

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

Циклова комісія авіаційного і радіоелектронного обладнання

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Авіаційні прилади та інформаційно-вимірювальні
системи авіоніки повітряних суден та безпілотних літальних апаратів»
вибіркових компонент
освітньо - професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

***141. Електроенергетика, електротехніка, електромеханіка
(Електромеханіка)***

за темою № 12 - Гіроскопічні вимірювачі параметрів польоту

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

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

Розробник:

Викладач циклової комісії авіаційного і радіоелектронного обладнання, спеціаліст вищої категорії Хебда А.С.

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 лекції:

1. Авіагоризонт;
2. Блок контролю кренів БКК-18;
3. Сигналізатор порушення живлення СНП-1;
4. Показчик повороту ЕУП-53К.

Рекомендована література:

Основна література:

1. Авіаційні радіоелектронні системи / О.О.Чужа, О.Г. Ситник, В.М. Хімін, О.В. Кожохіна. – К.:НАУ, 2017. – 264с.-
2. Авіоніка: навч. посіб. / В.П. Харченко, І.В. Остроумов. – К. : НАУ, 2013. – 272 с.
3. Харченко В.П. Авіоніка безпілотних літальних апаратів / В.П. Харченко, В.І.Чепіженко, А.А.Тунік, С.В.Павлова. – К.: ТОВ «Абрис–принт», 2012. – 464 с.
4. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. / В.О. Рогожин, В.М. Синєглазов, М.К. Філяшкін. Підручник. – К.: НАУ, 2005. – 316с.
5. Теоретичні основи експлуатації авіаційного обладнання. Навч. посіб. / А.В. Скрипець. – К.:НАУ, 2003. – 396с.

Допоміжна література:

1. Приладове обладнання та електронна автоматика літальних апаратів/ В.А. Антілаторов, М.М. Петренко, А.В. Статигін. – Х.:ХНУПС, 2017.- 172с.
2. Єдині конспекти по АіРЕО Мі-8 на цикловій комісії.
3. Керівництво з льотної експлуатації вертольота Мі-8 - М.: Департамент повітряного транспорту, 1996.
4. Конспекти лекцій з базової підготовки технічного персоналу згідно вимог Part-66, Part-147 (Модуль 3, 13, 14)

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn2.pdf
2. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn3.pdf
3. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn1_ch2.pdf
4. http://aviadocs.net/RLE/Mi-2/CD1/RTO/Mi-2_RTO-75EP_ch2.pdf
5. http://aviadocs.com/RLE/Mi-8/CD1/TO/Mi-8_TO_kn4.pdf
6. http://www.aviadocs.net/RLE/Mi-8/CD1/TO/Mi-8_TO_kn1.pdf
7. http://flightcollege.com.ua/library/3_Mi_8_MTV_1_RTE%60_Kniga_4.pdf

Текст лекції

1. Авіагоризонт

Гірогоризонт. Основою гірогоризонту є електричний триступеневий гіроскоп з гіромоторами трифазного струму. Робота гірогоризонту заснована на властивості гіроскопа з трьома ступенями свободи зберігати незмінним напрямом його головної осі в просторі.

Для підтримки головної осі ротора гіроскопа в вертикальному положенні передбачена система корекції. При дії тривалих односторонніх прискорень (набір швидкості, гальмування, віраж) авіагоризонт з включеною корекцією накопичує похибка, для зменшення якої в приладі передбачено автоматичне відключення поперечної корекції на віражах від вимикача корекції ВК-53ЕРВ.

Показчик ковзання. Показчик ковзання (креноскоп) призначений для контролю льотчиком правильності виконання розворотів. При координованому розвороті кулька креноскопа повинен залишатися між обмежувачами. Відхилення кульки свідчить про наявність ковзання. Напрямок зміщення кульки збігається з напрямком ковзання.

Авіагоризонт АГБ-3К.

призначений:

- для визначення положення вертольоту в просторі відносно площини істинного горизонту;
- для визначення наявності та напрямки бічного ковзання;
- для видачі в систему САРПП-12ДМ і апаратуру ДІСС-15 (від лівого АГБ-3К) і в автопілот АП-34Б (від правого АГБ-3К) електричних сигналів, пропорційних кутах крену і тангажа.

Авіагоризонт АГБ-3К є комбінований прилад, що складається з гірогоризонту і показчика ковзання.

Лівий АГБ-3К отримує живлення по постійному струму +27 В від акумуляторної шини і по змінному трифазному струмі 36 В 400 Гц від шин ПТ-200Ц, а правий - від шин ВУ і генераторних шин 3ф ~ 36 В 400 Гц.

У авіагоризонт застосована сигналізація відмови живлення, що реагує на відсутність постійного і змінного струму в приладі. Сигналізація спрацьовує також в разі обриву будь-якої фази змінного струму на ділянці від штепсельного роз'єму до колектора гіровузла приладу і в разі обриву не менше двох вивідних кінців гіромотору. У разі відсутності харчування або обриву в ланцюзі на лицьовій частині приладу викидається червоний прапорець.

Для зменшення часу готовності авіагоризонту при його включенні в роботу в приладі застосований механічний аретир. Кнопка аретира з написом НАТИСНУТИ перед пуском розташована на лицьовій частині приладу.

Обертання ручки кремальєри дозволяє переміщати шкалу тангажу щодо центру "силуету-літачка" в межах $\pm 10^\circ$.

Основні технічні дані:

- догляд гіроскопа на хитному підставі за 5 хв при вимкненому корекції не більше $\pm 2,5^\circ$ по крену і тангажу;

- швидкість прецесії гіроскопа по осі крену і тангажа під дією корекції від 1,8 до 6 град / хв;

- похибка показань приладу, відлік яких ведеться за шкалою крену і шкалою тангажа, включаючи застій і інструментально-шкалову помилку, не перевищує:

1. на нулі і кутах 0 - 30 ° не більше $\pm 1^\circ$;

2. на кутах понад 30 ° не більше $\pm 2^\circ$;

- діапазон граничних кутів роботи:

1. по крену $\pm 360^\circ$;

2. по тангажу $\pm 80^\circ$;

- напруга живлення:

1. змінний трифазний струм 36 В 400 Гц;

2. постійний струм $27 \pm 2,7$ В;

- споживаний струм:

1. змінний не більше 0,9 А;

2. постійний не більше 0,3 А;

- час готовності приладу не більше 1,5 хв.

Порядок включення авіагоризонту.

1. Перед включенням харчування необхідно:

- переконатися в справності захисного скла авіагоризонту;

- перевірити відповідність установки кульки покажчика ковзання з покажчиком ковзання приладу ЕУП-53К;

- перевірити, чи немає повітряної бульбашки в трубці покажчика ковзання;

- перевірити надійність кріплення приладу до приладовій дошці.

2. Натиснути ручку аретира до повного аретирування приладу (ручка аретира повинна дійти до упору).

3. Включити живлення приладу. Прапорець сигналізатора відмови харчування повинен забратися. Через 1,5 хв з моменту включення живлення на шкалі тангажу повинен бути встановлений кут вертольота.

Силует-літачок повинен при цьому стояти проти нульових розподілів шкали крену з точністю $\pm 1^\circ$.

4. Перевірити відхилення ручки кремальєри по ходу годинникової стрілки до упору, при цьому шкала тангажу повинна переміщатися вниз. При повороті кремальєри проти годинникової стрілки до упору шкала тангажу повинна переміщатися вгору. Кремальєра в діапазоні переміщення від упору до упору повинна переміщатися без заїдання і ривків.

Авіагоризонт АГБ-96. Призначений для забезпечення пілота візуальною інформацією про становище вертольота і видачі сигналів крену і тангажа зовнішнім споживачам.

Авіагоризонт АГБ-96 має різні модифікації виконання індикаторного частини, які призначені для індикації:

- АГБ-96Р - кутів крену, тангажу, бічного ковзання;

- АГБ-96Д - кутів крену, тангажу, бічного ковзання і команд управління по крену і тангажу, що формуються системою автоматичного управління.

Авіагоризонт складається з наступних вузлів і систем:

- гіросистеми;
- вузла аретира;
- вузла кремальєри;
- системи індикації;
- системи електроживлення і сигналізації відмов;
- вузла видачі сигналів крену і тангажа;
- вузла підсвітки.

Експлуатація авіагоризонту АГБ-96 на вертольоті має деякі особливості.

Основні технічні дані:

- догляд гіроскопа за 3 хв при завалах на 20° по крену, не більше:
 1. в нормальних умовах 6° ;
 2. при температурах $+55^\circ\text{C}$ і -20°C $7,5^\circ$;
- похибки авіагоризонту по крену і тангажу, не більше:
 1. на нерухомому підставі $\pm 0,5^\circ$;
 2. на хитному підставі $\pm 1,5^\circ$;
 3. на вібрує підставі $\pm 2,5^\circ$;
 4. після виконання координованих маневрів і розворотів за 3 хв $\pm 5,0^\circ$;
- діапазон граничних кутів роботи:
 1. по крену $\pm 360^\circ$
 2. по тангажу $\pm 75^\circ$
- напруга живлення:
 1. змінний струм (фази А і С) 36 В 400 Гц;
 2. постійний струм $27 \pm 2,7$ В;
- час готовності приладу, не більше 3 хв.

Гіросистема. Гіросистема призначена для стабілізації елементів індикації щодо площини горизонту.

Гіросистема авіагоризонту є коректований триступеневої гіроскоп, що складається з ротора гіромотора, внутрішньої і зовнішньої (карданної) рам.

Вузол аретира. Вузол аретира призначений для швидкого приведення внутрішньої і зовнішньої рамок гіроскопа в початкове положення для скорочення часу готовності авіагоризонту.

Арретірованія здійснюється витягуванням ручки аретира, розташованої на передньому фланці приладу, на себе до упору і утримуванням її в цьому положенні протягом декількох секунд, щоб рамки гіроскопа зайняли вихідне положення.

Ручка аретира також дозволяє фіксувати рамки гіроскопа в непрацюючому приладі шляхом установки на фіксатор (в транспортне положення), для чого ручку необхідно потягнути на себе до упору й повернути за годинниковою стрілкою.

Вузол кремальєри. Вузол кремальєри призначений для виставки початкового значення кута тангажа.

Механізм кремальєри приводиться в дію за допомогою ручки аретира. При

повороті ручки забезпечується переміщення силуету літачка в діапазоні кутів тангажа 7° вгору і 10° вниз.

Система індикації. У авіагоризонт застосована індикація «Вид з вертольота на землю», яка включає в себе рухливі елементи - катушку, екран з індексом крену і екран з індексом zenіту, пов'язані із зовнішньою рамкою, і нерухомі - силует літачка, шкалу крену, закріплені на корпусі приладу.

Верхня частина катушки забарвлена в блакитний колір («небо»), нижня - в коричневий колір («земля»). Катушка стабілізується в просторі так, що розділова лінія «земля-небо» - лінія штучного горизонту - завжди залишається паралельною лінії істинного горизонту.

Ковзання вертольота відображається покажчиком ковзання (креноскопом) розташованим внизу лицьовій частині авіагоризонту.

У авіагоризонт АГБ-96Д додатково є вузол індикації команд управління по крену і тангажу, що складається з двох командних планок в центрі лицьової частини приладу. При надходженні команд управління по крену і тангажу командні планки відхиляються відповідно вправо-вліво і вгору-вниз щодо центру силуету літачка в діапазоні ± 12 мм.

На лицьову частину авіагоризонту виведений прапорець червоного кольору з чорними буквами АГ сигналізатора відмови авіагоризонту.

Система електроживлення і сигналізації відмов. Електроживлення авіагоризонту здійснюється постійним струмом напругою 27 В.

У авіагоризонт є схема контролю справності, що формує сигнал справності. При зниженні оборотів гіромотора при порушенні електроживлення або заклинювання гіромотора сигнал справності знімається і у видимій зоні лицьової частини авіагоризонту з'являється прапорець сигналізатора відмови.

Вузол видачі сигналів крену і тангажа. Вузол видачі сигналів крену і тангажа призначений для видачі зовнішнім споживачам сигналів, пропорційних синусу і косинусу кутів крену і тангажа, з датчиків кута - синусно-косинусного трансформаторів (СКТ), розташованих по осях внутрішньої і зовнішньої рамок і конструктивно виконаних у вигляді ротора і статора.

Вузол підсвітки. Вузол підсвітки призначений для освітлення лицьовій частині авіагоризонту в нічних умовах і складається з надмініатюрних ламп СМН6-80-2. Для харчування ламп підсвітки використовується перемінне напруга 5,5 В частотою 400 Гц.

Експлуатація авіагоризонту АГБ-96. Включення авіагоризонту. Через 1 ... 1,5 хв після включення електроживлення авіагоризонту зніміть ручку аретира з фіксатора, потягнувши ручку на себе до упору і повернувши проти годинникової стрілки.

У авіагоризонт АГБ-96Д вирівняйте індекс кремальєри з відміткою на фланці авіагоризонту.

Після закінчення часу готовності авіагоризонту (не більше 3 хв) прапорець АГ повинен бути поза видимою зоною лицьовій частині, а показання авіагоризонту по крену і тангажу повинні відповідати стоянковим кутам вертольота з похибкою не більше $\pm 2,5^\circ$ (при отнівелірованном вертольоті з

похибкою не більше $\pm 30'$).

ПОПЕРЕДЖЕННЯ:

При появі прапорця АГ В видимій зоні ЛИЦЬОВОЇ ЧАСТИНИ ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ КОРИСТУВАННЯ авіагоризонт В ПОЛЬОТІ.

Виконання тривалої розвороту (БІЛЬШЕ 360°) ПРИ ЗДІЙСНЕННІ КОНТРОЛЮ ЗА авіагоризонт БЕЗ прямолінійній ділянці, ЩО ЗАБЕЗПЕЧУЮТЬ КОРЕКЦІЮ гіроскоп, НЕ ДОЗВОЛЯЄТЬСЯ.

Горизонтальний політ. При горизонтальному польоті з постійною швидкістю і нульовому куті атаки лінія штучного горизонту (лінія горизонту шкали тангажа) повинна збігатися з силуетом літачка авіагоризонту, а нульова відмітка шкали крену - з індексом крену. Зміна кута атаки авіагоризонт показує як набір висоти або зниження.

У польоті з постійним кутом атаки в авіагоризонт АГБ-96Д пілот обертанням ручки кремальєри може поєднати силует літачка з лінією горизонту шкали тангажа. В цьому випадку при виконанні вертольотом еволюцій по тангажу необхідно враховувати зміщення лінії горизонту шкали тангажа щодо дійсного горизонту.

Набір висоти і зниження. Напрямок по тангажу (кабрування або пікірування) визначається за положенням силуету літачка щодо «Землі-неба».

При наборі висоти (без крену) нульова відмітка шкали крену збігається з індексом крену, пілот бачить силует літачка на блакитному тлі шкали тангажа (кабрування).

Крен, розворот. Напрямок крену (правий або лівий крен) визначається за положенням силуету літачка щодо лінії горизонту шкали тангажа. При цьому слід користуватися правилом «Крило під горизонт»:

- якщо ліве крило силуету літачка під лінією горизонту - відображається лівий крен;
- якщо праве крило силуету літачка під лінією горизонту - відображається правий крен.

Точна оцінка кутів крену проводиться по положенню рухомого індексу крену щодо нульової позначки шкали крену.

При координованому розвороті кулька покажчика ковзання повинен знаходитися в центрі між обмежувальними ризиками.

Вимкнення авіагоризонту. Вимкніть електроживлення авіагоризонту, у видимій зоні лицьової частини повинен з'явитися прапорець АГ. Встановіть ручку аретира авіагоризонту на фіксатор, потягнувши ручку на себе до упору і повернувши її за годинниковою стрілкою.

УВАГА. ПІСЛЯ ВІДКЛЮЧЕННЯ ЕЛЕКТРОЖИВЛЕННЯ авіагоризонт не переносять і не повертається ПРОТЯГОМ 15 ХВИЛИН.

2. Блок контролю кренів БКК-18

Блок контролю кренів БКК-18 призначений для контролю трьох авіагоризонтів по крену з видачею сигналізації про відмову і для сигналізації моменту досягнення вертольотом величини допустимого граничного крену.

- З блоком контролю кренів БКК-18 взаємодіють:
- три авіагоризонту (лівий, правий, резервний);
 - сигналізатор порушення харчування СНП-1;
 - сигнальні табло «ВІДМОВА АГ ЛЕВ», «ВІДМОВА АГ ПРАВ», «ВІДМОВА АГ РЕЗЕРВ», «КРЕН ВЕЛИКА»;
 - перемикач «ПРЕДЕЛ.КРЕН» для перемикання в БКК-18 рівня сигналу граничного крену 15° або 33° ;
 - кнопка «КОНТРОЛЬ БКК».

Крім того, блок БКК-18 видає сигнал на табло «виправити БКК», а сигналізатор СНП-1 - на табло «НІ КОНТРОЛЮ АГ» при порушенні харчування блоку БКК-18.

Блок БКК-18 встановлений в передній частині кабіни екіпажу за центральним пультом у шп.№ 1Н (вертоліт Мі-8МТВ) або на лівій етажерці в кабіні екіпажу на шп.№ 5 (вертоліт Мі-171).

Основні технічні дані БКК-18.

Поріг спрацьовування блоку при розходженні між показаннями відмовив АГ і середнім значенням показань справних АГ $5^\circ \dots 9^\circ$.

Сигналізація про досягнення вертольотом граничного крену $\pm (15^\circ \pm 2,5^\circ)$ $\pm (33^\circ \pm 4^\circ)$.

Споживані струми:

- від джерела 36 В 400 Гц не більше 0,1 А;
- від джерела 27 В не більше 0,65 А.

3. Сигналізатор порушення живлення СНП-1

Сигналізатор порушення харчування СНП-1. Сигналізатор порушення живлення СНП-1 призначений для видачі сигналу при порушенні харчування БКК-18. Сигнал видається при зниженні напруги нижче допустимого або обриві однієї, двох або трьох фаз змінного струму 36 В 400 Гц, а також при зниженні напруги або обриві в мережі постійного струму 27 В. Сигнал видається на табло «НІ КОНТР АГ» і в блок БКК- 18, який при цьому переводиться в режим «Обнулення».

Сигналізатор СНП-1 встановлений в передній частині кабіни екіпажу за центральним пультом у шп.№ 1Н (вертоліт Мі-8МТВ) або на лівій етажерці в кабіні екіпажу на шп.№ 5 (вертоліт Мі-171).

Електроживлення сигналізатора СНП-1 забезпечується АЗС «БКК» на лівому щитку електропульт через запобіжник СНП, розташований на панелі запобіжників близько щитка запобіжників.

Основні технічні дані СНП-1

Блок отримує живлення від джерела постійного струму напругою 24-29,4 В.

Струм споживання не перевищує 400 мА.

Поріг спрацьовування блоку при зниженні напруги живлення контрольованих ланцюгів:

- по змінному струмі - 27 ± 3 В;

- по постійному струму - 15 ± 3 В.

3. Затримка спрацьовування блоку не повинна перевищувати 1 сек.

4. Показчик повороту ЕУП-53К

Електричний показчик повороту ЕУП-53К служить для вказівки повороту вертольота навколо вертикальної осі і забезпечує можливість контролювати правильність виконаного віражу. Показчик повороту є комбінованим приладом, що складається з гіроскопічного показчика повороту, призначеного для вказівки льотчику про наявність і напрямку кутової швидкості обертання вертольота щодо вертикальної осі, і показчика ковзання, що вказує про наявність і напрямку ковзання вертольота.

Показчик ЕУП-53К встановлений на лівій панелі приладів.

Основні технічні дані.

Напруга живлення $27 \text{ В} \pm 10\%$.

Споживаний струм не більше 0,13 А.

Похибка при нормальних умовах з креном $15, 30, 45^\circ$ і кутовими швидкостями відповідно 1,1; 2,3 і 4 град / с не більше $1,5^\circ$.

Розбіжність стрілки з нульовою відміткою шкали $\pm 1^\circ$.

Час повернення стрілки з крайнього положення $3,5 \pm 0,5$ с.

Принцип дії показчика повороту. Принцип дії показчика повороту заснований на використанні властивості гіроскопа з двома ступенями свободи поєднувати вектор кутової швидкості власного обертання з вектором кутової швидкості вимушеного обертання. Поворот вертольота навколо вертикальної осі показує стрілка, яка відхиляється щодо нульової позначки шкали вправо або вліво в залежності від напрямку повороту. Відхилення стрілки тим більше, чим більше кутова швидкість обертання вертольота.

Принцип дії показчика ковзання. У показчику ковзання використано основне властивість фізичного маятника встановлюватися в напрямку діючої на нього сили тяжіння (в напрямку справжньої вертикалі), а в разі дії кількох сил - в напрямку рівнодіючої цих сил (в напрямку уявній вертикалі).

Чутливим елементом показчика ковзання є кулька, що переміщається всередині скляної трубки. Відхилення кульки вліво або вправо від середнього положення як при прямолінійному польоті, так і при віражі вказує на відповідне ковзання вертольота.