити кнопкою на пульті управління.

5. Компаненти, що взаємодіють з автопілотом.

Курсова система ГМК-1А видає сигнали курсу у пульт управління автопілота для автоматичної стабілізації вертольота за заданим курсом. Крім того, курсова система видає сигнал у пульт управління на переведення каналу напрямку автопілота в режим узгодження при включенні режимів завдання курсу та контролю курсової системи.

Авіагоризонт АГБ-3К правого льотчика є датчиком кутів крену та тангажу автопілота.

Коректор-здатчик приладової швидкості КЗСП призначений для видачі електричного сигналу, пропорційного відхилення від заданої швидкості. КЗСП впливає на канал тангажу автопілота.

Блок сигналу готовності призначений для роботи спільно з коректором-здатчиком КЗСП та видачі сигналу готовності, що свідчить про справність системи відпрацювання КЗСП.

Блок фільтрів БФ-34 призначений для фільтрації сигналів датчиків кутових швидкостей у каналах крену та тангажу автопілота. Блок фільтрів не пропускає сигнали датчиків із частотами, близькими до резонансної, що дорівнює своїй частоті поздовжніх коливань пружного фюзеляжу вертольота.

Комбіновані кермові агрегати КАУ-30Б та РА-60Б є силовими виконавчими елементами автопілота, що впливають на органи управління. Три кермові агрегати КАУ-30Б встановлені в поздовжньому, поперечному управлінні і в управлінні загальним кроком гвинта, що несе. У ножному управлінні встановлений кермовий агрегат РА-60Б, який має додатково

механізм перегонки. У кермові агрегати вмонтовані датчики зворотного зв'язку, за допомогою яких здійснюється зворотний зв'язок в автопілоті.

Електромагнітні крани ГА-192 перемикають кермові агрегати за сигналами з пульта керування автопілотом на роботу за диференціальною схемою в автопілотному режимі.

Малогабаритний вимикач АМ-800К, встановлений на гойдалці механізму рухомого упору системи СПУУ-52, призначений для переведення каналу напрямку автопілота в режим узгодження при підході тяги ножного керування до упору, положення якого визначається системою СПУУ-52.

Реле часу ТВЕ-101В із затримкою 0,5 с, яке включене до схеми переведення каналу напрямку в режим узгодження, призначене для виключення автоколивань ножного керування при перемиканні автопілота в режим узгодження.