

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

Циклова комісія авіаційного і радіоелектронного обладнання

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни «Основи авіаційної радіоелектроніки та автоматики»
вибіркових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

***272 Авіаційний транспорт
(Аеронавігація)***

**за темою № 6 – Контури ручного та автоматичного керування повітряних
суден, взаємодія систем.**

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 Стуцанський Ю.В.

Рецензенти:

1. К.т.н., спеціаліст вищої категорії, викладач-методист циклової комісії авіаційного і радіоелектронного обладнання Шмельов Ю.М.
2. Заступник директора з ОЛР, командир авіаційного загону ТОВ «ЕЙР ТАУРУС» Гетьман Ю.Ю.

План лекцій:

1. Системи автоматичного пілотування. Взаємодія систем пілотування повітряного корабля.
2. Система керування польотом
3. Система автоматичного керування польотом
4. Призначення та склад обладнання автопілоту АП-34Б, його основні характеристики.
5. Загальний огляд інтегрованої системи керування польотом вертольоту Н-225

Рекомендована література:**Основна**

1. В.П. Харченко, І.В. Остроумов. Авіоніка. Навчальний посібник. К.: НАУ, 2013.-272с.
2. О.О.Чужа. Авіаційні радіоелектронні системи / О.О.Чужа, О.Г. Ситник, В.М. Хімін, О.В. Кожохіна. – К.:НАУ, 2017. – 264с.;
3. В.О. Рогожин. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. / В.О. Рогожин, В.М. Синєглазов, М.К. Філяшкін. Підручник. – К.: НАУ, 2005. – 316с
4. В.П.Харченко Авіоніка безпілотних літальних апаратів / В.П. Харченко, В.І.Чепіженко, А.А.Тунік, С.В.Павлова. – К.: ТОВ «Абрис–принт», 2012. – 464 с.
5. А.В.Скрипець.Теоретичні основи експлуатації авіаційного обладнання. Навч. посіб. / А.В. Скрипець. – К.:НАУ, 2003. – 396с.;
6. А.П.Бамбуркін, В.Н.Неделько, М.И.Рубец. Аеронавігаційні радіотехнічні системи. Навчальний посібник/ Під.ред. М.И.Рубця — Кіровоград. Вид-во ГЛАУ, 2002.- 520с.
7. Ю.В.Стущанський. Комп'ютерні інтегровані системи авіоніки. Навчальний посібник. КЛК НАУ. 2011. – 182 с.

Допоміжна

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. Системи автоматичного пілотування. Взаємодія систем пілотування повітряного корабля

Кожний сучасний літак являє собою складну динамічну систему. Керування польотом ПК є важливим і досить складним технічним завданням. Системи автоматичного пілотування позбавляють пілота необхідності виконувати рутинні операції, і надають йому можливість приділяти більше уваги навігації та пілотуванню.

У загальному випадку виділяють такі системи автоматичного пілотування :

- систему керування польотом;
- систему керування двигуном;
- систему автоматичного керування польотом;
- обчислювальну систему літаководіння.

Взаємодію систем автоматичного пілотування показано на рис. 1. Керування системами автоматичного пілотування здійснюється за допомогою відповідних пультів у кабіні пілота.

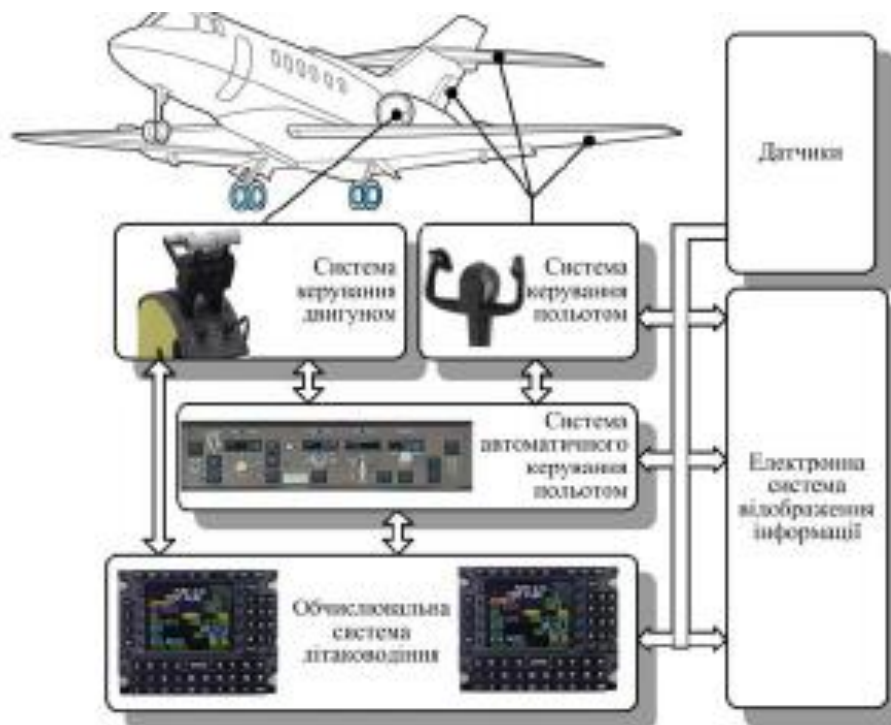


Рисунок 1- Взаємодія систем автоматичного пілотування

Система керування польотом (Fly-By-Wire – FBW) забезпечує керування положенням літака у повітрі за допомогою механічно відхильних частин (рулів висоти, рулів повороту, елеронів, закрилків, передкрилків, інтерцепторів).

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.

Обчислювальна система літаководіння (Flight Management System – FMS) допомагає пілоту виконувати навігаційні функції. Вона вказує наступне положення ПК відповідно до плану польоту для AFDS.

Дія всіх цих систем контролюється за допомогою великої кількості датчиків, що вимірюють параметри польоту ПК та відображають їх пілоту через систему електронної індикації.

2. Система керування польотом

Система FBW забезпечує керування положенням ПК у повітрі.

Основні функції FBW:

- керування за тангажом, креном, курсом;
- керування піднімальною силою;
- відхилення інтерцепторів відповідно до положення елеронів;
- оцінювання максимально допустимих відхилень та недопущення їх появи;
- зменшення обертового моменту у випадку відмови одного з двигунів;
- зниження впливу турбулентності;
- автоматична зміна ефективності елеронів залежно від повітряної швидкості та ін.

Керування польотом здійснюється шляхом регулювання кутів крену, тангажа та курсу.

Система FBW видає сигналізацію і не допускає відхилення параметрів курсу, тангажа та крену за максимально допустимі значення.

Для чутливого сприйняття величини відхилення на органи керування створюється дія сил, пропорційна відхиленню. Органи керування двох пілотів залежать один від одного. Відхилення одного з них призводить до аналогічного відхилення другого в однаковому напрямі. Відхилення органів керування передається до рухомих частин за допомогою механічної передачі або електричного сигналу. Канал передавання керувальних відхилень резервується. Принцип дії системи керування польотом показано на рис. 2.

У центрі системи міститься обчислювач. Дія пілота на органи керування передається на обчислювач, який оцінює, які елементи повинні відхилятися і наскільки. Сигнали відхилення передаються у систему контролю відхильного механізму. Механічні частини відхиляються за допомогою гідравлічних або електричних поворотних механізмів.

Положення відхильних частин контролюється спеціальними датчиками, що інформують систему контролю відхильного механізму, обчислювач і надають відомості про виміряні параметри системі електронної індикації.

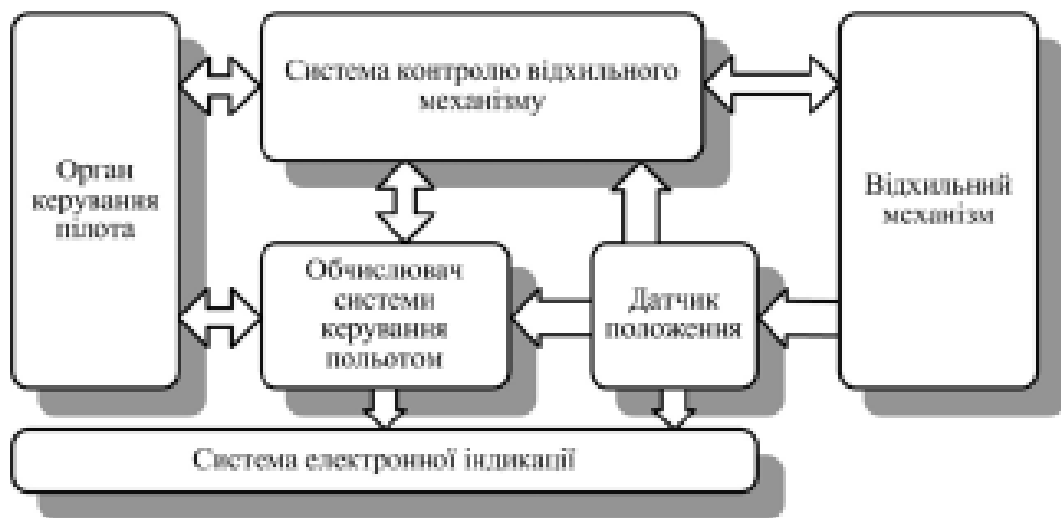


Рисунок 2 – Система керування польотом

3. Система автоматичного керування польотом

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. 3).

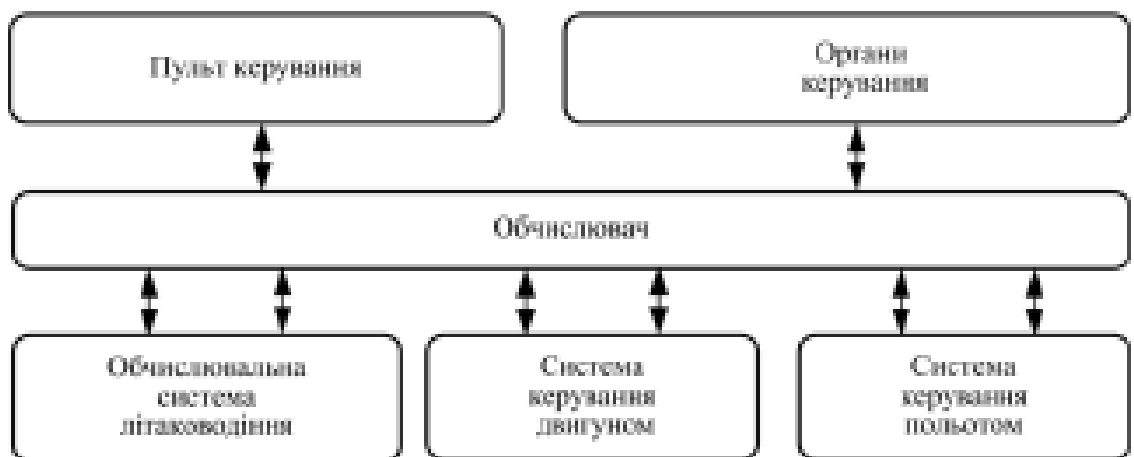


Рисунок 3 – Система автоматичного керування польотом

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 рулем висоти, боковий – елеронами та рулем напрямку 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.

Вхідну інформацію про стан параметрів польоту AFDS отримує від:

- системи керування загальнолітаковим обладнанням;
- радіовисотоміра;
- системи посадки;
- інерціальної навігаційної системи;
- системи висотошвидкісних параметрів;
- FMS.

AFDS забезпечує в автоматичному режимі:

- стабілізацію ПК відносно центра маси;
- стабілізацію барометричної висоти;
- стабілізацію курсу;
- керування польотом ПК за сигналами FMS;
- керування ПК під час заходу на посадку до висоти прийняття рішення;
- стабілізацію швидкості та числа Маха;
- попередження виходу параметрів швидкості, перенавантаження, кутів крену і тангажа за граничнодопустимі межі;
- балансування у поздовжньому та боковому напрямках і т. ін.

4. 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.

4. Загальний огляд інтегрованої системи керування польотом вертольоту Н-225

Автопілот призначений для полегшення пілотувальних навантажень. Замість пілота він керує повітряним судном за чотирма вісям керування польотом (тангаж – крен – ристання – важель загального шагу). Забезпечує наступні функції (на основі еталонних значень, що обрані пілотом):

- відношення підтримань (крен, тангаж)
- підтримання траєкторії польоту (висота, швидкість польоту та інше)

У взаємодії з визначеними радіонавігаційними системами він забезпечує захват та автоматичне відслідковування віссі наведення. Автопілот гнучкий: пілот в любий час може взяти керування на себе та перепрограмувати автопілот.

Керування автопілоту здійснюється за допомогою електричних команд через гідравлічні сервоприводи (рис. 4), котрі інтегровані в канали керування

польотом. Чотири гідропривода складають гідралічний блок, який живиться від лівої гідралічної системи LH. Автопілот також видає команди на електричні виконуючі механізми (SEMA) тангажа, крену, рискання, тримеру.

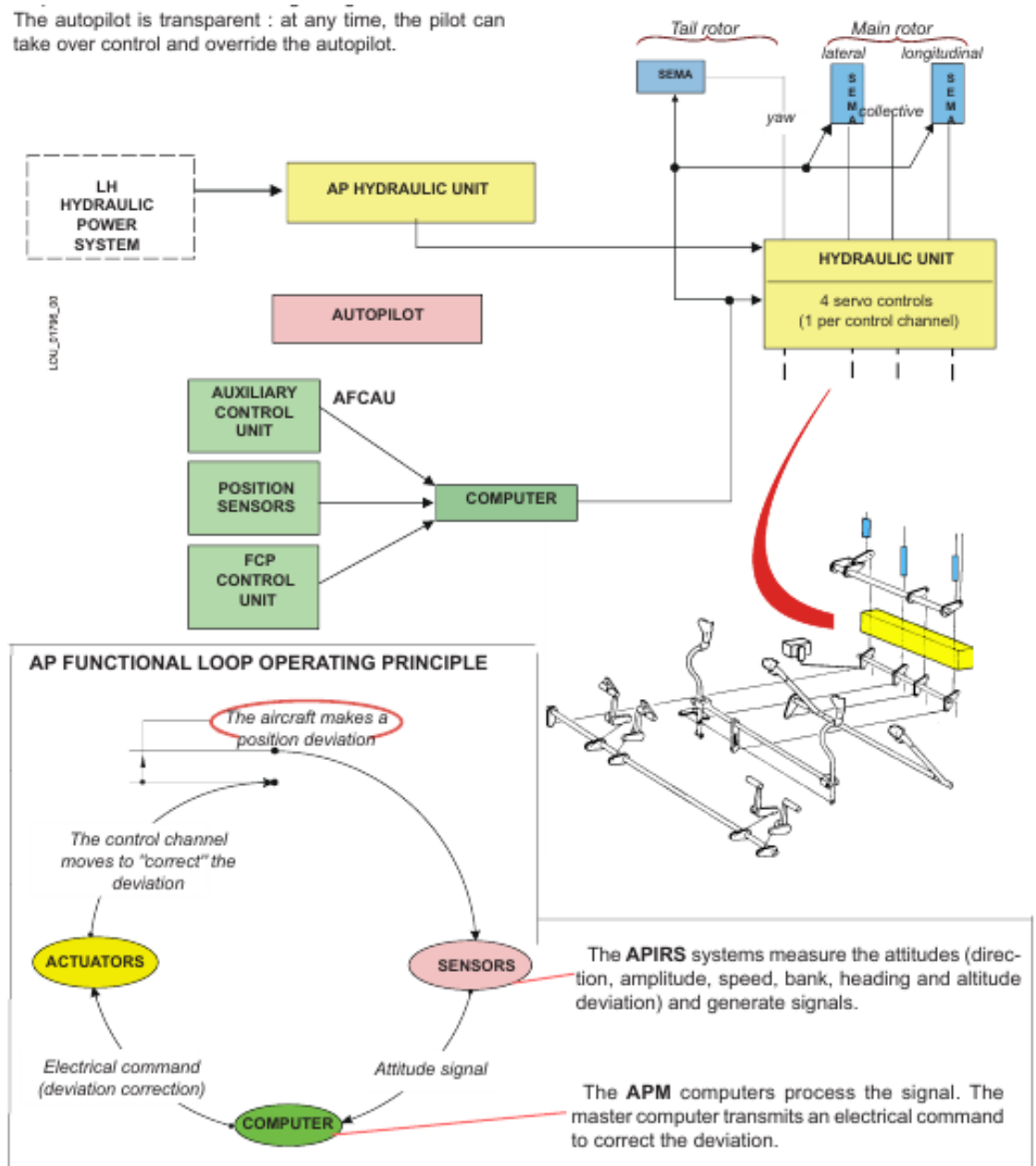


Рисунок 4 – Система керування польотом вертольоту Н-225

Електричні виконуючі механізми (SEMA) (рис.5), після підключення електричної системи вертольоту, запускаються та переходять в режим само тестування, далі результати передаються на обчислювачі автопілоту та системи керування польотом по лініям ARINC 429, перевіряються ними, та відправляються команди на електричні виконуючі механізми для встановлення їх в потрібне початкове положення. Обертання двигуна електромеханізму перетворюється ходовим гвинтом в лінійний рух заданого напрямку руху стрижня. Положення стрижня передається електричним сигналом на

компаратор, який порівнює його положення з заданим, якщо положення збігаються, подача живлення на електродвигун завершується.

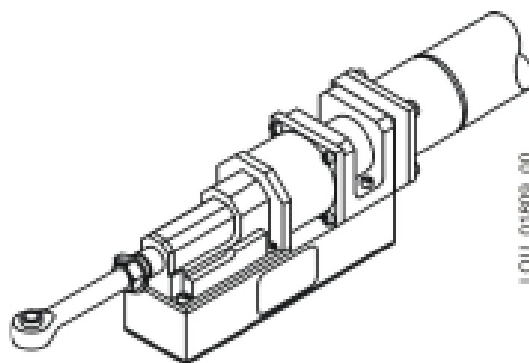


Рисунок 5 – Електричний виконуючий механізм

Двигун електромеханізму зупиняється. За допомогою електромеханізмів в усіх контурах керування (рис. 6) встановлюється опорна точка керування польотом, відносно якої контролюється відхилення важелів при ручному та автоматичному керуванні вертольотом. Схожі за конструкцією механізми МП-100 застосовуються в системі тримерів вертольоту Мі-2 та системи рухомих упорів СППУ-52 вертольоту Мі-8.

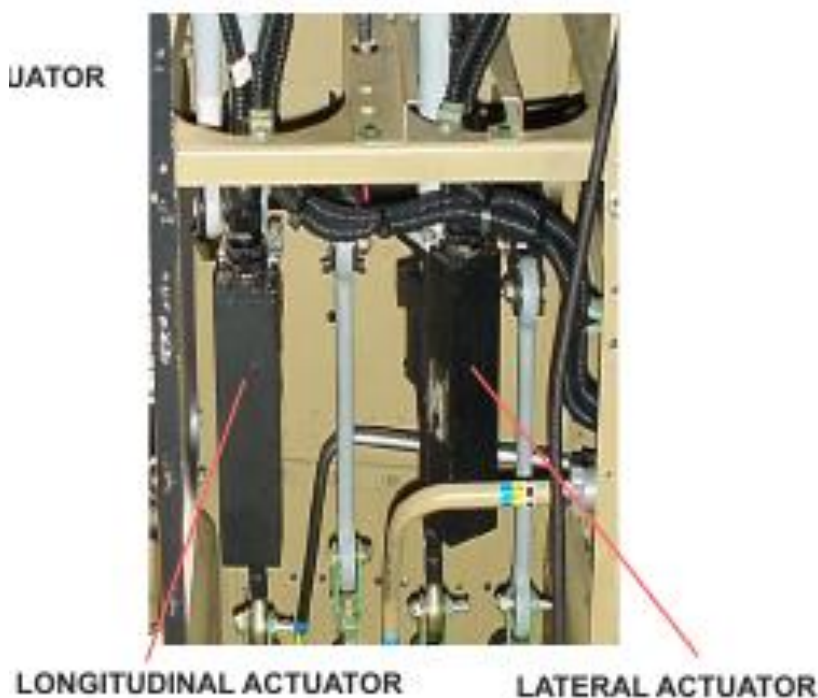


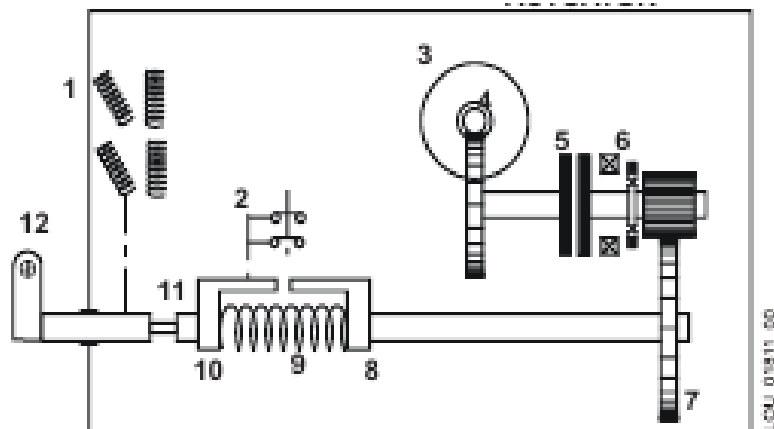
Рисунок 6 – Електромеханізми подовжнього та бічного каналів керування

В подальшому в роботу включаються паралельні електромеханізми (виконуючі механізми трима) (рис. 7).



Рисунок 7- Паралельні механізми триму.

Ці механізми (рис.8) визначають положення органів керування, створюють навантаження на органах керування вертольотом, контролюють та регулюють швидкість переміщення важелів системи керування, корегують опорну точку керування. Схожі механізми ЕМП-2 застосовуються в системі тримування керування вертольоту Мі-8.



- 1-RVDT (поворотный дифференциальный преобразователь) определяет положение выходного рычага
- 2-Двойной микропереключатель
- 3-шаговый двигатель
- 4- одноступенчатый редуктор
- 5-магнитная муфта
- 6-Демпфер
- 7 – двухступенчатый редуктор
- 8 -пластина № 1
- 9-пружина
- 10 -пластина № 2
- 11-Штифт
- 12-выходной вал

Рисунок 8 – Конструкція паралельного елемента триму.

Система автоматичного пілотування типу «Dual / Duplex» вертольоту Н-225 (рис.9) складається з двох комп'ютерних модулів АРМ 1 та АРМ 2. Кожен з цих модулів, в свою чергу, складається з двох вузлів, які здатні до самоконтролю та генеруванню сигналів керування.

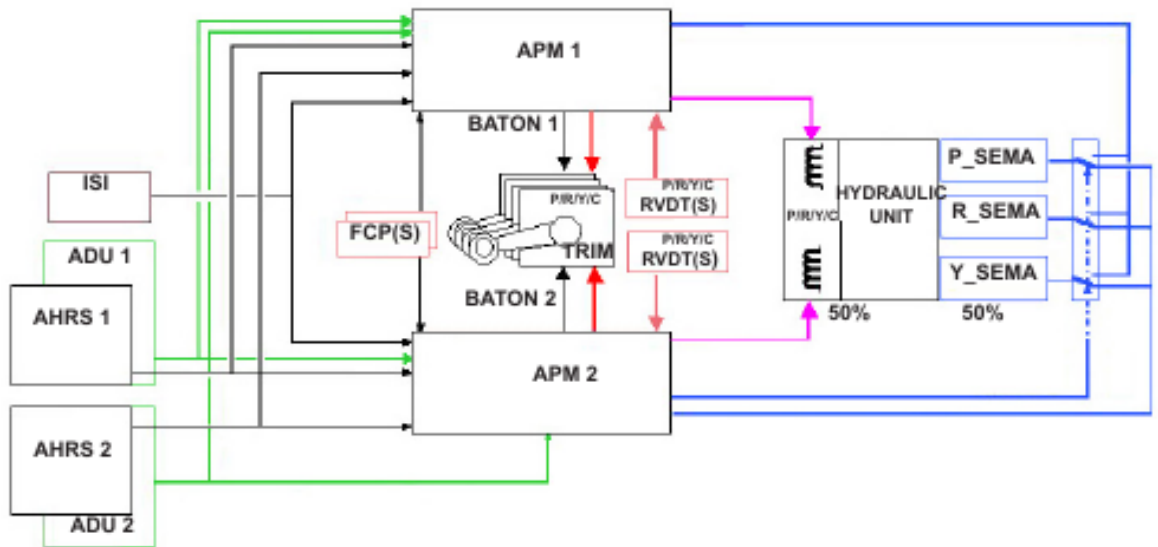


Рисунок 9 – Система автоматичного пілотування вертольоту Н-225

Два АРМ генерують керуючі сигнали для послідовних приводів, на 50% для сервоклапанів (аналогові сигнали), 50% для приводів SEMA (цифрові сигнали), для паралельних приводів 100% (сигнали аналогові). Основним обчислювачем є АРМ 2, АРМ 1 – дублюючий. При відмові АРМ 2, АРМ 1 бере керування на себе без втрачання режимів керування та функцій системи автоматичного керування польотом та контролю керування AFCS.