

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Методичні вказівки студентам
щодо виконання лабораторних робіт з дисципліни
«ПЛЮТАЖНІ КОМПЛЕКСИ»

УДК 629.735.051–52(076.5)

ББК 052–05 Я 73–5
Б836

Укладачі: Є.П. Бортін, М.К. Філяшкін

Рецензент О.К. Аблесімов - проф., заслужений діяч науки і техніки України.

Затверджено методично – редакційною радою університету

Б836 Дослідження систем автоматичного управління повітряних суден:
Методичні вказівки до виконання лабораторних робіт.

Уклад.: Є.П. Бортін, М.К. Філяшкін. –
К.: НАУ, 2021.–128с.

Містять скорочені теоретичні питання, та описи лабораторних установок, вказівки та завдання на випробування систем автоматичного управління повітряних суден.

Призначені для студентів, що проходять навчання за освітньо-кваліфікаційним рівнем "Бакалавр" за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології».

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №1 ВИВЧЕННЯ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ АВТОПІЛОТУ «КРЕМІНЬ-40»

Виконання лабораторної роботи має за мету:

- повторити теоретичні питання щодо побудови контурів автоматичного управління кутівом положенням літака та висотою польоту;
- вивчити принцип дії, режими роботи та закони управління автопілоту (у подальшому АП) "Кремінь-40", а також особливості побудови структурних схем АП;
- отримати практичні навички з перевірки основних технічних характеристик АП за допомогою контрольно-перевірочної апаратури.

1. ПРИЗНАЧЕННЯ АВТОПІЛОТУ ТА ВИКОНУВАНІ ЇМ ФУНКЦІЇ

Автопілот АП-40 призначений для автоматичного пілотування літаком Як-40. АП знижує фізичне навантаження та втомленість членів екіпажу, через виконання одноманітних дій зі стабілізації крейсерського режиму польоту протягом тривалого часу і надає можливість зосередити увагу на вирішенні навігаційних завдань літаководіння.

Автопілот забезпечує стабілізацію кутів крену, курсу, тангажа та барометричної висоти польоту; виконання координованих розворотів; набір висоти та зниження; автоматичне тримання руля висоти за допомогою керованого стабілізатора.

В АП передбачений режим сумісного управління, який забезпечує швидкий перехід з режиму автоматичного в режим штурвального управління літаком з одночасним переведенням АП в режим узгодження. Система вбудованого контролю АП забезпечує безпеку польоту в разі виникнення в ньому несправностей.

Вмикання АП не вимагає попереднього налаштування і може проводитися на будь-якому курсі і при будь-якому крені, а по тангажу - в зоні кутів $\pm 15^\circ$. При включенні зберігається поточний кут тангажа, а по крену літак приводиться в горизонт.

2. ОСНОВНІ ТЕХНІЧНІ ДАНІ

Напруги живлення:

- постійного струму - 27В;
- змінного струму - 36В 400Гц.

Споживані струми:

- постійний - не більше 3А;
- змінний (в кожній фазі) - не більше 4А.

Час готовності АП до вмикання - не більше 100 сек.

Похибки стабілізації в незбуреній атмосфері при постійній швидкості польоту:

- з курсу - $\pm 1^\circ$;
- з тангажу - $\pm 0,5^\circ$;
- з крену - $\pm 0,5^\circ$;
- з висоти польоту - ± 20 м.

Зона робочих кутів АП:

- з курсу - не обмежена;
- з крену $\pm 30^\circ$;
- з тангажу $\pm 15^\circ$.

Швидкість управління від рукоятки АП по тангажу:

- мала швидкість - $0,7^\circ/\text{сек}$;
- велика швидкість - $1,9^\circ/\text{сек}$.

Мінімальна висота використання АП - 300 м.

Вага АП - 24 кг.

3. КОМПЛЕКТАЦІЯ

У комплект АП «Кремень-40» входять (див. рис.1):

- пульт управління ПУ – 1 шт.;
- обчислювач крену ВК – 1 шт.;
- обчислювач тангажа ВТ – 1 шт.;
- рульові машини:
 - крену РД7А-К – 1 шт.
 - тангажа РД7А-Т – 1 шт.
 - направлення РД7А-Н – 1 шт.
- коректор висоти КВ-11 – 1 шт.;
- датчик зворотного зв'язку (ДОС) стабілізатора – 1 шт.;
- пульт перевірки автопілоту ПП – 1 шт.;
- реле вмикання гідрокрану стабілізатора ТКЕ-52 – 2 шт.;
- кнопка вимикання автопілоту КНЗ – 2 шт.;
- кнопка сумісного управління КНЗ – 2 шт.

ПРИМІТКА. Разом з блоками АП поставляється амортизована основа для обчислювачів, запчастини, інструмент і зворотні частини штепсельних роз'ємів.

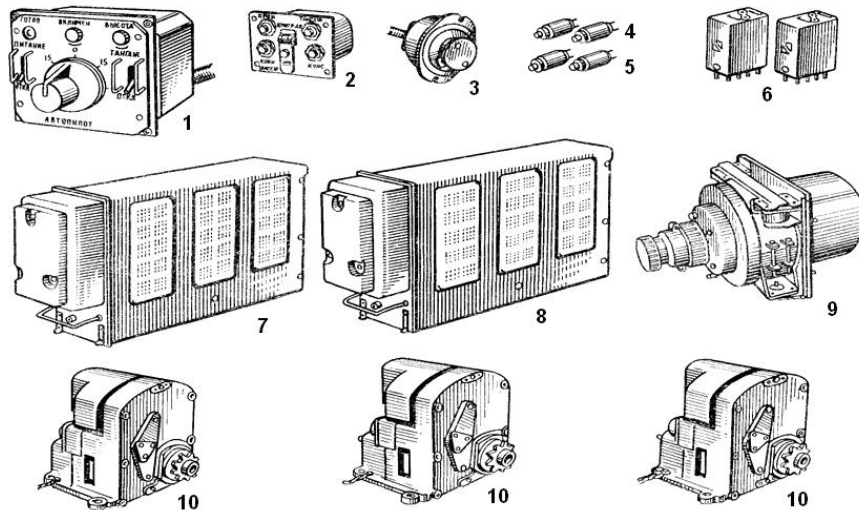


Рис.1. Комплект автопілоту:

1 - пульт управління; 2 - пульт перевірки; 3 – датчик зворотного зв'язку (ДОС) стабілізатора; 4 - кнопки вимикання АП; 5 - кнопки сумісного управління; 6 - реле вмикання гідрокрану стабілізатора; 7 - обчислювач крену; 8 - обчислювач тангажа; 9 - коректор висоти; 10 - рульові машини.

4. СТРУКТУРНА СХЕМА АВТОПІЛОТУ

Управління бічним рухом літака здійснюється через канали елеронів (канал крену) і руля направлення, а поздовжнім - через канал руля висоти (канал тангажа). Структурна схема АП представлена рис.2.

Канал крену складається з обчислювача крену (ВК) і рульової машини крену Д7А-К.

Канал направлення складається з обчислювальної частини, конструктивно розташованої в обчислювачі крену, і рульової машини направлення РД7А-Н.

Канал тангажа складається з обчислювача тангажу (ВТ), рульової машини тангажу РД7А-Т, коректора висоти КВ-11 і датчика зворотного зв'язку (ДОС) стабілізатора.

У обчислювачах АП зосереджені підсилювальні блоки сервоприводу, елементи, що необхідні для перетворення, підсумовування і посилення керуючих сигналів, схеми узгодження, а також елементи, які забезпечують перемикання режимів роботи АП. Обчислювачі також містять елементи, що безперервно контролюють роботу основних ланцюгів каналу і відключають канал в разі несправності з сигналізацією льотчику.

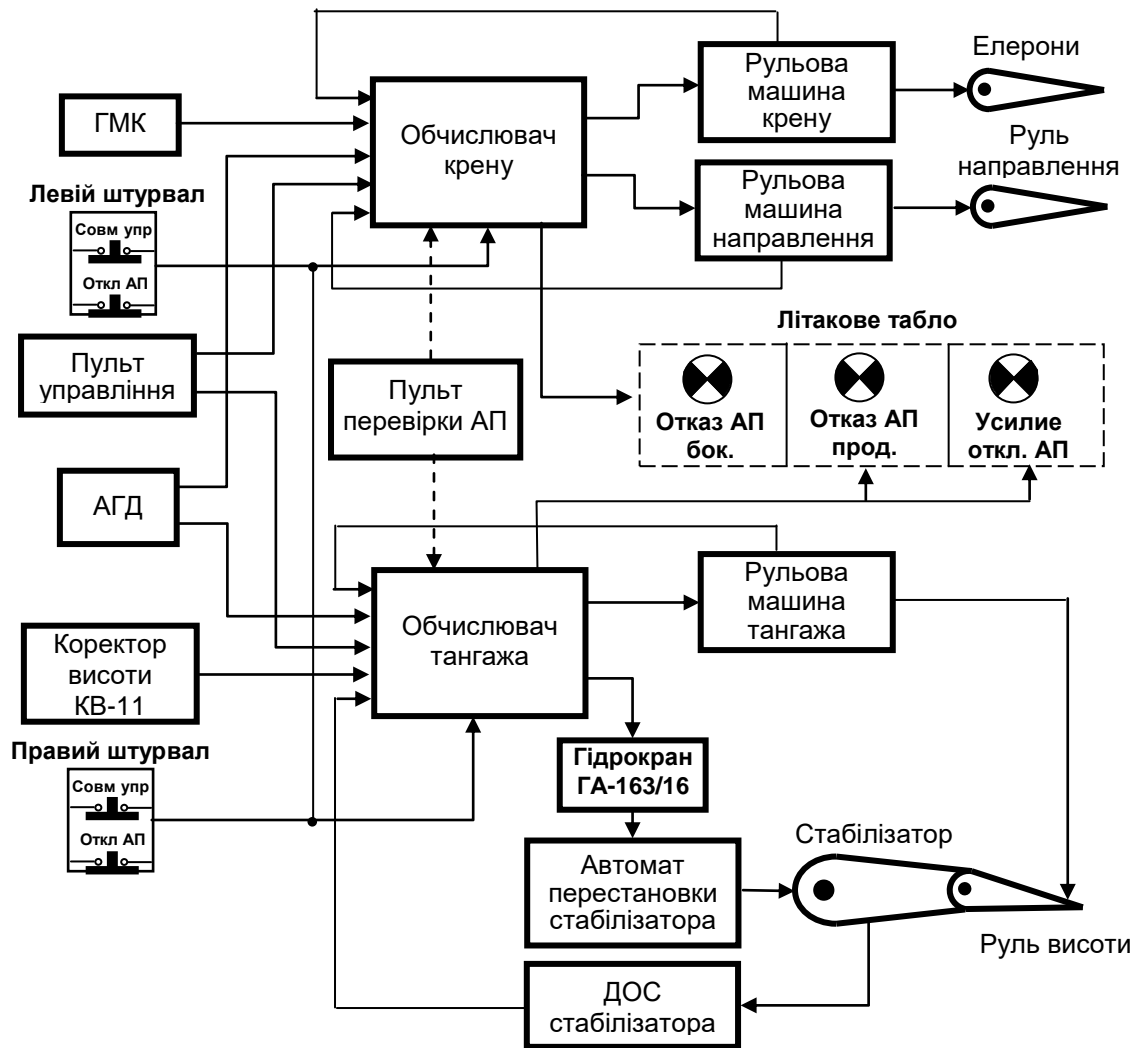


Рис. 2. Структурна схема автопілота.

Рульова машина (РМ) автопілота є виконавчим органом сервоприводу і являє собою електромеханічний пристрій, що служить для управління рульовим поверхнями літака. Вона складається з двигуна з редуктором, датчика позиційного зворотного зв'язку, датчика швидкісного зворотного зв'язку, муфти зчеплення і муфти пересилування. Вихідний вал рульової машини механічно зв'язаний з органами управління літака.

Пульт управління (ПУ) автопілота являє собою електромеханічний пристрій, що має комбіновану рукоятку управління по крену і тангажу, вимикачі і кнопки-лампочки, які забезпечують включення живлення АП, перемикання режимів його роботи з сигналізацією льотчику. У кабіні літака ПУ монтується на середньому пульті льотчиків (див. рис.3).

Пульт перевірки (ПП) автопілота призначений для вмикання наземного контролю АП при проведенні передпольотної підготовки.

Коректор висоти (КВ-11) являє собою електромеханічний пристрій, який видає електричний сигнал, пропорційний зміни барометричної висоти польоту відносно тієї, що стабілізується.



Рис. 3

Датчик зворотного зв'язку (ДОС) стабілізатора призначений для видачі електричного сигналу, пропорційного куту відхилення стабілізатора літака. Датчик механічно зв'язаний зі стабілізатором і являє собою індукційний датчик повороту, поміщений в корпус.

Кнопки 1 вимикання АП і кнопки 2 сумісного управління монтуються (див. рис. 4) на штурвалах першого і другого пілотів.



Рис. 4

АП працює спільно з гіровертикаллю АГД (або АГБ), з гіромагнітним компасом ГМК-1Г, гідрокраном стабілізатора ГА-163/16, який управляє автоматом перестановки стабілізатора, з системою звукової та світлової сигналізації літака.

5. РЕЖИМИ РОБОТИ, ЗАКОНИ УПРАВЛІННЯ ТА СТРУКТУРНІ СХЕМИ КАНАЛІВ АВОТПЛОТУ

У роботі АП можна виділити такі режими роботи:

- режим узгодження;
- режим стабілізації курсу, крену та тангажа;
- режим стабілізації барометричної висоти польоту;
- режими управління кутами крену і тангажа;
- режим сумісного управління.

5.1. Режим узгодження

Режим узгодження (режим автоматичної підготовки АП до вмикання) вмикається тумблером "Питание" на пульті управління АП.

У режимі узгодження рульові машини АП відключені, а все вхідні сигнали, які контролюють стан літака в просторі, за винятком кута крену, онуляються електромеханічними пристроями узгодження, тобто доводяться до мінімальної величини. Сигнал кута крену не анулюється, але відключений від сервоприводу каналу елеронів. Сигнал з коректора висоти КВ-11, онулюється пружинним пристроєм коректора.

Елементи контролю каналів керування контролюють справність основних ланцюгів обчислювачів і фіксують закінчення режиму підготовки. Якщо основні ланцюга каналів справні, елементи контролю видають команду на вмикання лампочки "Готов" на пульті управління АП, яка свідчить про готовність автопілота до вмикання.

5.2. Режим стабілізації й управління кутом тангажа

Режим вмикається натисканням кнопки-лампочки "Включен" на ПУ, але лише при ввімкненому тумблері "Тангаж".

Структурна схема каналу тангажа в режимі стабілізації й управління представлена на рис. 5.

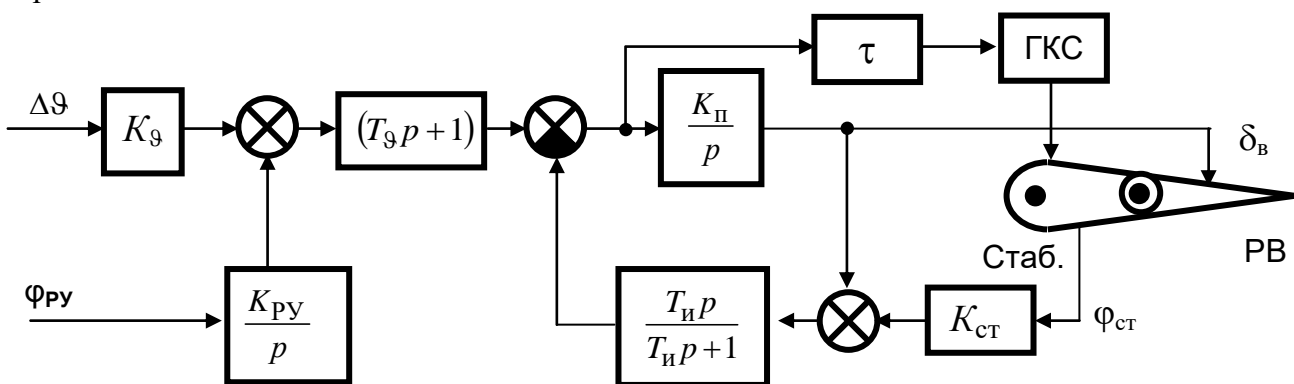


Рис. 5. Структурна схема каналу тангажа в режимі стабілізації й управління

Після вмикання АП електромеханічний пристрій узгодження тангажа переходить в режим стабілізації і формує сигнал $\Delta\vartheta$ – сигнал відхилення поточного кута тангажа від того кута тангажа, на якому був включений режим стабілізації.

Закон управління АП у каналі тангажа в режимі стабілізації й управління має вигляд:

$$\frac{T_{\text{и}}p}{T_{\text{и}}p+1} \delta_{\text{в}} = K_{\vartheta} (T_{\vartheta}p+1) \left(\Delta\vartheta + \frac{K_{\text{ру}}}{p} \phi_{\text{ру}} \right) - K_{\text{ст}} \frac{T_{\text{и}}p}{T_{\text{и}}p+1} \phi_{\text{ст}}, \quad (1)$$

де: $T_{\text{и}}$ - стала часу ізодромного зворотного зв'язку;

$\delta_{\text{в}}$ - кут відхилення руля висоти;

$\phi_{\text{ст}}$ - кут відхилення стабілізатора;

K_{ϑ} , $K_{\text{ру}}$, $K_{\text{ст}}$ - передаточні числа закону управління, які забезпечують задану якість процесів управління й стабілізації;

$\Delta\vartheta$ - сигнал відхилення від заданого кута тангажа;

$(T_{\vartheta}p + 1)$ - ланка форсування, яка формує крім позиційного сигналу сигнал похідної кута тангажа;

$\frac{K_{\text{п}}}{p}$ - передаточна функція (математична модель) рульової машини;

ГКС – гідрокран стабілізатора;

τ - затримка часу на вмикання ГКС.

$\phi_{\text{ру}}$ - відхилення рукоятки пульта управління «Спуск-подъём», яке приймає тільки два значення: $\pm 0,7$ град/сек та $\pm 1,9$ град/сек.

АП «Кремень-40» є одним з небагатьох автопілотів, в яких складову демпфування закону управління отримують не від датчика кутової швидкості, а шляхом диференціювання сигналу кутового положення $\Delta\vartheta$, використовуючи ланку форсування $(T_{\vartheta}p + 1)$.

Сервопривод руля висоти з ізодромним зворотним зв'язком забезпечує астатизм контуру управління, тобто підвищує точність стабілізації кута тангажа. При цьому сервопривод руля висоти використовує лише незначний діапазон відхилення рульової поверхні, якого достатньо для парирования основних збурень, що діють на літак. Компенсацію великих збурень та перебалансування літака забезпечує стабілізатор, який після вмикання АП перемикається з ручного управління на автоматичне і починає виконувати функції автоматичного тримання руля висоти.

Таким чином, у каналі тангажа використовується двоканальний сервопривод паралельної дії, який складається з «швидкого» сервопривода руля висоти з малим діапазоном переміщення руля та з «повільного» сервопривода перекладання стабілізатора.

Гідропривод стабілізатора вмикається в роботу гідрокраном ГКС, який керується виконавчими реле, підключеним до виходу підсилювача приводу руля висоти. Після спрацювання ГКС стабілізатор починає з постійною невеликою швидкістю відхилятися у той же бік, що й руль висоти, при цьому датчик зворотного зв'язку положення стабілізатора видає на вхід сервоприводу руля висоти сигнал $K_{\text{ст}}\phi_{\text{ст}}$, пропущений через ізодромну ланку $T_{\text{и}}p/(T_{\text{и}}p+1)$, для повернення руля висоти у вихідне положення. Як тільки руль висоти наблизиться до вихідного положення, виконавче реле зніме керуючий сигнал з ГКС і стабілізатор зупиниться в відхиленому положенні. Тим самим стабілізатор тримає руль висот, тобто знімає з руля висоти, а відповідно і зі штурвала навантаження. Затримка часу τ необхідна для виключення зайвих рухів стабілізатора у перехідних режимах.

У режимі управління, наприклад для незначних змін висоти польоту, льотчик відхиляє рукоятку «Спуск-подъём» на ПУ на певний кут. Сигнал $\phi_{\text{ру}}$ з рукоятки «Спуск-подъём» про-

пускається через інтегруючу ланку $\frac{K_{\text{ру}}}{p}$, формуючи (залежно від кута відхилення рукоятки)

задане значення кута тангажа, яке змінюється з максимальною ($\pm 1,9^\circ/\text{сек}$) або мінімальною ($\pm 0,7^\circ/\text{сек}$) швидкістю. Після відпускання рукоятки вона повертається у вихідне положення і

задане значення кута тангажу перестас змінюватися, АП стабілізує вже змінене значення кута тангажа. Таким чином, в каналі руля висоти реалізується звичний для льотчика принцип керування літаком «з кутовій швидкості тангажа».

5.3. Режим стабілізації барометричної висоти польоту

Режим стабілізації висоти вмикається натисненням кнопки-лампочки "Висота" на пульті ПУ, яка спалахує, сигналізуючи про включення режиму.

Структурна схема каналу руля висоти в режимі стабілізації барометричної висоти польоту приведена на рис. 6.

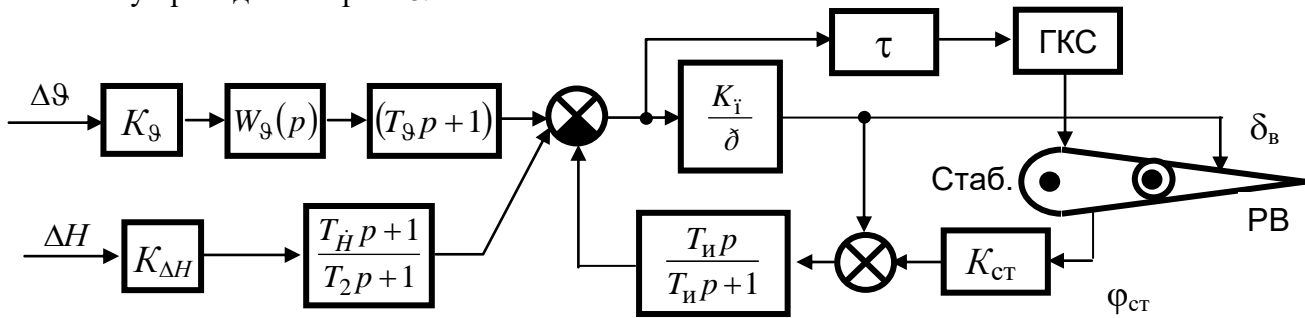


Рис. 6. Структурна схема каналу руля висоти в режимі стабілізації барометричної висоти

Закон управління каналу руля висоти в режимі стабілізації барометричної висоти має вигляд:

$$\frac{T_H p}{T_H p + 1} \delta_B = K_\theta W_\theta(p) (T_\theta p + 1) \vartheta + \frac{K_{\Delta H}}{T_2 p + 1} (T_H p + 1) \Delta H - K_{СТ} \frac{T_H p}{T_H p + 1} \phi_{СТ}.$$

Тут на додаток до закону управління (1):

$$W_\theta(p) = \begin{cases} \frac{3p}{3p+1} & \text{при } \Delta\theta \geq 1,5^\circ \\ 1 & \text{при } \Delta\theta < 1,5^\circ \end{cases} \quad \text{- ізодромна ланка у колі сигналу тангажа;}$$

ΔH - відхилення від висоти, що стабілізується;

$K_{\Delta H}$ - передаточне число по сигналу коректора висоти;

$(T_H p + 1)$ - ланка форсування, яка формує крім позиційного сигналу ΔH сигнал похідної, яка необхідна для демпфування коливань літака з висоти польоту;

T_2 - стала часу аперіодичного фільтру, що згладжує флуктуації у проводці статичного тиску.

Після вмикання режиму коректор висоти КВ-11 переходить в режим вимірювання ΔH (відхилення поточної висоти від висоти на якій був включений режим стабілізації). Сигнал, пропорційний ΔH , з КВ-11 надходить на вхід сервоприводу руля висоти. Туди ж надходить сигнал кута тангажу пропущений через ізодромну ланку $W_\theta(p)$. Ізодромний фільтр в усталеному режимі онулює кут тангажа, щоб він не заважав стабілізації висоти польоту. Перемикавання ізодромного фільтру на пропорційну ланку для покращення стійкості контуру управління при малих $\Delta\theta$ є на наш погляд зайвим й в сучасних системах автоматичного управління літаками не застосовується.

При натисканні рукоятки управління по тангажу режим стабілізації висоти вимикається і на пульті управління гасне кнопка-лампа "Висота". Для повторного вмикання режиму необхідно вивести літак у горизонтальний політ і знову натиснути кнопку-лампочку "Висота" на пульті управління.

В іншому робота каналу тангажа в режимі стабілізації висоти не відрізняється від режиму стабілізації та управління кутом тангажа.

Тумблер «Тангаж» на ПУ вимикає автоматичне управління каналу руля висоти, залишаючи працювати тільки бічний канал АП. У каналі руля висоти тепер можна здійснювати ручне управління висотою польоту з автоматичною стабілізацією крену та курсу.

5.4. Режим стабілізації крену та курсу

Режим вмикається натисненням кнопки-лампочки "Включен" на ПУ. Лампочка при цьому загоряється, а лампочка "Готов" гасне. В автопілоті «Кремень-40» автоматичне управління та стабілізація курсу здійснюється через канал елеронів за, так звану, перехресною схемою. Руль направлення використовується для демпфірування коливань літака навколо нормальної осі. З метою підвищення точності стабілізації кутового положення літака в каналах елеронів застосовується ізодромний зворотний зв'язок, канал руля направлення має жорсткий зворотний зв'язок.

Структурна схема каналів елеронів і руля направлення у режимі стабілізації наведена на рис. 7.

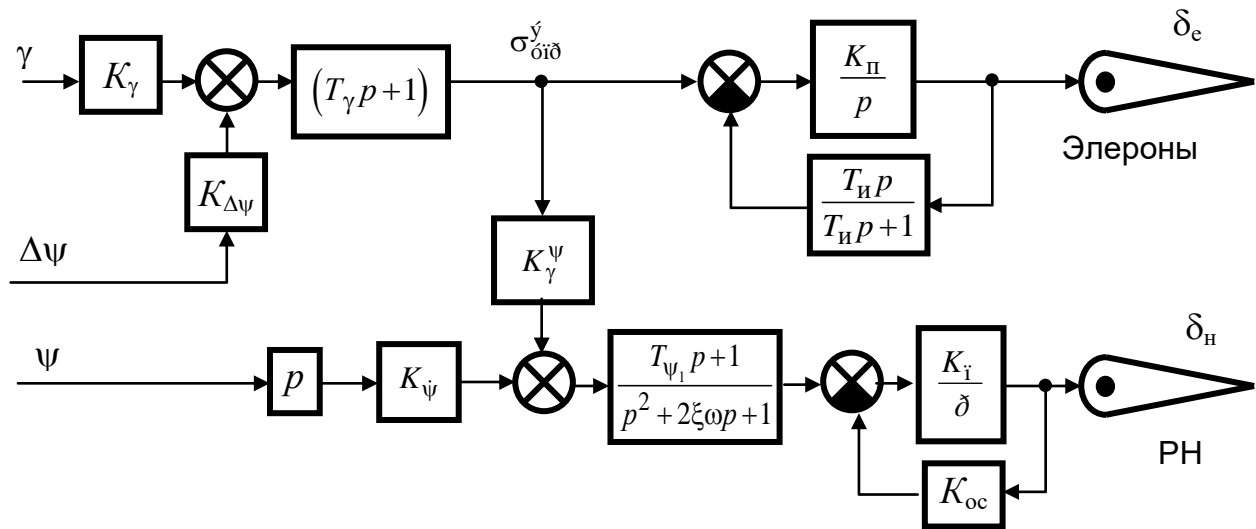


Рис. 7. Структурна схема каналів елеронів і руля направлення у режимі стабілізації

Після вмикання режиму на вхід приводу каналу елеронів підключається сигнал поточного кута крену γ з датчика АГД. Якщо літак до вмикання АП здійснював розворот, то завдяки підключенню сигналу датчика крену рульова машина відхиляє елерони в сторону зменшення крену. Після виходу літака з крену схема узгодження курсу переходить в режим стабілізації і формує сигнал $\Delta\psi$, який також надходить на вхід приводу каналу елеронів. Автоматично вмикається режим стабілізації того курсу, на якому літак вийшов з крену.

Закони управління елеронами та рулем направлення у режимі стабілізації мають вигляд:

$$\begin{aligned} \frac{T_{и} p}{T_{и} p + 1} \delta_{э} &= (K_{\gamma} \gamma + K_{\Delta\psi} \Delta\psi)(T_{\gamma} p + 1); \\ \delta_{н} &= \frac{T_{\psi_1} p + 1}{T_{\psi_2} p + 1} (K_{\psi} p \psi + K_{\gamma}^{\psi} \sigma_{упр}^э), \end{aligned} \quad (2)$$

де: $\delta_{э}$, $\delta_{н}$ - кути відхилення елеронів і руля направлення відповідно;

$T_{и}$ - стала часу ізодромного зворотного зв'язку;

K_{γ} , $K_{\Delta\psi}$, K_{γ}^{ψ} , K_{ψ} - передаточні числа закону управління;

T_{γ} - стала часу ланки форсування;

T_{ψ_1} , ω , ξ - параметри фільтру коригування в каналі руля направлення;

$\sigma_{упр}^э$ - сигнал перехресного зв'язку з каналу елеронів в канал руля направлення.

Формування похідних від керуючих сигналів, що забезпечують демпфірування коливань в контурі управління елеронів, здійснюється за допомогою ланки форсування $(T_{\gamma} p + 1)$, а демпфірування коливань літака відносно нормальної осі здійснюється рулем направлення за сигналом похідною курсу, яка отримується шляхом диференціювання сигналу поточного курсу ψ .

Сигналом перехресного зв'язку з каналу елеронів в канал руля направлення $\sigma_{\text{оїд}}^{\dot{\gamma}}$ відхиляється руль направлення одночасно з відхиленням елеронів, що попереджує появу кута ковзання (саме так діє пілот при виконанні маневру в бічній площині). При цьому вирішується низка задач. По-перше, підвищується енергійність маневру (руль направлення створює додатковий момент у бік розвороту). По-друге, при нахиленні літака практично не виникає кут ковзання, й, нарешті, додатковим відхиленням руля направлення у бік розвороту збільшується кутова швидкість рискання ω_y і відповідний спіральний момент $M_x(\omega_y)$, що запобігає “зависанню” літака з крену.

Фільтр коригування $\frac{T_{\psi_1} p + 1}{p^2 + 2\xi\omega p + 1}$ у колі руля направлення згладжує шумові складові

сигналів закону управління, які викликані їх диференціюванням, а ланка форсування $(T_{\psi_1} p + 1)$ компенсує інерційність, яка вноситься цим фільтром. Літак ЯК-40 з крену володіє достатньою інерційністю, тому в каналі елеронів такі заходи зайві.

5.5. Режим управління кутом крену

Зміна курсу при ввімкненому АП здійснюється координованим розворотом з використанням каналів елеронів та руля направлення. Для виконання координованого розвороту льотчик повинен відхилити рукоятку управління креном на ПУ. Рукоятка має позначки від 0 до 30°, по яким визначають величину заданого крену літака. Крім фіксації рукоятки в нульовому положенні, вона має фіксоване положення, які відповідають кутам крену 15 та 30°. При відхиленні рукоятки від нульового положення бічний канал АП переходить в режим управління координованим розворотом.

Структурна схема бічного каналу в режимі управління наведена на рис. 8.

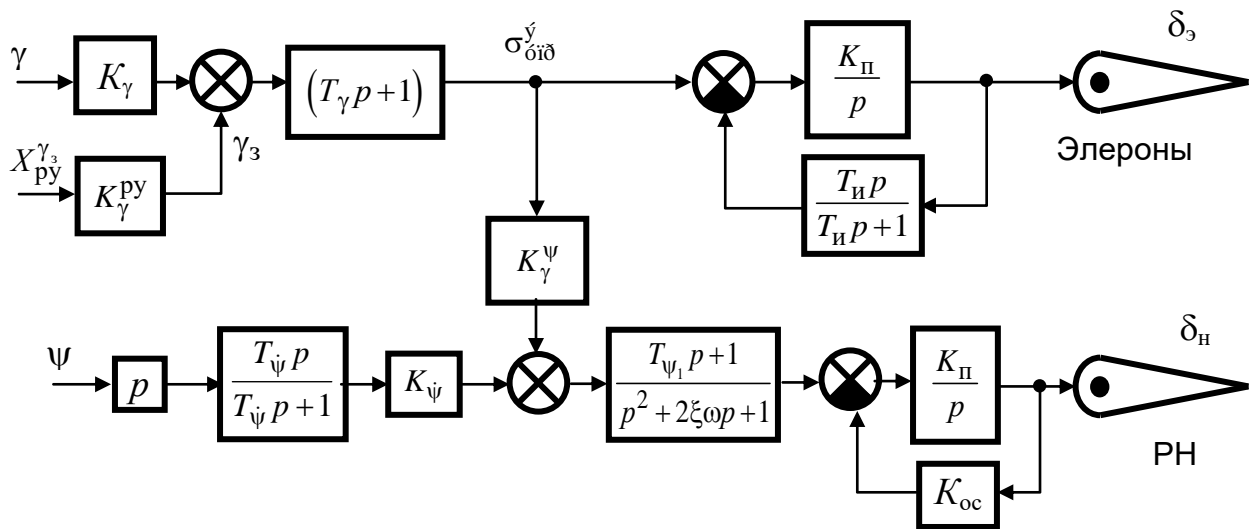


Рис. 8. Структурна схема каналів крену та курсу в режимі стабілізації.

Закони управління елеронами та рулем направлення в режимі управління мають вигляд:

$$\frac{T_{иp}}{T_{иp} + 1} \delta_3 = (K_{\gamma} \gamma + K_{\gamma}^{PY} X_{PY}^{\gamma_3}) (T_{\gamma} p + 1); \quad \delta_n = (K_{\psi} \frac{T_{\dot{\psi} p}}{T_{\dot{\psi} p} + 1} p \psi + K_{\gamma}^{\psi} \sigma_{упр}^{\dot{\gamma}}) \frac{T_{\psi_1} p + 1}{T_{\psi_2} p + 1}.$$

Тут на додаток до закону управління (2):

K_{γ}^{PY} - передаточне число по сигналу рукоятки управління креном ПУ;

$X_{PY}^{\gamma_3}$ - координата, що характеризує положення рукоятки управління креном;

$\frac{T_{\dot{\psi} p}}{T_{\dot{\psi} p} + 1}$ - ізодромна ланка у колі сигналу кутової швидкості зміни курсу.

Управління кутом крену здійснюється за положенням рукоятки. При включенні режиму управління в каналі елеронів відключається стабілізація курсу і включається його схема узгодження, а сигнал $\gamma_{\text{зад}} = K_{\gamma_3}^{\text{PY}} X_{\text{PY}}^{\gamma_3}$ з індукційного датчика рукоятки ПУ надходить в обчислювач крену, де порівнюється з сигналом поточного крену. Різниця між поточним і заданим кутом крену відпрацьовується сервоприводом елеронів, літак входить в крен. Нахилений літак починає розгортатися, змінюючи поточний курс.

Руль направлення продовжує працювати в режимі демпфірування, попереджуючи сигналом перехресної зв'язку $\sigma_{\text{упр}}^3$ ковзання, яке може виникнути при крен літака. У режимі управління в коло сигналу кутової швидкості p_{ψ} додатково включається ізодромна ланка $(T_{\psi} p)/(T_{\psi} + 1)$. Стала часу ізодромної ланки T_{ψ} обирається такою, що у діапазоні частот коливань літака з курсу вона поводить себе як суто підсилююча ланка, і демпфер на цих частотах виконує свою основну роль, демпфіруючи коливання літака з кутової швидкості. Проте низькочастотну, а, головне, постійну складову кутової швидкості p_{ψ} ізодромна ланка не пропускає на вхід сервопривода. Тому в усталеному розвороті відхилення руля направлення від рульової машини дорівнює нулю і він не заважає виконувати координований розворот.

При поверненні рукоятки крену в нульове положення сигнал $\gamma_{\text{зад}}$ знімається, і на вході сервоприводу залишається тільки сигнал поточного крену, під дією якого літак повертається до нульового крену. Після виходу літака з крену схема узгодження курсу переходить в режим стабілізації і з цього моменту почне стабілізуватися новий курс літака.

5.6. Режим сумісного управління

Цей режим вмикається при натисканні однієї з кнопок "Совмещенное управление", розташованих на штурвалах правого і лівого льотчиків (див. рис. 4). Вимикання режиму відбувається при відпусканні кнопки.

Якщо натиснути і тримати кнопку «Совмещенное управление», автопілот переводиться в режим підготовки до вмикання, тобто знеструмлюються муфти зчеплення рульових машин і включається онулення курсу. На пульт управління загоряється зелена лампа "ГОТОВ". Льотчик може вручну змінювати траєкторію польоту літака за допомогою штурвала і педалей.

Для повторного вмикання автопілоту досить відпустити кнопку "Совмещенное управление". При цьому лампа "ГОТОВ" гасне, що свідчить про вмикання режим стабілізації кутового положення літака.

6. СИСТЕМА ВБУДОВАНОГО КОНТРОЛЮ АВТОПІЛОТУ «КРЕМЕНЬ-40»

Безпека польоту літака при працюючому автопілоті забезпечується:

- обмеженням діапазону відхилень рульовими машинами автопілоту рульових поверхонь і, як наслідок, обмеженням максимальної швидкості зміни кута крену і нормального перевантаження;
- можливістю пересилування рульових машин одним льотчиком;
- можливістю швидкого вимикання автопілоту кнопками вимкнення, розташованими на штурвалах лівого і правого льотчиків;
- наявністю системи вбудованого контролю автопілоту.

Система вбудованого контролю АП побудована за принципом безперервного пропускання високочастотного контрольного сигналу (13 Гц - в каналі елеронів і 25 Гц - в каналі руля висоти) через основні ланцюги обчислювачів і контролю його рівня на виході кожного каналу з автоматичним вимкненням несправного каналу і сигналізацією про це льотчику. Для контролю рівня високочастотних тестових сигналів вони на виходах каналів виділяються спеціальними фільтрами. До речі, рульові машини сигнал такої частоти відпрацьовувати не в змозі, тому на управління літаком система вбудованого контролю АП не впливає.

Система вбудованого контролю у змозі виявити такі несправності:

- обрив або коротке замикання в ланцюгах тракту проходження керуючих сигналів;
- зникнення напруги живлення;
- виникнення на вході підсилювача сервоприводу сигналу такої величини, який переводить підсилювач в режим насичення;
- несправності рульової машини;
- несправності елементів контролю.

При спрацьовуванні системи контролю з деякою затримкою часу відбувається вимикання відповідного каналу з видачею льотчику на літакове табло (див. рис. 2) світлової сигналізації (спалахують табло «ОТКАЗ АП БОК» або «ОТКАЗ АП ПРОД»), яка дублюється звуковою сигналізацією. При зникненні контрольного сигналу в каналі елеронів вимикається й канал руля направлення.

Контроль роботи каналу руля направлення здійснюється за рівнем напруги на виході підсилювача сервоприводу. Схема контролю спрацьовує, коли на виході підсилювача з'являється тривалий сигнал певної величини. Крім того, якщо з рульової машини руля висоти тривалий час (приблизно 5 сек) не знімається керуючий сигнал, що свідчить про несправну роботу автотримера, подається сигнал (див. рис. 2) на літакове табло «УСИЛИЕ. ОТКЛЮЧИ АП».

Оскільки при користуванні рукоятками управління АП схема вбудованого контролю не повинна спрацьовувати, в ній передбачені логічні пристрої. Логічний пристрій каналу елеронів вимикає систему контролю у разі, відхилення елеронів в бік виконання заданої команди. Логічний пристрій в каналі руля висоти зменшує величину сигналу, що надходить на рульову машину, до величини, яка відповідає дійсній швидкості обертання літака. Таке зменшення здійснюється реверсуванням сигналу, що знімається з рукоятки, в моменти спрацьовування першого ступеня контролю каналу.

В АП «Кремень-40» передбачена також спеціальна схема вмикання звукової сигналізації, яка спрацьовує в таких випадках:

- при вимкненні АП пілотом;
- при відмовах АП подовжнього та бічного каналів;
- при відмові системи автотримера.

Тривалість імпульсу звукової сигналізації визначається характером відмови. Зокрема, тривалість імпульсу, що видається АП при вимкненні його пілотом менше, ніж при відмовах АП. При вимкненні тумблера «ТАНГАЖ» в польоті коло звукової сигналізації тангажа також розривається.

Особливістю схеми АП є простота проведення передпольотних і післяпольотних перевірок. З цією метою в АП передбачений пульт перевірки АП (ПП), розташований в кабіні на приладовій панелі контролю обладнання літака (див. рис. 9) в районі шпангоута №8.

Перевірка працездатності АП проводиться при ввімкненому тумблері «КОНТР. АП» послідовним натисканням кнопок «КРЕН», «КУРС» і «ТАНГАЖ». При цьому в відповідний канал АП подається тест-сигнал. Оскільки ізодромні зворотні зв'язки в каналах крену і тангажа при вмиканні тумблера «КОНТР. АП» перемикаються на жорсткі, про працездатність АП можна судити по відхиленню органів управління літаком. Четверта кнопка «КРЕН-ТАНГАЖ» на ПП служить для перевірки справності системи вбудованого автоматичного контролю. Така перевірка здійснюється при ввімкненому тумблері «КОНТР. АП». При натисканні кнопки «КРЕН-ТАНГАЖ» в ланцюзі каналів елеронів і РВ вводяться «несправності» (розрив або замикання

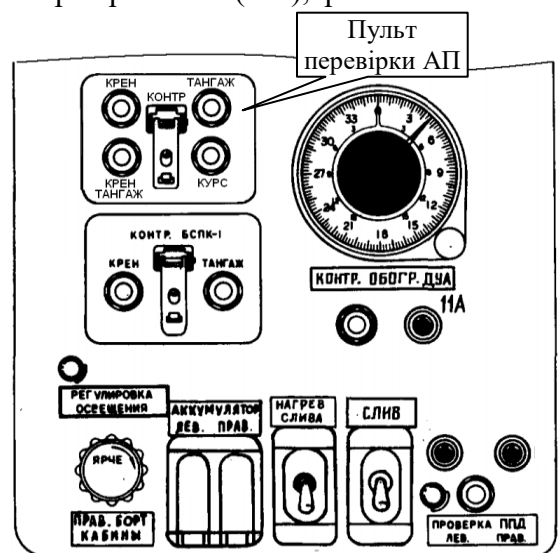


Рис. 9

вхідного ланцюга відповідно), в результаті чого повинен спрацьовувати автоматичний контроль з видачею пілотові світлової та звукової сигналізації. При вмиканні тумблера «КОНТР. АП» система вбудованого автоматичного контролю вимикається.

7. КОНТРОЛЬНО-ПЕРЕВІРОЧНА АПАРАТУРА «КРЕМЕНЬ-1»

Контрольно-перевірочна апаратура «ПА-Кремень-1» призначена для перевірки та регулювання АП «Кремень-40» після установки його на літак, при заміні АП або окремих його агрегатів, для проведення регламентних робіт і відшукування несправностей АП на літаку.

7.1. Контрольно-вимірювальний пульт «ПА-Кремень-1»

Контрольно-вимірювальний пульт «ПА-Кремень-1» призначений для перевірки, регулювання та відшукування несправностей АП на літаку.

Призначення елементів:

- штепсельні роз'єми К й Т призначені для підключення пульта через однойменні джгути до обчислювачів крену та тангажа;
- штепсельні роз'єми Ф-К і Ф-Т - для підключення пульта через однойменні джгути до роз'ємів шасі обчислювачів на літаку;
- гнізда бічного і поздовжнього каналів - для підключення комбінованого приладу при кількісній оцінці сигналів АП;
- тумблер В1 - для вимикання сигналів кута крену в бічному каналі;
- тумблер В2 - для вимикання сигналів стабілізації курсу в бічному каналі;
- тумблер В3 - для вимикання сигналів зворотного зв'язку РМ крену;
- тумблер В4 - для підключення пульта імітатора системи траєкторного управління (СТУ) або датчика СТУ до входу бічного каналу АП;
- тумблер В5 - для вимикання сигналів кута тангажа у поздовжньому каналі;
- тумблер В6 - для вимикання сигналів зворотного зв'язку РМ тангажа в поздовжньому каналі;
- перемикач В7 - для підключення пульта імітатора СТУ або датчика СТУ до входу поздовжнього каналу АП.

7.2. Пульт перевірки РД-7 (6С2.702.091)

Пульт перевірки РД-7 (6С2.702.091) призначений для перевірки моменту утримання фрикційної муфти РМ РД-7 (6С3.187.003). Схема пульта забезпечує подачу напруги живлення на електромагніти муфти, на обмотку збудження й обмотку управління РМ.

Призначення елементів:

- штепсельний роз'єм Ш1 призначений для під'єднання через джгут живлення джерел живлення до пульта;
- штепсельний роз'єм ШРМ - для під'єднання РМ до пульта;
- тумблер В1 - для вмикання напруги живлення;
- змінні резистори R1 і R2 - для регулювання напруги відповідно в ланцюгах управління та збудження РМ;
- вольтметри ИП1 і ИП2 - для кількісної оцінки напруги в ланцюгах управління і збудження;
- перемикач В2 - для зміни фази напруги на 180° в ланцюзі управління.

7.3. Кронштейн для РД-7 (6С4.132.028)

Кронштейн призначений для перевірки моменту утримання муфт пересильовання РМ. Розрахунок моментів утримання (M) за показами динамометрів здійснюється за формулою:

$$M = P \cdot L(\text{кг} \cdot \text{м}),$$

де P - покази динамометра, кг, $L = 0,11 \text{ м}$ - коефіцієнт передачі кронштейна.

8. ПЕРЕВІРКА РОБОТИ АВОПІЛОТУ

До складу лабораторної установки з дослідження АП «Кремень-40» входять: комплект автопілоту; контрольно-перевірочна апаратура «ПА-Кремень-1»; датчик АГД та гіромагнітний компас ГМК-1Г, а також тумблери вмикання живлення постійним і змінним струмом. Зовнішній вигляд лабораторного стенду представлений на рис. 10. На другій полиці стенду розміщуються рульові машини РД7А-К, РД7А-Н, РД7А-Т й коректор висоти КВ-11.



Рис. 10. Зовнішній вигляд лабораторного стенду

8.1. Підготовка АП до перевірки

Встановити ручки управління кутовим положенням платформи поворотного столу авіагоризнту АГД-1 згідно нульовим показанням шкал. Ніжками столу платформи виставити авіагоризонт по рівню у віконці в нульове положення.

Шестерні валів РМ встановити у середнє положення, поєднавши білі позначки на шестернях з позначками на корпусах РМ (в подальшому при проведенні різних перевірок контролювати їх положення).

На ПУ рукоятка координованого розвороту повинна бути встановлена в середнє положення, тумблери «ПИТАНИЕ» и «ТАНГАЖ» у положення «ОТКЛ.».

На пульті 6С2.702.145 встановіть тумблери в такі положення:

- В1 «УГОЛ КРЕНА» - «ВКЛ.»;
- В2 «СТАБ. КУРСА» - «ВКЛ.»;
- В3 «ОБР. СВ. К.» - «ВКЛ.»;
- В4 «СТУ. К.» - «ОТКЛ.»;
- В5 «УГОЛ ТАНГАЖА» - «ВКЛ.»;
- В6 «ОБР. СВ. Т.» - «ВКЛ.»;
- В7 «СТУ. Т.» - «ДАТЧ.»

На пульті 6С2.702.145 поставити перемички між контрольними гніздами:

- бічного каналу - 2-2', 30-30', 43-43';
- поздовжнього каналу - 30-30'.

Увімкнути тумблери живлення стенду 36В 400Гц та $\pm 27В$. Точніше виставити гіровертикаль по крену, для чого поворотом ніжок столу домогтися, щоб покази вольтметра змінного струму, підключеного до контрольних гнізд 25 та 49 бічного каналу пульту 6С2.702.145, не перевищували 0,25В.

Увімкнути тумблери «ПИТАНИЕ» и «ТАНГАЖ» на ПУ та тумблер на пульті перевірки АП. (На ПУ повинна спалахнути лампочка ГОТОВ). Замірити напругу змінного струму на контрольних гніздах 15 та І8, 15 та 28, 18 та 28 пульту 6С2.702.145 у бічному та подовжньому каналах, яка повинна відповідати 36В 400Гц.

8.2. Перевірка правильності встановлення ДОС стабілізатора

Підключити вольтметр змінного струму (межа вимірювання 60В) до контрольних гнізд 19 та 37 подовжнього каналу пульту 6С2.702.145. Обертанням рухомої частини ДОС стабілізатора встановити його у нульове положення (напруга на вольтметрі повинна бути не більше 0,5 В). Для більш точного вимірювання напруги слід змінити межу вимірювання вольтметра на 3 В.

8.3. Перевірка правильності встановлення валів рулевих машин крену, тангажа, направлення і центрування каналу крену (теоретичне ознайомлення)

На ПУ натиснути кнопку-лампочку «ВКЛЮЧЕН». Вона повинна спалахнути, а лампочка «ГОТОВ» згаснути. Зняти кришки, що закривають доступ до передніх панелей з регулювальними потенціометрами обчислювачів АП.

По черзі, підключаючи вольтметр постійного струму до контрольних гнізд ДОС-К, ДОС-Н обчислювача крену і ДОС обчислювача тангажа, заміряти напруги на клеймах відповідних каналів, які повинні бути не більше 0,5 В. Якщо напруга буде більше зазначеної, то необхідно за допомогою ручок поворотної платформи гіровертикалі встановити по вольтметру мінімально можливу напругу.

Вимкнути тумблер на пульті перевірки і тумблери В2 і В3 на пульті 6С2.702.145. Якщо РМ почнуть обертатися, то за допомогою потенціометра R20 на лицьовій панелі обчислювача крену домогтися припинення руху РМ.

Після закінчення перевірок увімкнути тумблери В2 і В3 на пульті, від'єднати вольтметр і натиснути кнопку «ОТКЛ. АП».

8.4. Перевірка роботи механізму узгодження тангажа

При нейтральних положеннях органів управління на ПУ різко відхилити гіровертикаль по тангажу на 5-10° в межах кутів $\pm 14^\circ$ і спостерігати за лампочкою «ГОТОВ», яка повинна згаснути на короткий час. Перевірити, чи погасла лампочка «ГОТОВ» при відхиленні гіровертикалі на кут 14...51°. Натиснути кнопку-лампочку «ВКЛЮЧЕН» яка не повинна загорятися. Повернути гіровертикаль в нульове положення. Лампочка «ГОТОВ» повинна спалахнути.

Повернути гіровертикаль по тангажу на кут 10° і через 3-5 сек. увімкнути АП. РМ тангажа повинна залишитися нерухою. Натиснути кнопку «ОТКЛ. АП». Повернути гіровертикаль у вихідне положення. Лампочка «ГОТОВ» повинна спалахнути.

8.5. Перевірка роботи кнопок «ВКЛЮЧЕН», «ОТКЛ. АП», «ВЫСОТА» та «СОВМЕЩЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ»

Встановити шестерні валів РМ крену, курсу і тангажа у нейтральне положення (поєднати білі позначки на шестернях валів з позначками на корпусах РМ). Включити тумблер «ТАНГАЖ» і натиснути кнопку-лампочку «ВКЛЮЧЕН». Вона повинна спалахнути, а лампочка «ГОТОВ» згаснути.

На ПУ натиснути кнопку-лампочку «ВЫСОТА», вона повинна спалахнути. Відхилити і швидко відпустити рукоятку управління ПУ на пікірування (вниз), при цьому кнопка-лампочка «ВЫСОТА» повинна згаснути. Натиснути кнопку-лампочку «ВЫСОТА», вона повинна спалахнути. Відхилити і швидко відпустити рукоятку ПУ на кабування (вниз), при цьому кнопка-лампочка «ВЫСОТА» повинна згаснути. Натиснути кнопку-лампочку «ВЫСОТА», вона повинна спалахнути.

Натиснути кнопку «ОТКЛ. АП». Кнопки-лампочки «ВКЛЮЧЕН» і «ВЫСОТА» повинні згаснути, а лампочка «ГОТОВ» - спалахнути.

Натиснути кнопки-лампочки «ВКЛЮЧЕН» і «ВЫСОТА», вони повинні спалахнути. Натиснути й утримувати кнопку «СОВМЕЩЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ». Кнопки-лампочки «ВКЛЮЧЕН» і «ВЫСОТА» повинні згаснути, в лампочка «ГОТОВ» спалахнути.

Утримуючи кнопку «СОВМЕЩЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ», по черзі повільно повертати шестерні РМ крену і тангажу на чверть обороту вліво і вправо імітуючи штурвальне управління (при цьому лампочка «ГОТОВ» може короткочасно згасати) і через 3-5 сек. відпустити кнопку. Лампочка «ГОТОВ» повинна згаснути, кнопка-лампочка «ВКЛЮЧЕН» спалахнути, а шестерні валів РМ крену і тангажа повернутися у вихідне положення.

8.6. Перевірка дії вимикачів «ТАНГАЖ» і «ПИТАНИЕ» на ПУ

Натиснути кнопку-лампочку «ВЫСОТА», вона повинна спалахнути. Помітити положення шестерні вала РМ тангажа. На ПУ вимкнути вимикач «ТАНГАЖ». Кнопка-лампочка «ВЫСОТА» повинна згаснути, а шестерня вала РМ тангажа вільно обертатися. Відхилити у будь-який бік шестерню вала РМ тангажа на чверть обороту. Відхилити гіровертикаль по тангажу на кут 5° у будь-який бік. Через 3-5 сек. увімкнути на ПУ тумблер «ТАНГАЖ», при цьому шестерня вала РМ повинна залишатися нерухомою. Відхиляючи гіровертикаль по тангажу, переконатися, що РМ відповідно відхиляється. На ПУ вимкнути тумблер «ПИТАНИЕ». Повернути гіровертикаль в нульове положення. Увімкнути тумблер «ПИТАНИЕ». Лампочка «ГОТОВ» повинна спалахнути.

8.7. Перевірка роботи пульта перевірки автопілоту

Перевірка роботи ПП АП проводиться як при включеному, так і при вимкненому положенні тумблера ПП. При включеному положенні тумблера ПП ізодромні зворотні зв'язки каналів крену і тангажа перемикаються на жорсткі, що забезпечує проведення передпольотного тест контролю сервоприводів АП. При вимкненому положенні тумблера ПП проводиться передпольотна перевірка системи автоматичного контролю роботи АП.

Включити тумблер на ПП АП. Включити АП в режим стабілізації натисканням кнопки-лампочки «ВКЛЮЧЕН». Вона повинна спалахнути, а лампочка «ГОТОВ» згаснути.

На ПП натиснути і утримувати кнопку «КРЕН», при цьому шестерні валів РМ крену і тангажа повинні повернутися на певний кут. Відпустити кнопку «КРЕН», шестерні валів РМ крену і тангажа повинні повернутися у вихідне положення.

На ПП натиснути і утримувати кнопку «ТАНГАЖ», шестерня вала РМ тангажа повинна повернутися на деякий кут. Відпустити кнопку «ТАНГАЖ», шестерня вала РМ тангажа повинна повернутися у вихідне положення.

На ПП натиснути і утримувати кнопку «КУРС», шестерня вала РМ крену повинна повернутися на деякий кут, а шестерня вала РМ курсу відхилитися й відразу ж повернутися у вихідне положення.

На ПП натиснути і утримувати 2-3 сек. кнопку «КРЕН-ТАНГАЖ». На стенді лампочки «ОТКАЗ АП БОК.» та «ОТКАЗ АП ПРОД.» не повинні загорятися.

Вимкнути тумблер на ПП. Натиснути і утримувати 2-3 сек. кнопку «КРЕН-ТАНГАЖ», при цьому на ПУ лампочка «ВКЛЮЧЕН» повинна згаснути, а лампочки «ОТКАЗ АП БОК.» та «ОТКАЗ АП ПРОД.» на стенді повинні загорітися.

Натиснути на стенді кнопку «ОТКЛ. АП.» і вимкнути на пульті управління АП тумблери «ПИТАНИЕ» та «ТАНГАЖ».

Вимкнути живлення лабораторного стенду поставивши тумблери «36В 400 Гц» та «± 27 В» в нижнє положення.

8.8. Визначення моменту утримання рульової машини РД7

Визначення моменту утримання муфти пересилювання РМ допускається виконувати окремо від перевірки АП, при цьому живлення стенду АП може бути вимкнене.

Рульова машина РД7 встановлена на кронштейні 6С4.132.028 і працює разом з блоком 6С2.702.091, який забезпечує управління обертанням РМ, що перевіряється.

На блоці 6С2.702.091 потенціометри R1 (управління) та R2 (збудження) встановити в крайнє ліве положення. Тумблер В2 поставити у положення «ПО ЧАС. СТР.», задаючи тим самим напрямок обертання валу РМ, що перевіряється, за годинниковою стрілкою. При цьому вимірювання здійснюється за правим динамометром.

Тумблер В1 поставити в положення «ВКЛ.». Потенціометром R2 (збудження) по вольтметру ИП2 встановити напругу на обмотці збудження двигуна РМ, що дорівнює 36В. Потенціометром R1 (управління) по вольтметру ИП1 плавно встановити напругу на обмотці управління двигуна РМ рівну 40В. За допомогою показів правого динамометра, що знаходиться на кронштейні 6С4. 132.028, обчислити момент утримання муфти пересилування.

ПРИМІТКА: Для обчислення моменту утримання муфти пересилування необхідно покази динамометра помножити на довжину плеча, рівну 0,11 м. При вимірах фіксувати значення моменту утримання в процесі проковзування муфти. Допускається коливання величини моменту втримання в межах $\pm 0,2$ кгм. У цьому випадку за фактичну величину моменту слід приймати середнє значення показів динамометра. Час роботи в режимі ковзання муфти РМ не повинен перевищувати 4-5 сек., А повторення цього режиму допускається не раніше, ніж через 1 хвилину.

На блоці 6С2.702.091 потенціометри R1 (управління) і R2 (збудження) встановити у крайнє ліве положення. Тумблер В2 встановити у положення «ПР. ЧАС. СТР.». Потенціометром R2 (збудження) по вольтметру ИП2 встановити напругу на обмотці збудження двигуна РМ, що дорівнює 36В. Потенціометром R1 (управління) по вольтметру ИП1 плавно встановити напругу на обмотці управління двигуна РМ рівну 40В. За допомогою показів лівого динамометра, що знаходиться на кронштейні 6С4. 132.028, обчислити момент утримання муфти пересилування.

Повторити перевірку 3-5 разів у кожний бік.

Моменти утримання муфт пересилування РМ:

- для РД7А-К 1,25 – 1,85 кгм;
- для РД7А-Т 1,00 – 1,48 кгм;
- для РД7А-Н 1,25 – 1,85 кгм.

Якщо момент утримання не відповідає зазначеним величинам, але знаходиться в межах 1,05 - 2,16 кгм для РД7А-К, РД7А-Н та в межах 0,8-1,6 кгм для РД7А-Т, то муфти пересилування РМ необхідно регулювати .

Після закінчення перевірки блоці 6С2.702.091 потенціометри R1 (управління) і R2 (збудження) встановити в крайнє ліве положення, тумблер В1 поставити в положення «ОТКЛ.».

8.9. Відключення автопілоту

Для відключення живлення АП тумблер «ПИТАНИЕ» на ПУ АП поставити в положення «ОТКЛ.», При цьому лампочка «ГОТОВ" не ПУ згасне. Вимкнути живлення лабораторного стенду поставивши тумблери «36 В 400 Гц» і « ± 27 В» в нижнє положення.

ЗМІСТ ЗВІТУ:

- призначення АП;
- комплект АП;
- режими роботи;
- реалізовані закони управління і структурні схеми поздовжнього та бічного каналів у режимах стабілізації та управління;
- висновки про виконання практичної частини лабораторної роботи.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №2 ВИВЧЕННЯ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ АВТОПІЛОТУ АП-28Л1

Мета роботи

- повторити теоретичні питання щодо побудови контурів автоматичного управління кутовим положенням літака та висотою польоту;
- вивчити принцип дії, структурні схеми, закони управління АП-28Л1, а також особливості функціонування автопілота (АП) у різних режимах;
- набути практичних навичок визначення передаточних чисел АП у каналах крену, тангажа і направлення.

1. Призначення автопілота АП-28Л1

Автопілот серії АП-28 є найбільш поширеними автопілотами літаків другого покоління. Вони випускалися в двох варіантах: з електричними рульовими машинами, зокрема АП-28Л1 і з гідравлічними рульовими машинами, наприклад АП-28В1, АП-28Д1. Автопілот серії АП-28 встановлювалися, як на літаках військового призначення, так і на середньо магістральних літаках цивільної авіації ОКБ Антонова (АН-12, АН-24, АН-26, АН-30).

Автопілот АП-28Л1 встановлювався на літаках АН-24 і АН-26, а його модифікація АП-28Л1Ф – на літаку АН-30.

Автопілот АП-28Л1 як будь який автопілот призначений для автоматичного пілотування літака, знижує фізичне навантаження та втомленість членів екіпажу, через виконання одноманітних дій зі стабілізації крейсерського режиму польоту протягом тривалого часу і надає можливість зосередити увагу на вирішенні навігаційних завдань літаководіння.

Автопілот АП-28Л1 забезпечує:

- стабілізацію кутового положення літака відносно трьох осей;
- стабілізацію барометричної висоти польоту літака;
- автоматичний політ літака за локсодромією з використанням сигналу гіроіндукційного компаса ГИК-1 або за ортодромією, з використанням інформації гіронапівкомпаса ГПК-52АП;
- виконання координованих розворотів з кутом крену до $\pm 30^\circ$ від рукоятки «Разворот» пульта управління;
- зміну кута тангажа в діапазоні $\pm 20^\circ$ для набору висоти або зниження;
- автоматичний доворот на кути до 120° від задатчика курсу ЗК-2;
- автоматичне тримирування руля висоти (РВ) при включеному АП із сигналізацією про наявність та напрями зусилля на штурвальної колонці;
- можливість сумісного управління літаком з переведенням АП на цей час у режим узгодження;
- можливість відключення рульової машини (РМ) висоти з переведенням каналу тангажа у режим узгодження.

Вмикання АП не вимагає попереднього налаштування і може проводитися на будь-яких курсах, при кренах $\pm 28^\circ$ і при кутах тангажа $\pm 20^\circ$.

2. Основні технічні дані АП-28Л1

Час готовності до вмикання до 100с.

Зона кутів, в межах яких можливе вмикання та управління через АП кутовим положенням:

по крену $\pm 28^\circ$; по тангажу – $\pm 20^\circ$.

Кутова швидкість зміни кутового положення літака при управлінні через АП:

по крену – 6 град/с; по тангажу – 0,7 град/с.

Швидкість приведення до горизонту:

по крену – 4 град/с; по тангажу – 0,7 град/с.

Напруги живлення:

- постійного струму - 27В;

- змінного струму: - 36В 400Гц та 115В 400Гц.

Споживана потужність:

- з постійного струму - не більше 7А;

- зі змінного струму 36В 400Гц - не більше 3А (в кожній фазі).

- зі змінного струму 115В 400Гц - не більше 7А (в кожній фазі).

Маса АП – 58кг.

3. Комплект автопілоту АП-28Л1

Автопілот АП-21Л1 складається з окремих агрегатів, з'єднаних на літаку фідерною схемою.

У комплект автопілоту АП-28Л1 (рис. 1) входять:

- блок тримирування БТ-1426А – 1 шт.;
- блок підсилювачів фазочутливих БУФ-5185ТБ – 1 шт.;
- тримирна машина ТМ-5061Б – 1 шт.;
- пульт управління ПУ-1248 – 1 шт.;
- агрегат управління АУ-1056 – 1 шт.;
- коректор висоти КВ-11 – 1 шт.;
- блок реле БР-1444 – 1шт.;
- блок зв'язку з курсовою системою БС-1408А – 1 шт.;
- задатчик курсу ЗК-2 – 1 шт.;
- підсилювач рульових машин УРМ-5026Б – 1 шт.;
- рульові машини РМ-5023Б (крену, тангажа, напрямлення) – 3 шт.;
- датчик граничних відхилень руля ДПОР-1158А – 2 шт.;
- датчик кутових швидкостей ДУС-970В – 1 шт.;
- кнопки швидкого вимикання КБО-512 – 2 шт.

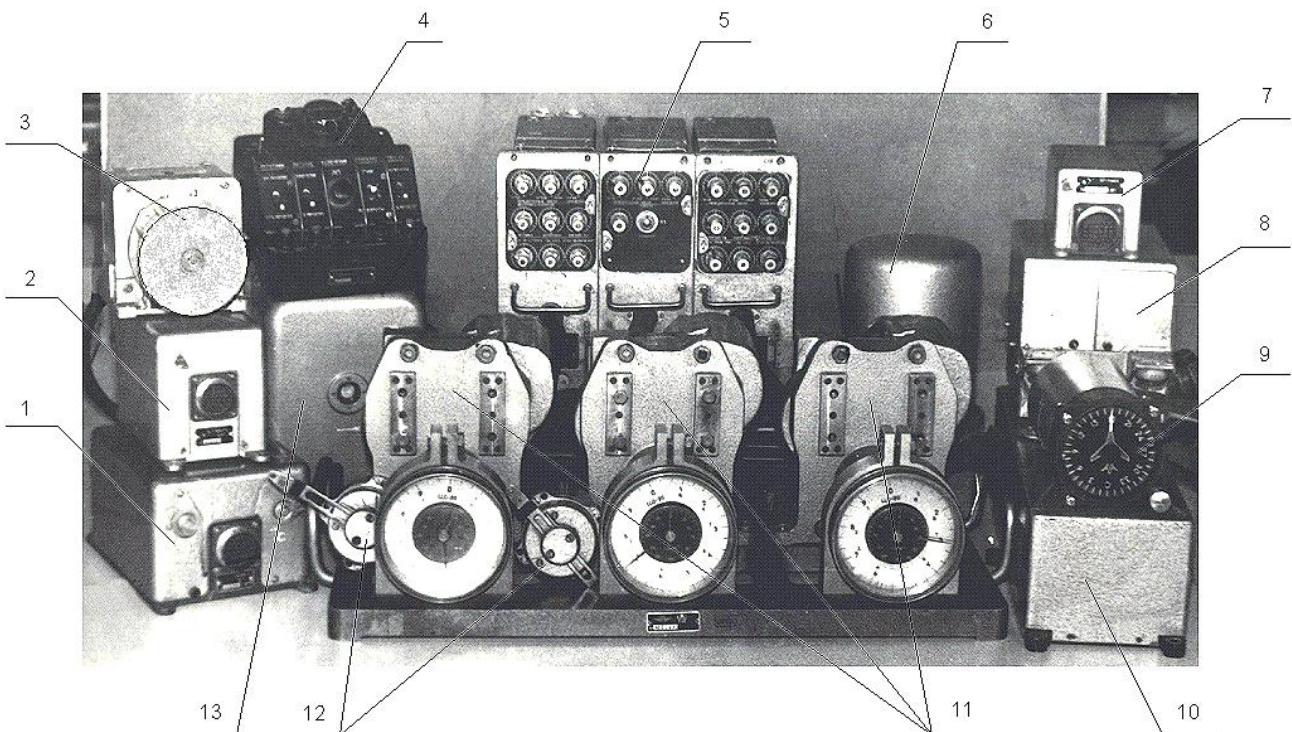


Рис. 1. Комплект АП-28Л1:

1. – блок тримирування БТ-1426А; 2. – блок підсилювачів фазочутливих 5185ТБ; 3.– тримирна машина ТМ-5061Б; 4. – пульт управління ПУ-1248; 5. – агрегат управління АУ-1056; 6. – коректор висоти КВ-11; 7.– блок реле БР-1444; 8. – блок зв'язку з курсовою системою БС-1408А; 9. – задатчик курсу ЗК-2; 10. – підсилювач рульових машин УРМ-5026Б; 11. – рульові машини РМ-5023Б (крену, тангажа, напрямлення); 12. – датчик граничних відхилень руля ДПОР-1158А; 13. – датчик кутових швидкостей ДУС-970В.

Як вимірник кутів крену і тангажа використовується датчик авіагоризонту АГД-1, в якості датчиків курсу - гіроіндукційний компас ГИК-1 і гіронапівкомпас ГПК-52АП. Зазначені системи є штатним обладнанням літака і у комплект АП-28Л1 не входять.

Блок датчиків кутових швидкостей ДУС-970В призначений для вимірювання кутових швидкостей обертання літака відносно його зв'язаних осей. Блок складається з трьох незалежних вимірювачів кутових швидкостей, що використовують гіроскопи з двома ступенями свободи.

Коректор висоти КВ-11 призначений для видачі в АП сигналу відхилення літака від заданої барометричної висоти польоту (ΔH).

Блок підсилювачів фазочутливих БУФ-5185Б призначений для посилення сигналів змінного струму, що надходять з сельсинів датчиків АГД-1 (по крену і тангажу) і перетворення їх в сигнали постійного струму.

Агрегат управління АУ-1056 є пристрій, що забезпечує:

- формування керуючих сигналів;
- режим автоматичного узгодження АП;
- необхідні перемикання і блокування на всіх режимах роботи АП.

Для зручності експлуатації і швидкої заміни елементів, що відмовили, агрегат управління виконаний за блочним принципом. Елементи апарату управління за їх приналежністю до відповідних каналів розміщені в трьох самостійних касетах агрегату управління - крену, тангажа і направлення.

Елементи агрегату, які мають загальне призначення (реле вмикання і блокування) та відповідні частини штепсельних роз'ємів касет, змонтовані на алюмінієвій основі. Основа з касетами з допомогою швидкоз'ємних затискачів встановлена на підставку з амортизаторами, які забезпечують віброізоляцію елементів агрегату в діапазоні частот від 10 до 300 Гц.

Кожна касета агрегату являє собою литий алюмінієвий каркас, в якому монтуються реле, резистори та потенціометри налаштування. Елементи, які забезпечують перетворення, підсумовування, посилення та автоматичне узгодження, зібрані у спеціальні блоки, що з'єднані зі схемою за допомогою міжблочних роз'ємів.

Все потенціометри настройки АУ, виведені на лицьову панель, забезпечені шкалами з позначками і написами, які пояснюють їх призначення, а на осях потенціометрів закріплені індекси.

Блок реле БР-1444 призначений для додаткових комутації схем АП.

Підсилювач рульових машин УРМ 5026Б призначений для посилення і перетворення керуючого сигналу постійного струму, що надходить з виходу АУ в напругу змінного струму, який живить обмотку керування двохфазного асинхронного двигуна ДГ-30 рульової машинки.

Рульова машина РМ 5023Б є електромеханічним виконавчим агрегатом АП на основі двофазного асинхронного двигуна змінного струму і призначена для механічного переміщення елеронів, РВ і РН та для утримання їх у заданому положенні.

Датчик граничних відхилень руля ДПОР-1158А вмонтовується у механічну проводку літака (див. позицію 3 на рис. 3) і видає інформацію про відхилення РВ і елеронів на граничні кути.

Тримерна машина ТМ-5061Б являє собою електромеханічний агрегат, що складається з двофазного асинхронного керованого двигуна, редуктора і електромагнітної муфти зчеплення, і призначена для управління тримерами РВ літака.

Блок тримирування БТ-1426А призначений для управління ТМ-5061Б

Пульт управління ПУ-1248 призначений для вмикання та вимкнення живлення АП, а разом з кнопками сумісного управління і кнопками швидкого вимкання **КБО-512** забезпечує вмикання, вимкання і світлову індикацію режимів роботи АП. За допомогою ПУ-1 248 забезпечуються основні операції з автоматичного управління літаком (розворот, спуск-підйом, доворот, приведення до горизонту), а також перемикання з гіронапівкомпаса (ГПК-52) на гі-

роіндукційний компас (ДВК-1) та вмикання автотримера. На рис. 4 показано розміщення органів управління автопілоту АП-28Л1 в кабіні літака АН-24

Задатчик курсу ЗК-2 призначений для дистанційного відтворення показів поточного курсу гіронавівкомпаса ГПК-52 АП, а також для формування та видачі в АП заданого кута розвороту (довороту).



Рис. 4. Розміщення органів управління автопілоту АП-28Л1 і тримерами в кабіні літака АН-24

Блок зв'язку з курсовими системами БС-1408А призначений для зв'язку АП з датчиками курсу і разом з датчиками курсу забезпечує:

- видачу в режимі стабілізації сигналів, пропорційних відхиленню літака від курсу, що стабілізується;
- обнуління поточного курсу в режимі узгодження і при виконанні координованих розворотів.

5. Режими роботи АП-28Л1:

Автопілот АП-28Л1 має такі режими роботи:

- режим узгодження;
- режими стабілізації курсу, крену, тангажа та барометричної висоти польоту;
- режими управління:
 - координований розворот;
 - автоматичний доворот;
 - набір висоти або зниження;
- режим автоматичного тримрування руля висоти;
- режим сумісного управління.

5.1. Режим узгодження

Режим узгодження – це режим автоматичної підготовки АП до вмикання силової частини. Режим узгодження призначений для плавного без ривків рульових поверхонь вмикання сервоприводу, а також для запам'ятовування параметрів руху літака в момент вмикання режиму стабілізації.

Схема типового пристрою узгодження у вихідному каскаді каналу управління зображена на рис. 5. До моменту вмикання автоматики сигнал суматора надходить на інтегрувальний елемент, за який, як правило, використовують електродвигун, що переміщує повзунок потенціометра механізму узгодження (МС). Сигнал з потенціометра подається на суматор і компенсує всі інші сигнали. Вихідний сигнал інтегрувального пристрою буде змінюватись, поки є сигнал на виході суматора. Таким чином, коло узгодження являє собою

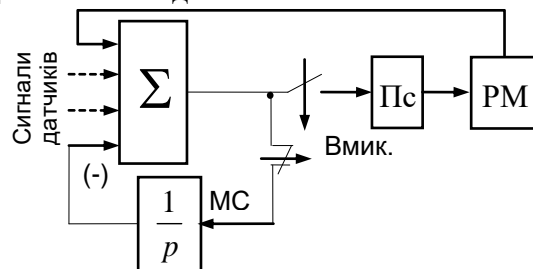


Рис. 5 Схема пристрою узгодження

інтегральний від'ємний зворотний зв'язок. У момент вмикання автоматики коло узгодження розривається, а вхідний сигнал рульової машини (РМ) з точністю до динамічної помилки дорівнює нулю, що забезпечує «м'яке» підключення сервоприводу. У подальшому зміни вхідних сигналів відпрацьовуються рульовим агрегатом.

У каналі елеронів в режимі узгодження МС компенсує сигнал поточного крену, що надходить з АГД-1 і сигнал з потенціометра зворотного зв'язку РМ крену. Сигнали інших датчиків на вхід суматора вихідного каскаду каналу управління не надходять.

Структурна схема каналу руля висоти аналогічна структурній схемі каналу крену. Сигнал з коректора висоти КВ-11 до вмикання режиму стабілізації висоти польоту, онулюється пружинним пристроєм коректора.

У каналі напрямки в режимі узгодження МС обнуляє тільки сигнал зворотного зв'язку РМ (запам'ятовується положення керма), сигнал ж поточного кута курсу з ГИК-1 в режимі узгодження онулюється механізмом узгодження блоку зв'язку БС.

5.2. Режими стабілізації

Вмикання автопілоту допускається на висоті польоту не нижче 300 м, при будь якій еволюції літака, якщо кути крену не перевищують $\pm 30^\circ$, а кути тангажа $\pm 20^\circ$.

Для вмикання режиму стабілізації необхідно встановити рукоятку 1 «Разворот» на пульті управління (див. рис. 6) в нульове положення, вимикачі 2 «Автотриммер» і 3 «Тангаж» – в положення «Включено», а перемикач 4 «ГИК – ГПК – Развороты» в групі «Стабилиз» «ГИК», як що політ буде здійснюватися за локсодромією, або в положення «ГПК» при польоті за ортодромією. Після цього слід включити вимикач 5 «Питание». Через 10 ... 100 сек. на пульті управління повинна спалахнути жовта лампа 6 «Готов». Потім необхідно встановити режим горизонтального польоту і збалансувати літак тримерами.

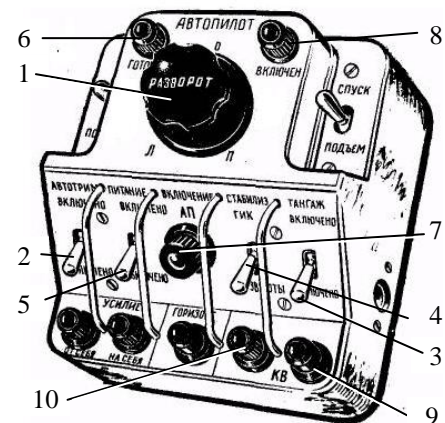


Рис. 6. Пульт управління

При палаючій лампі «Готов» необхідно натиснути кнопку-лампочку 7 «Включение АП». Лампа «Готов» повинна згаснути, а зелена лампа 8 «Включено» – спалахнути, сигналізуючи про включення автопілоту. Для вмикання режиму стабілізації висоти необхідно додатково натиснути кнопку 9 «КВ». На пульті управління повинна спалахнути зелена лампа 10 «КВ», сигналізуючи про вмикання КВ-11.

При включенні автопілоту під час виконання розвороту, зниження або набору висоти літак по крену автоматично приводиться до горизонту, а по тангажу зберігає заданий режим польоту.

5.2.1. Режим стабілізації крену

В АП-28Л1 стабілізація крену здійснюється через канал елеронів. Структурна схема режиму стабілізації крену (контакти реле у режимі узгодження) наведена на рис. 7.

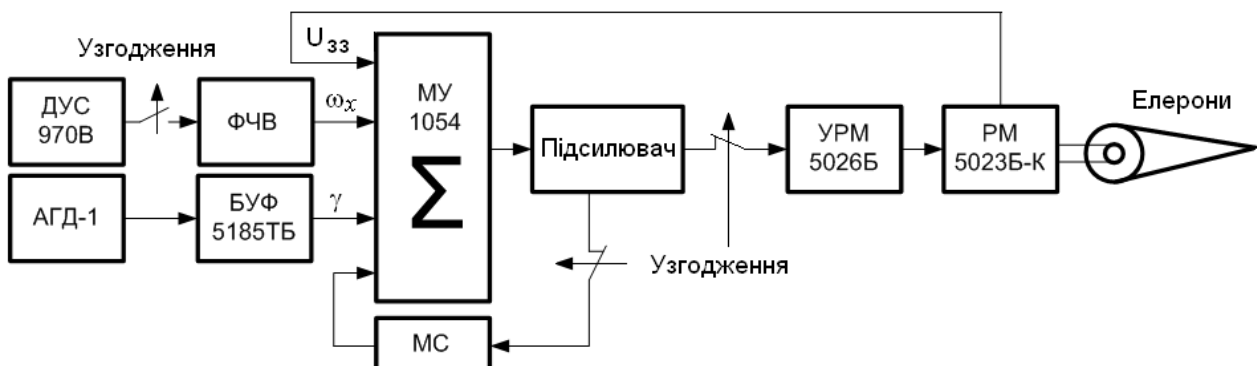


Рис. 7. Структурна схема каналу елеронів у режимі стабілізації крену

Закон управління елеронами є законом управління ПД - регулятора й у режимі стабілізації крену має вигляд:

$$\delta_{\epsilon} = K_{\gamma}\gamma + K_{\omega_x}\omega_x, \quad (1)$$

де: δ_{ϵ} – відхилення елеронів;

γ – поточний кут крену;

ω_x – кутова швидкість літака з крену;

K_{γ}, K_{ω_x} – передаточні числа закону управління.

Управління літаком реалізується сервоприводом з жорстким зворотним зв'язком на основі позиційного сигналу - сигналу крену та його похідної, роль якої відіграє сигнал датчика кутової швидкості.

АП являє собою систему автоматичного управління зі зворотним зв'язком, яка працює за принципом відхилення. Керуючі сигнали надходять на підсумовуючий магнітний підсилювач МУ -1054, де порівнюються з сигналом датчика від'ємного зворотного зв'язку рульової машини елеронів, посилюються і надходять на підсилювач УРМ-5026б, який керує рульовою машиною елеронів. Елерони, відхиляючись, усувають помилку стабілізації.

Якщо в момент включення режиму стабілізації кут крену не дорівнює нулю, то автоматично вмикається режим приведення літака до нульового кута крену. При цьому механізм узгодження МС перемикається на онулення вихідного сигналу зі свого потенціометра, який в режимі узгодження практично дорівнює куту крену вмикання режиму стабілізації.

Онулення сигналу забезпечується ламельними пристроями (ЛУ) МС, що подають напругу на керуючі обмотки двигуна МС. Двигун повертає щітки потенціометра і ЛУ до нульового положення. У момент приходу щітки ЛУ на ізоляційний ділянка знімається напруга з керуючої обмотки двигуна МС каналу крену. Двигун зупиняється. При цьому щітка потенціометра МС також опиняються в нульовому положенні. Автопілот стабілізує вже нульовий кут крену.

5.2.2. Режим стабілізації курсу

В автопілоті АП-28Л1 автоматична стабілізація курсу здійснюється через канал руля направлення за так званою прямою схемою. Структурна схема каналу руля направлення у режимі стабілізації курсу наведена на рис. 8.

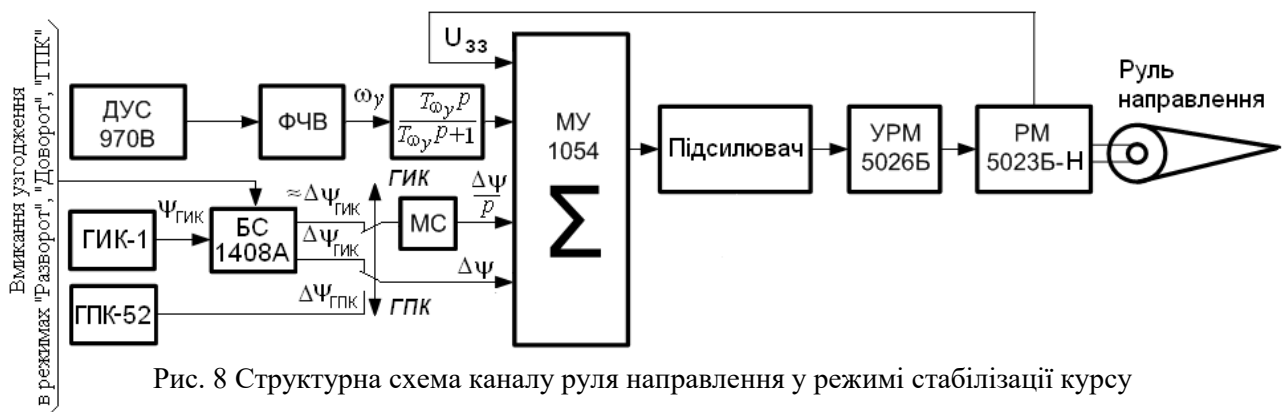


Рис. 8 Структурна схема каналу руля направлення у режимі стабілізації курсу

Закон управління рулем направлення у режимі стабілізації курсу має вигляд:

$$\delta_H = \left(K_{\psi} + \frac{K_{\tilde{\psi}}}{p} \right) \Delta\psi + K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y,$$

де: δ_H – відхилення руля направлення; $\Delta\psi = (\psi - \psi_{зад})$ – відхилення поточного курсу від заданого; ω_y – кутова швидкість літака з курсання; $K_{\psi}, K_{\tilde{\psi}}, K_{\omega_y}$ – передаточні числа закону управління; $(T_{\omega_y} p)/(T_{\omega_y} p + 1)$ – ізодромний фільтр у колі сигналу кутової швидкості ω_y .

При польоті за локсодромією (режим «ГИК») інформація $\Delta\psi = \psi_{\text{ГИК}} - \psi_{\text{зад}}$ (відхилення поточного курсу від курсу, який був в момент вмикання стабілізації) формується на системах стеження блоку зв'язку БС1408А. Управління, як і в каналі елеронів, реалізується за допомогою приводу з жорстким зворотним зв'язком, а для підвищення астатизму (точності) контуру управління в закон управління вводиться інтегральна складова сигналу $\Delta\psi$.

Інтегральна складова формується з використанням системи стеження МС. На керуючу обмотку двигуна МС, який грає роль інтегруючої ланки, подається сигнал змінного струму пропорційний $\Delta\psi$ з БС1408А. Двигун, обертаючись, буде переміщати повзунок потенціометра МС, поки сигнал на його керуючої обмотці не стане рівним нулю. З виходу потенціометра МС на суматор МУ -1054 надходить вже інтегрований сигнал $\Delta\psi$.

При польоті за ортодромією (режим «ГПК») інформація про відхилення від ортодромичного курсу $\Delta\psi_{\text{ГПК}}$ надходить безпосередньо від датчика ГПК. Особливістю інформації ГПК є наявність зростаючої азимутальної похибки, через залишку незбалансованості гідровула. Ось чому ГПК періодично коректується за іншими вимірниками курсу.

Ця особливість обумовлює недоцільність астатичної стабілізації ортодромичного курсу. Тому в режимі ГПК із закону управління виключається інтегральна складова $(K_{\dot{\psi}}/p)\Delta\psi$.

Ізодромна ланка у колі датчика кутової швидкості, яка вже стала класичною, не пропускає на руль направлення сталу складову кутової швидкості розвороту, тому руль не заважає виконувати розворот. Коливальна ж складова через ізодромну ланка проходить, забезпечуючи демпфірування коливань літака з ризику.

5.2.3. Режим стабілізації кута тангажа та барометричної висоти польоту

Режим стабілізації кута тангажа вмикається натисканням кнопки-лампочки "Включение АП" на ПУ, але лише при включеному тумблері "Тангаж" (див. рис. 6).

Структурна схема каналу руля висоти в режимі стабілізації представлена на рис. 9, а закон управління має вигляд (2).

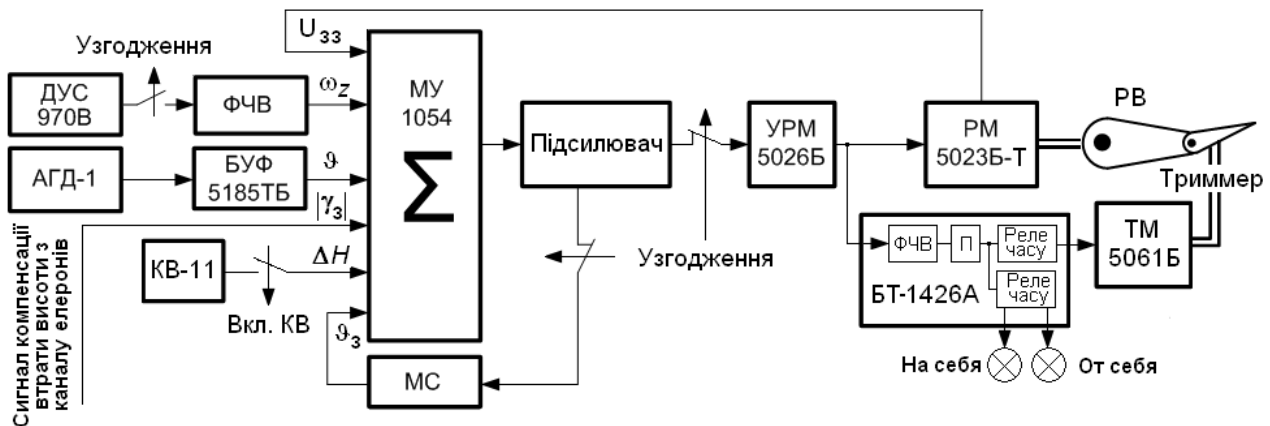


Рис. 9 Структурна схема каналу руля висоти у режимі стабілізації

$$\Delta\delta_B = K_{\vartheta}\Delta\vartheta + K_{\omega_z}\omega_z + K_{\gamma}^B|\gamma_3| + K_H\Delta H. \quad (2)$$

Тут: $\Delta\delta_B$ – відхилення руля висоти від балансувального положення; $\Delta\vartheta = (\vartheta - \vartheta_c)$ – відхилення літака по тангажу від заданого значення ϑ_c , що запам'ятовано на МС у момент вмикання режиму; ΔH – відхилення поточної висоти польоту від висоти на якій був включений режим стабілізації (підключається до закону управління тільки в режимі стабілізації висоти польоту); ω_z – кутова швидкість тангажа; $K_{\vartheta}, K_{\omega_z}, K_H, K_{\gamma}^B$ – передаточні числа закону управління; $|\gamma_3|$ – сигнал на відхилення руля висоти для запобігання втрати висоти через зменшення вертикальної складової підйомної сили при нахилі літака;

Структурна схема автопілота в режимі стабілізації кута тангажу багато в чому ідентична режиму стабілізації кута крену. Відмінність полягає лише в тому, що в режимі стабілізації кута тангажу стабілізується не нульовий тангаж, а кут тангажа, що запам'ятований меха-

нізмом узгодження МС в момент вмикання стабілізації. Там же запам'ятовується і балансувальне відхилення руля висоти.

Ще однією особливістю є наявність перехресної зв'язки з каналу елеронів в канал руля висоти - сигналу запобігання втрати висоти при нахилі літака, а також наявність схеми автоматичного тримрування руля висоти.

При зміні центрування літака або зміні режиму польоту змінюється балансувальне положення РВ. При цьому на РВ з'являється шарнірний момент і, отже, зусилля в тязі літакової системи управління і на колонці штурвала. Про наявність шарнірного моменту свідчить напруга на обмотці управління двигуна рульової машини тангажу.

Шарнірний момент РВ знімається відхиленням тримера на відповідний кут. У режимі ручного управління тример відхиляється штурвальчиками, розташованими на центральному пульті льотчиків (див. рис. 4). При тривалому польоті в режимі автоматичного управління рекомендується періодично відключати автопілот і вручну тримрувати руль висоти. Якщо це не виконується, то при відключенні автопілоту після тривалого польоту можливий ривок руля висоти і колонки штурвала колонки штурвала через зміну під час польоту балансувального положення руля висоти.

Для виключення цього явища в автопілоті АП-28Л1 передбачений **режим автоматичного тримрування** РВ за допомогою спеціального приводу - електричної тримерної машинки ТМ-5061Б (див. рис. 9). Режим автоматичного тримрування вмикається тумблером «Автотриммер» на ПУ-1248 (див. рис. 6).

Блок тримрування БТ-1426А, що керує тримерною машинкою, вимірює значення та знак напруги керуючого сигналу двигуна РМ РВ. При досягненні напруги певного значення ТМ-5061Б з деякою затримкою часу підключається до джерела живлення і відхиляє тример в бік компенсації шарнірного моменту.

Одночасно зі спрацюванням ТМ вмикається світлова сигналізація (лампочки «ОТ СЕБЯ» або «НА СЕБЯ» на ПУ-1248), яка вказує наявність і напрямок зусилля на РВ і, відтак, на колонці штурвала.

Лампочки сигналізації «ОТ СЕБЯ» і «НА СЕБЯ» підключаються паралельно керуючими обмотками ТМ, і після зняття зусиль на штурвали і припинення роботи ТМ лампочки гаснуть. Якщо ж зняття зусиль автотриммером не відбулося і горить одна з ламп, то пілот під час вимикання автопілоту повинен бути готовий до парирования ривка руля висоти. Палаюча лампа вказує напрямок руху штурвала при вимиканні автопілоту.

При керуванні літаком по тангажу за допомогою перемикача «Спуск - Подъем» автотриммер автоматично вмикається, а після закінчення управління вмикається.

Режим **стабілізації барометричної висоти польоту** вмикається кнопкою «КВ» на пульті управління. При цьому повинна спалахнути зелена лампа «КВ», сигналізуючи про включення коректора висоти КВ-11.

Після вмикання режиму коректор висоти КВ-11 переходить в режим вимірювання ΔH (відхилення поточної висоти від висоти на якій був включений режим стабілізації). До закону управління додається сигнал, пропорційний ΔH , який з КВ-11 надходить (див. рис. 9) на вхід підсумовуючого магнітного підсилювача МУ-1054.

При включеному коректорі висоти КВ-11 зберігається можливість виконання розворотів від рукоятки «Разворот».

5.3. Режими автоматичного управління

5.3.1 Режими автоматичного довороту и координованого розвороту

Для виконання розвороту літака необхідно плавно повернути рукоятку «Разворот» вправо або вліво. При досягненні літаком необхідного крену залишити рукоятку у відхиленому положенні. Літак зі сталим креном буде виконувати координований розворот. Для припинення розвороту слід вивести літак з крену, повернувши рукоятку «Разворот» в нульове положення.

Для виконання довороту на заданий курс необхідно рукояткою на задатчику курсу ЗК-2 (не виходячи за межі 120°) встановити новий заданий курс проти верхнього нерухомого трикутного індексу. Потім перемикач «ГИК – ГПК – Развороты» переключити в положення «Развороты». Літак увійде в крен, і автоматично буде здійснювати координований доворот.

Після закінчення довороту на заданий курс літак вийде з крену. Для автоматичної стабілізації заданого курсу при польоті за локсодромією необхідно перемикач «ГИК – Развороты» встановити і положення «ГИК», або «ГПК».

Структурна схема каналу елеронів у режимі управління наведена на рис. 10.

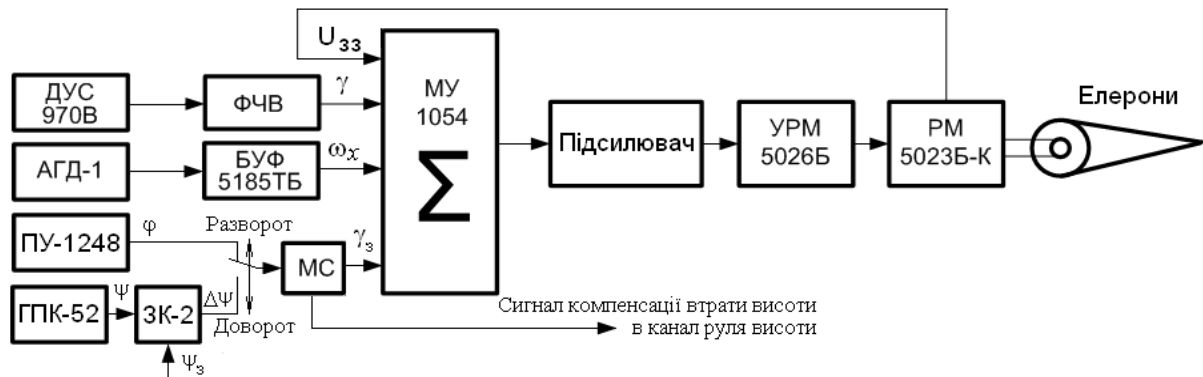


Рис. 10 Структурна схема каналу елеронів у режимі управління

У режимах автоматичного довороту та координованого розвороту канал руля направлення перемикається в режим демпфірування (блок зв'язку БС-1408А переходить у режим узгодження - див. рис. 8), а автоматичне управління бічним рухом здійснюється через канал елеронів за, так звану, перехресною схемою.

Реалізований в цьому режимі закон управління елеронами має вигляд:

$$\delta_{\text{э}} = K_{\gamma}(\gamma - \gamma_{\text{з}}) + K_{\omega_x} \omega_x,$$

$$\text{де } \gamma_{\text{з}} = \begin{cases} F_{\text{гр}} \frac{K_{\text{ру}}}{K_{\gamma}} \phi_{\text{ру}} & \text{при управлінні відрукоятки "Разворот"} \\ F_{\text{гр}} \frac{K_{\psi}}{K_{\gamma}} \Delta\psi & \text{при управлінні відрукоятки ЗК-2 у режимі довороту} \end{cases}$$

Тут на додаток до закону управління (1):

$F_{\text{гр}}$ – функція, що формує граничні значення заданого кута крену (функція обмеження заданого крену кутами $\pm 30^\circ$);

$\phi_{\text{ру}}$ – кут відхилення рукоятки «Разворот» на пульті управління;

$\Delta\psi = (\psi - \psi_{\text{сää}})$ – відхилення літака від заданого ортодромічного курсу, (але не більше 120°), яке формується на системах стеження задатчика курсу ЗК-2;

K_{ψ} , $K_{\text{ру}}$ – передаточні числа закону управління.

Задане значення кута крену в режимі управління формується системами стеження МС. Потенціометр МС і потенціометри рукоятки «Разворот» або ЗК-2 (залежить від обраного льотчиком способу управління) утворюють мостову схему, яка при відхиленні рукояток розбалансується. У діагоналі мостової схеми виникає сигнал неузгодженості, який подається на обмотки двигуна МС крену. Двигун, обертаючи щітку потенціометра МС, відновлює рівновагу моста. Щітка потенціометра зупиниться у відхиленому положенні. Кут повороту щітки відповідатиме заданому куту повороту рукоятки «Разворот» на ПУ-1 248 або величині неузгодженості, яка формується на системах стеження ЗК-2.

З щіткою потенціометра мостової схеми жорстко зв'язана щітка потенціометра МС, що формує задане значення кута крену. Сигнал з цього потенціометра, пропорційний $\gamma_{\text{з}}$, надходить на підсумовуючий магнітний підсилювач МУ -1054. Кути повороту щіток потенціо-

метра системи стеження МС обмежуються ламельними пристроями МС, формуючи тим самим функцію $F_{гр}$.

З потенціометра МС, що формує задане значення кута крену, в канал руля висоти подається сигнал запобігання втрати висоти при накрєненні літака.

5.3.2 Режим набору висоти або зниження

Для виконання зниження або набору висоти необхідно встановити (натиснути) перемикач «Спуск – Подъем» лівого або правого льотчика в положення «Спуск» або «Подъем» і тримати його в цьому положенні до тих пір поки літак не вийде на необхідний кут тангажу, потім відпустити перемикач; літак зі сталим кутом тангажа буде знижуватися або набирати висоту.

При натисканні на перемикач «Спуск - Подъем» коректор висоти КВ-11 автоматично відключається, на пульті управління згасне зелена лампа «КВ». Для повторного вмикання коректора висоти КВ-11 треба вивести літак у прямолінійний горизонтальний політ і знову натиснути кнопку «КВ».

Для виведення літака в горизонтальний політ можна використовувати той же тумблер «Спуск - Подъем» або натиснувши кнопку «Горизонт» на пульті управління автопілоту, включити режим автоматичного приведення до горизонту.

При керуванні літаком по тангажу за допомогою перемикача «Спуск - Підйом» автотриммер автоматично відключається, а після закінчення управління вмикається знову.

Структурна схема каналу руля висоти у режимі набору висоти або зниження приведена на рис. 11.

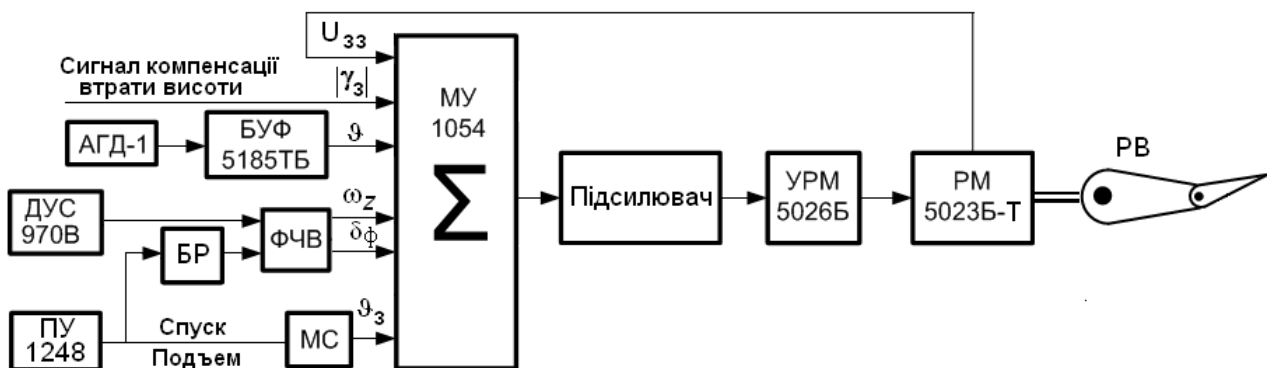


Рис. 11. Структурна схема каналу руля висоти у режимі набору висоти або зниження

При натисканні на ПУ тумблера «Спуск – Подъем» в механізмі узгодження спрацює група реле і на керуючі обмотки МС тангажу подається напруга змінного струму, фаза якого залежить від положення тумблера «Спуск – Подъем». Двигун починає обертатися, переміщаючи зі сталою швидкістю щітку потенціометра МС. При цьому запам'ятоване на потенціометрі МС задане значення кута тангажу, підключений до входу МУ, починає змінюватися зі швидкістю $\pm 0,7$ град/с. Автопілот відпрацьовуючи змінне значення кута тангажу переводить літак у набору висоти або зниження

Одночасно на руль висоти подається сигнал випередження, який форсує початок управління кутом тангажа. Сигнал форсування $\delta\phi$ у вигляді напруги змінного струму певної фази, яка залежить від положення тумблера «Спуск – Подъем» контактами блоку реле БР підключається до ФЧВ. Випрямлений сигнал випередження надходить на вхід підсумовуючого МУ каналу тангажа.

Суттєві зміни висоти польоту, наприклад перехід на новий ешелон, доцільно виконувати у режимі ручного управління. Тумблер «Тангаж» на ПУ вимикає автоматичне управління каналу руля висоти, залишаючи працювати тільки бічний канал АП. У каналі руля висоти тепер можна здійснювати ручне управління висотою польоту з автоматичною стабілізацією крену та курсу.

5.4. Режим приведення до горизонту

Режим приведення до горизонту використовується для виведення літака в прямолінійний горизонтальний політ. Для включення режиму натискається кнопка «Горизонт» на пульті управління автопілоту. Кнопку «Горизонт» можна натискати як при включеному автопілоті (світиться зелена лампа «Включен»), так і при відключених рульових машинах (світиться жовта лампа «Готов»).

При натисканні кнопки «Горизонт» літак автоматично буде приведений по крену і тангажу в положення прямолінійного горизонтального польоту. Після закінчення процесу приведення літака в горизонтальне положення автоматично включається коректор висоти КВ-11 (загоряється зелена лампа «КВ») і вимикаються перемикачі «Спуск - Подъем» і рукоятка «Розворот».

Для того щоб керувати літаком від рукоятки «Розворот» і перемикачів «Спуск - Подъем» після вмикання режиму приведення до горизонту необхідно встановити рукоятку «Розворот» в нульове положення (якщо вона була відхилена), а потім натиснути кнопку «Включення АП», вимикнувши таким чином режим приведення.

При включенні режиму механізм узгодження крену перемикається на онулення вихідного сигналу зі свого потенціометра і працює за тією ж схемою, що й на початковому етапі режиму стабілізації кута крену.

Онулення сигналу забезпечується ламельними пристроями (ЛУ) МС, які подають напругу на керуючі обмотки двигуна МС. Двигун повертає щітки потенціометра і ЛУ до нульового положення. У момент приходу щітки ЛУ на ізоляційну ділянку знімається напруга з керуючої обмотки двигуна МС каналу крену. Двигун зупиняється. При цьому щітка потенціометра МС також виявляються в нульовому положенні. Автопілот стабілізує нульовий кут крену.

Механізм узгодження в каналі тангажу працює за тією ж схемою, що МС каналу крену. Відмінність полягає лише в тому, що ізоляційний ділянки ЛУ МС тангажу відповідає не нульовий кутку тангажу, а кут тангажа горизонтального польоту $\vartheta_{\text{гп}} \approx 5^\circ$. Після виходу щітки ЛУ МС тангажу на ізоляційну ділянку подається команда на вмикання режиму стабілізації барометричної висоти польоту.

5.5. Режим сумісного управління

Сумісне управління передбачено для того, щоб в разі необхідності пілот міг швидко взяти на себе керування літаком

Для перемикання АП на режим сумісного управління пілот повинен натиснути і, утримуючи кнопку «Совмещенное управление» (СУ), яка розташована на штурвали (див. рис. 4), почати виконувати певний маневр, використовуючи літакові важелі управління (штурвал і педалі). При натисканні кнопки СУ вимикається коректор висоти, розмикається ланцюг живлення муфт рульових машинок і АП переводиться у режим узгодження.

Під час сумісного управління, АП, перебуваючи в режимі узгодження, онулює сигнали, які надходять з датчиків при еволюціях літака.

Після того, як пілот, виконавши маневр і задавши нове кутове положення літака, припиняє користуватися сумісним управлінням, він відпускає на штурвали кнопку СУ. При цьому забезпечується автоматичне безударне вмикання АП в режим стабілізації нового кутового положення літака в просторі.

6. Перевірка на функціонування та дослідження автопілоту АП-28Л1

6.1 Опис лабораторної установки

До складу лабораторної установки по перевірці автопілоту АП-28Л1 на функціонування і його дослідженню входять:

- реальний навчальний комплект автопілоту АП-28Л1;
- окремі пристрої з комплексу перевіркової апаратури ПАА-28Л1;
- блок комутації для вибору режиму дослідження;

– перехідник (імітатор бортовий кабельної мережі) та джгути, які призначені для перевірки АП в лабораторних умовах.

Загальний вигляд лабораторної установки представлений на рис. 12. У зв'язку з компактністю розміщення, частина блоків, які входять до комплекту АП-28Л1 (ДУС-970В, БУФ-5185ТБ, БР-1444, БТ-1426А, КВ-11, БС-1408А, УРМ-5026Б) на рис.12 не потрапила.

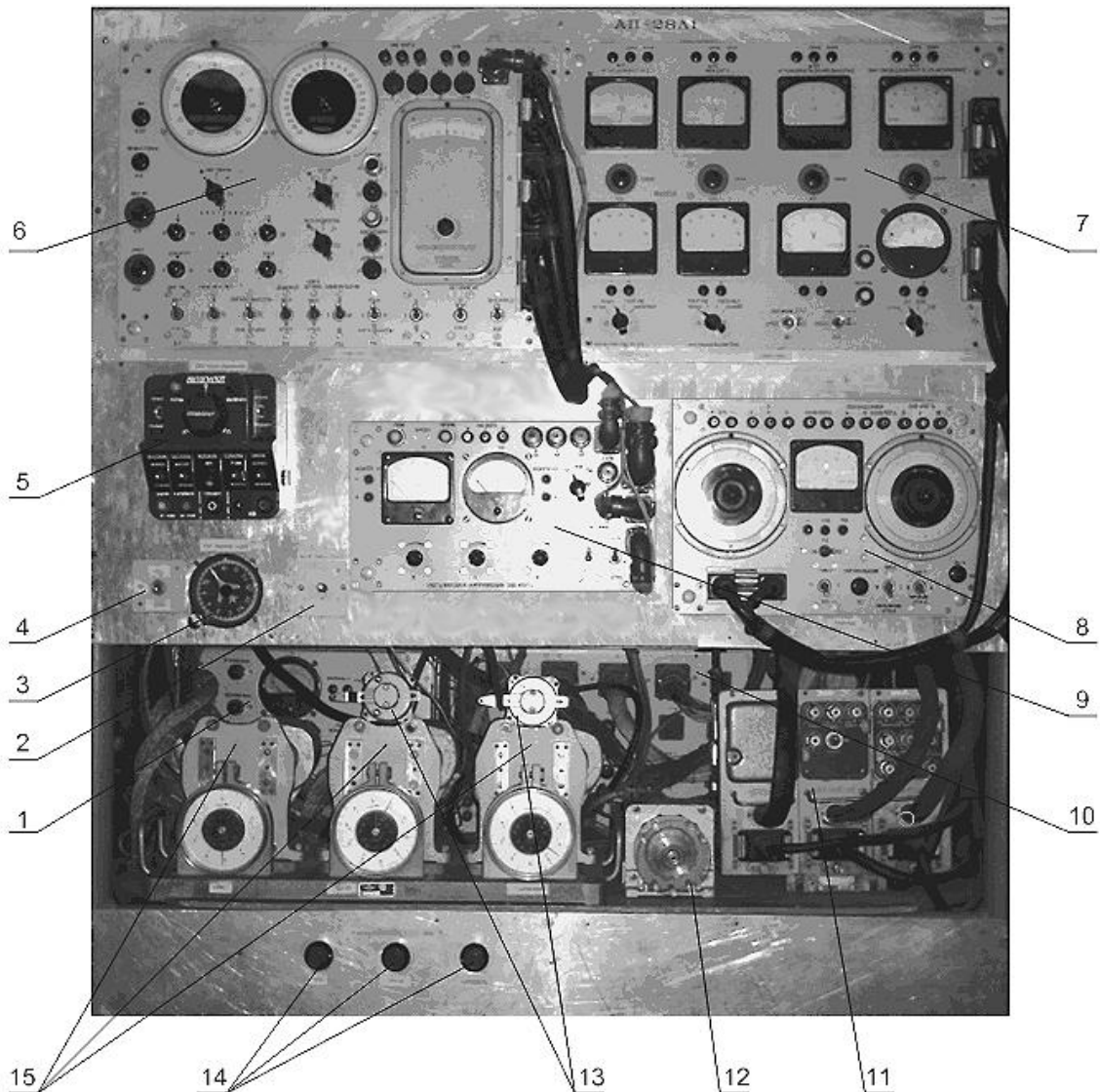


Рис. 12. Общій вид лабораторної установки по дослідженню АП-28Л1:

1. – установка 63689/051; 2. – вибору режиму роботи лабораторного стенду (С–Р–Д); 3. – задатчик курсу ЗК-2; 4. – тумблер живлення стенду (V_0); 5. – пульт управління ПУ-1248; 6. – установка 6368/024А; 7. – установка 63689/025А; 8. – установка 63689/023; 9. – установка 63689/026; 10. – перехідник (імітатор бортовий кабельної мережі); 11. – агрегат управління АУ-1056; 12. – тримірна машинка ТМ-5061Б; 13. – датчик граничних відхилень руля ДПОР-1158А; 14. – ручки установки валів рульових машин; 15. – рульові машини РМ-5023Б (крену, тангажа, напрямлення).

У комплект перевіркової апаратури лабораторної установки входять:

- установка 63689/023 (рис. 12, поз. 8) для перевірки приладів блоку зв'язку БС-1408 з курсовою системою (КС) та задатчиком курсу ЗК-2;
- установка 63689/024А (рис. 12, поз. 6) для імітації сигналів датчиків, що надходять на агрегат управління та перевірки агрегату управління АУ-1056;
- установка 63689/025А (рис. 12, поз. 7) для перевірки а агрегату управління АУ-1056 і виявлення несправностей в комплекті АП-28Л1;
- агрегат живлення 63689/026 (рис. 12, поз. 9) для вмикання і регулювання напруг $+27В$ и $36В$ 400Гц;

– установка 63689/051 (рис. 12, поз. 1) для перетворення і регулювання напруги 36В 400Гц в напругу 115В 400Гц.

Підключення комплексу АП-28Л1 до перехідника і перевіркою апаратури виконано відповідно до схеми кабельних з'єднань.

Як імітатор АГД-1; ГПК 52 і ГИК-1 використані задатчики установки 65689/024А.

6.2. Підготовка до роботи, підключення та контроль електроживлення.

Встановити тумблери і перемикачі лабораторного стенду в початкове положення, вказане в таблиці 1.

Таблиця 1

Найменування установки	Найменування органу управління	Вихідне положення
1	2	3
Установка 6368/024А	Задатчик кута	«0»
	Задатчик кутової швидкості	«0»
	Задатчик зворотного зв'язку	«0»
	Перемикачі: П21, П22, П23	Крайнє ліве положення
	П10, П11, П13, П19	«1»
	П14	Середнє положення
	П18	«Вкл.» (1056)
	Потенціометри центрування: Р24, Р25, Р26	Середнє положення
	Потенціометри управління: Р15, Р16, Р17	Середнє положення
	Тумблери: В4 (Питание АП), В9	«Вкл.»
	Тумблери: В7, В8	«Откл.»
Установка 63689/25А	Перемикачі: П1, П3	«Откл.»
	Перемикачі П2	«Крен»
	Тумблери: В1, В2	«Вкл.»
Установка 63689/026	Перемикачі П1	«І – І»
	Тумблери В1, В2	«Откл.»
	Атенюатори регулювання напруг: І, ІІ, ІІІ	Крайнє ліве положення
Установка 63689/051	Перемикачі: П1, П2, П3, П4	Крайнє ліве положення
	Перемикач П5	«Комплект» (виконано)
	Тумблер В1	«Вкл.» (виконано)
Переходник	Тумблер В1	«Вкл.» (виконано)
	Тумблер В2	«Задержка триммера» (виконано.)
	Перемикач П	«Вкл.» (виконано)
ПУ-1248	Тумблер АВТОТРИМ	«Откл.»
	Тумблер ПИТАНИЕ	«Откл.»
	Тумблер ТАНГАЖ	«Откл.»
	Тумблер СПУСК-ПОДЪЕМ	Середнє положення
	Тумблер СТАБИЛИЗАЦИЯ	ГПК
	Рукоятка РАЗВОРОТ	Середнє положення
ЗК-2	Кремальєра ЗК	«155°»
Передня Панель установки	Тумблер ВЫБОР РЕЖИМА РАБОТЫ	«С» (статичні характеристики)
	Тумблер В ₀ (115В 400Гц)	«Откл.»
	Вали РМ (К, Т, Н)	«0°»

Для подачі електроживлення лабораторного стенду на передній панелі установки тумблер В0 поставити в положення «ВКЛ.»

На установці 63689/026 включити тумблер В1, при цьому на В1 покази мають бути $27В \pm 2,7В$. Тумблер В2 поставити у положення 36В 400Гц, при цьому засвітиться лампочка ПРАВ, на В2 покази мають бути $36В \pm 2В$.

Встановлюючи перемикач П1 в положення «ІІІ», «ІІ - ІІІ» і «І - ІІІ» та обертаючи атенюатори напруг І, ІІ і ІІІ, домогтися показів приладу V2 рівних $36В \pm 2В$ між фазами.

На установці 63С689/024А повинна спалахнути зелена лампочка Л2, а на пульті управління ПУ-1248 - жовта лампочка ГОТОВ.

6.3. Дослідження автопілоту АП-28Л1

6.3.1 Зняття статичних характеристик каналу крену АП-28Л1.

Визначити передаточні числа з кута крену γ та кутової швидкості крену ω_x , отримавши залежність кутів повороту валу РМ крену від сигналів γ та ω_x , які задаються за допомогою установки 63689/024А.

Вручну виставити вали РМ в положення «0°». На установці 63С689/024А перемикачі П21, П22 і П23 поставити в положення «К» і натиснути кнопку ВКЛ. АП, при цьому повинна загорітися лампочка Л2, а на ПУ-1248 зелена лампочка ВКЛЮЧЕН.

ПРИМІТКА: Якщо після включення АП вал РМ крену виявиться не в нульовому положенні, то за допомогою задатчика зворотного зв'язку на установці 63689/024А встановити вал РМ крену в положення «0°».

Визначення передаточного числа з кута крену. За допомогою задатчика кута установки 63С689/024А встановлювати послідовно значення кутів $0^\circ; 5^\circ; 10^\circ; 15^\circ; 20^\circ; 25^\circ$, відзначаючи положення вала РМ крену за кутоміром. Повернути задатчик кута в положення «0°». Встановлювати послідовно кути $0^\circ; -5^\circ; -10^\circ; -15^\circ; -20^\circ; -25^\circ$, відзначаючи положення вала РМ крену за кутоміром в інший бік. Повернути в положення «0°» задатчик кута.

Результати проведених вимірювань занести в таблицю 2.

Таблиця 2

Значення задатчика кута (γ , град)	-25°	-20°	-15°	-10°	-5°	0°	5°	10°	15°	20°	25°
Кут повороту валу рульової машини (δ_{PM_3} , град)											

За результатами вимірювань, апроксимуючи точки вимірювань, побудувати лінійну залежність $\delta_{PM_3} = f(\gamma)$ у вигляді (див. рис. 13).

За графіком $\delta_{PM_3} = f(\gamma)$ визначити передаточне число з кута крену, як $K_\gamma = \Delta\delta_{PM_3} / \Delta\gamma$.

Тут $\Delta\delta_{PM_3}$ - кут повороту валу рульової машини у будь якій точці графіку (див. рис. 13);

$\Delta\gamma$ - значення задатчика кута крену у тієї же точці графіку.

Передаточне число \hat{E}_γ має безрозмірну величину.

Визначення передаточного числа з кутової швидкості крену. Визначення передаточного з кутової швидкості ω_x провести відповідно до методики, викладеної вище. При цьому за допомогою задатчика кутової швидкості встановлювати значення ω_x , що дорівнюють: -10; -7,5; -5; -2,5; 0; 2,5; 5; 7,5; 10 (град/с).

Результати проведених вимірювань записати у таблицю 4.

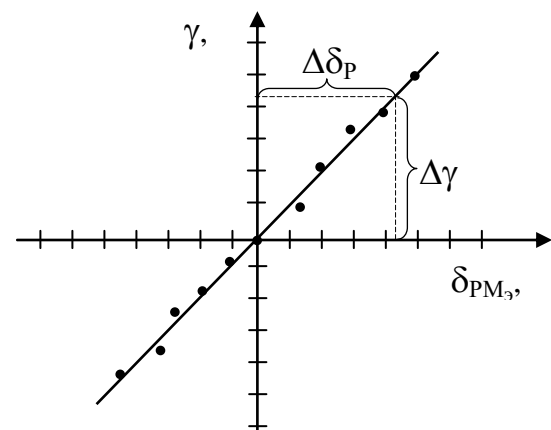


Рис. 13

Таблиця 4

Значення задатчика кутової швидкості (ω_x , град./сек)	-10	-7,5	-5	-2,5	0	2,5	5	7,5	10
Кут повороту валу рульової машини (δ_{PM_3} , град)									

Відповідно до методики, викладеної вище, побудувати залежність $\delta_{PM_3} = f(\omega_x)$ та визначити передаточне число з кутової швидкості крену: $K_{\omega_x} = \Delta\delta_{PM_3} / \Delta\omega_x$.

Передаточне число K_{ω_x} має розмірність (сек).

На установці 63689/024А натиснути кнопку «Откл. АП», а стрілки задатчиків поставити в нульове положення. Вручну виставити вали РМ в положення «0°».

6.3.2. Зняття статичних характеристик каналу тангажа АП-28Л1.

Зняття статичних характеристик та визначення передаточних числа з кута тангажу ϑ та кутової швидкості ω_z проводиться за методикою пп. 6.3.1, але при цьому перемикачі П21, П22 і П23 на установці 63689/024А необхідно встановити у положення «Т».

6.3.3. Зняття статичних характеристик каналу направлення АП-28Л1.

Зняття статичних характеристик та визначення передаточних числа з кута тангажу ϑ та кутової швидкості ω_z проводиться за методикою пп. 6.3.1, але при цьому перемикачі П21, П22 і П23 на установці 63689/024А необхідно встановити у положення «Н».

6.4. Перевірка АП-28Л1 на функціонування.

6.4.1 Перевірка АП-28Л1 у режимі «Узгодження».

На передній панелі установки тумблер вибору режиму роботи \mathbf{B}_0 поставити в положення «Р», при цьому на установці 63689/024А повинна згаснути лампочка Л2, а на ПУ-1248 - має згаснути зелена лампочка «Включен».

На ПУ-1248 тумблер «Питание» поставити в положення «Включено», при цьому на ПУ повинна спалахнути лампочка «Готов».

На установці 63689/025А тумблери П1 та П2 поставити в положення КРЕН. Імітуючи вплив пілота на штурвал відхилити рукою вал РМ крену на кут $10^\circ \dots 20^\circ$ в одну, а потім в іншу сторону. Переконалися в роботі МС каналу крену, спостерігаючи за онуленням сигналу виходу агрегату управління по вольтметрам V1 та V2 установки 63689/025А. Повернути вал РМ крену в положення «0°».

На установці 63689/025А тумблери П1 та П2 поставити в положення ТАНГАЖ. Імітуючи вплив пілота на колонку штурвалу відхилити рукою вал РМ тангажа на кут $10^\circ \dots 20^\circ$ в одну, а потім в іншу сторону. Переконалися в роботі МС каналу тангажа, спостерігаючи за онуленням виходу агрегату управління по вольтметрам V1 та V2. Повернути вал РМ тангажа в положення «0°».

На установці 63689/025А тумблери П1 та П2 поставити в положення НАПРАВЛЕНИЕ. Імітуючи вплив пілота на педалі відхилити рукою вал РМ направлення на кут $10^\circ \dots 20^\circ$ в одну сторону, а потім на той же кут в іншу сторону. Переконалися в роботі МС каналу направлення, спостерігаючи за онуленням сигналу тангажа на виході агрегату управління по вольтметрам V1 та V2 установки 63689. Повернути вал РМ в положення «0°».

6.4.2. Перевірка АП-28Л1 у режимі «Координований розворот».

На ПУ-1248 переконалися в загорянні жовтої лампочки «Готов». Тумблери «Тангаж» і «Автотриммер» поставити в положення «Включено». Включити АП у режим стабілізації кутового положення, натиснувши кнопку «Включение АП». При цьому загориться зелена лампочка «Включен», а вихідні ланки рульових машин не повинні рухатися.

ПРИМІТКА: При зміні положення вала РМ тангажа за допомогою тумблера «Спуск – Подъем» на ПУ-1248 встановити вал РМ тангажа в нульове положення.

На ПУ-1248 рукоятку «Разворот» встановити в положення Л (лівий розворот) на 15° до першого фіксованого положення. При цьому буде спостерігатися обертання валів РМ крену та тангажу за годинниковою стрілкою. Вал РМ каналу направлення обертатися не буде.

Рукоятку «Разворот» повернути у нульове положення, при цьому вали РМ тангажа і крену повинні повернутися у вихідне положення.

Повторити перевірку, обертаючи рукоятку «Разворот» у напрямку П (правий розворот). При цьому буде спостерігатися обертання валу РМ крену проти годинникової стрілки, а РМ тангажа за годинниковою стрілкою. Вал РМ каналу направлення обертатися не буде.

Рукоятку «Разворот» повернути у нульове положення, при цьому вали РМ тангажа і крену повинні повернутися у вихідне положення. Оцінити напрям обертання РМ крену й тангажа в обох випадках.

На ПУ-1248 тумблер «Питание» поставити в положення «Откл.», При цьому зелена лампочка «Включен» повинна згаснути. Виставити вали рульових машин в положення «0».

6.4.3. Перевірка роботи АП-28Л1 у режимі «Доворот».

За допомогою кремальєри на задатчику курсу ЗК-2 задати значення кута довороту 5°. На ПУ-1248 перемикач «Стабилиз» поставити в положення «Развороты». При цьому вал РМ крену буде обертатися у бік кута довороту, а вал РМ тангажу – за годинниковою стрілкою.

Після закінчення перехідного процесу на ПУ-1248 перемикач «Стабилиз» поставити в положення ГПК.

6.4.4. Перевірка роботи АП-28Л1 у режимі «Горизонт».

На ПУ-1248 рукоятку «Разворот» повернути на 15° вліво або вправо до першого фіксованого положення. При цьому буде спостерігатися обертання валів РМ крену і тангажа. Оцінити напрям і значення кутів повороту валів рульових машин.

На ПУ-1248 натиснути кнопку «Горизонт» (При цьому вали РМ крену і тангажа встановляться у нове положення). Оцінити отримані значення кутів повороту валів РМ крену і тангажа.

Після приведення до горизонту рукоятку «Разворот» на ПУ-1248 поставити в положення «0» і натиснути кнопку «Включение АП». (При цьому на ПУ-1248 повинна спалахнути лампочка «Включен»). Натиснути кнопку «КВ». (Повинна спалахнути лампочка КВ.)

6.4.5. Перевірка роботи АП-28Л1 у режимі «Спуск-Подъем».

Натиснувши на ПУ-1248 тумблер «Спуск-Подъем» в положення «Спуск» або «Подъем», спостерігати за обертанням вала РМ тангажу в межах $\pm 20^\circ$, не допускаючи перевищення встановлених меж. Спостерігати за роботою ТМ і сигналізацією на ПУ-1248. Встановити за допомогою тумблера «Спуск-Подъем» вал РМ тангажу в положення «0».

6.5. Вимкання лабораторної установки.

На ПУ-1248 тумблери «Тангаж» и «Питание» поставити в положення «Отключено», при цьому на пульті згасне лампочка «Включен».

На установці 63689/026 тумблери В1 и В2 поставити в положення ОТКЛ. (При цьому згаснуть лампи Л1 и Л2, а покажчики V1 и V2 будуть показувати «0»).

На передній панелі установки тумблер В₀ поставити в положення ОТКЛ.

Зміст звіту.

Звіт повинен містити:

- призначення АП та його комплект;
- структурну схему автопілоту АП-28Л1;
- режими роботи АП;
- закони управління АП в каналах крену, тангажа и направлення;
- таблиці знятих статичних характеристик та їх графіки, значення розрахованих передаточних чисел;
- висновок про функціонування АП-28Л1 у перевірених режимах роботи.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №3 ВИВЧЕННЯ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ АВТОМАТА ТЯГИ АТ-4-2 АБСУ-154

1. Мета роботи:

- ознайомитися з теоретичними питаннями щодо автоматизації управління швидкістю польоту літака;
- вивчити принцип дії, режими роботи та закони управління автомата тяги АТ-4-2, а також особливості побудови функціональної схеми АТ-4-2;
- отримати практичні навички з перевірки основних технічних характеристик АТ за допомогою контрольно-перевірочної апаратури.

2. Скорочені теоретичні питання

Виконання польотного завдання (для літаків цивільної авіації це заданий розклад рейсів) пов'язано з додержуванням певних умов польоту, зокрема заданої швидкості польоту. Зазвичай управління швидкістю польоту здійснюється через контур ручного управління, причому повільний характер зміни швидкості не потребує безперервного втручання в управління швидкістю. Однак на деяких етапах польоту, наприклад при заході на посадку або для витримування заданого графіку руху літаків на трасі ручне управління швидкістю не забезпечує необхідну точність її стабілізації, тому автоматизація управління швидкістю польоту суттєво зменшує навантаження на екіпаж літака, дозволяючи йому зосередитись на вирішенні інших задач. У випадку нестійкості літака зі швидкості її автоматична стабілізація стає особливо необхідною.

Управління швидкістю польоту у тому числі й автоматичне управління може здійснюватися або впливом на тягу двигуна, або на положення руля висоти. У першому випадку тангенціальне прискорення регулюється шляхом зміни тяги двигуна, використовуючи при автоматичному управлінні так звані автомати тяги – пристрої автоматичного управління швидкістю польоту шляхом зміни тяги двигуна. У другому випадку зміна швидкості відбувається внаслідок зміни сили опору (сили лобового опору та складової сили ваги) за рахунок зміни куткового положення літака через канал руля висоти.

Політ із заданою швидкістю може відбуватись як на постійній висоті (на заданому ешелоні), використовуючи при автоматичному управлінні автомати тяги, так і в режимах набору висоти та зниження. До речі за вимогами ІКАО наявність у складі бортового обладнання автомата тяги є однією з передумов сертифікації літака для польотів за міжнародними трасами.

Може також здійснюватись координоване управління швидкістю польоту – одночасно через канал руля висоти і канал тяги двигуна.

2.1. Математична модель процесів управління швидкістю польоту

Створення відносно повної математичної моделі процесів управління швидкістю польоту є складною задачею, оскільки така модель повинна містити повну систему рівнянь поздовжнього руху та систему рівнянь, що описує силову установку літака.

Повна модель силової установки є нелінійною та багатовимірною й за своєю складністю не поступається моделі динаміки руху літака, але при деякому спрощенні може бути описати за допомогою передаточної функції аперіодичної ланки з введенням похідної та запізнення, тобто

$$W_{\delta_p}^{\delta_{с.г}}(p) = \frac{\delta_p(p)}{\delta_{с.г}(p)} = K_d \frac{T_1 p + 1}{T_d p + 1} e^{-\tau p},$$

де δ_p – приріст тяги двигуна; $\delta_{с.г}$ – зміна положення сектора газу.

Проте при дослідженнях контурів управління швидкістю польоту більш розповсюдженою математичною моделлю двигуна є модель типу аперіодичної ланки –

$$W_{\delta_p}^{\delta_{с.г}}(p) = \frac{K_d}{T_d p + 1}, \quad (3.1)$$

яка значно простіша, але дає більш грубий опис процесів, що протікають у силовій установці (похибка становить 20...22 %).

Для опису процесів управління швидкістю польоту необхідно використовувати модель поздовжнього руху літака, зокрема, рівняння сил у проекції на вісь OX_k траєкторної системи координат, яке з урахуванням вітрових збурень (поздовжньої складової вітру W_x) має вигляд:

$$m(\dot{V} + \dot{W}_x) = P \cos \alpha - X_a - G \sin \theta.$$

Після лінеаризації, з урахуванням $X_a = X_a(V, \alpha)$, $P = P(V, \delta_p)$, отримаємо лінійну модель зміни швидкості польоту в безрозмірній операційній формі:

$$(p + a_x^V)V(p) + a_x^\theta \theta(p) + a_x^\alpha \alpha(p) = a_x^{\delta_p} \delta_p(p) + pW_x(p), \quad (3.2)$$

де $V(p) = \frac{\Delta V(p)}{V_0}$; $W_x(p) = \frac{\Delta W_x(p)}{V_0}$; $\theta(p) = \Delta \theta(p)$; $\alpha(p) = \Delta \alpha(p)$; $\delta_p(p) = \Delta \delta_p(p)$, V_0 швидкість незбуреного руху;

$a_x^V \approx f(X_a^V)$, $a_x^\alpha \approx f(X_a^\alpha)$, $a_x^\theta = \frac{g \cos \theta_0}{V_0}$, $a_x^{\delta_p} = f(P^{\delta_p})$ – коефіцієнти лінеаризованого рівняння сил.

Співвідношенням (3.1), (3.2) відповідає структурна схема, що зображена на рис. 3.1.

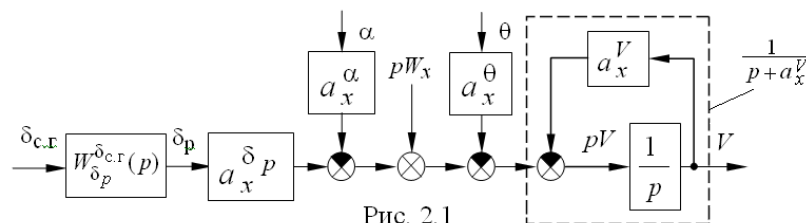


Рис. 2.1

Доповнюючи цю структурну схему структурною моделі кутового поздовжнього руху, отримаємо структурну схему математичної моделі процесів управління швидкістю польоту (рис.2.2).

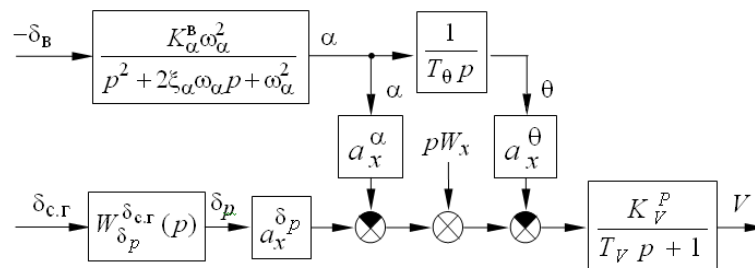


Рис. 2.2

У структурній схемі спостерігаються два способи управління швидкістю польоту – шляхом зміни тяги двигуна і за допомогою зміни кута атаки та кута нахилу траєкторії. В останньому випадку використовується зміна сили лобового опору та зміна проекції сили ваги.

Із структурної схеми (рис.2.2) отримаємо передаточну функцію, яка зв'язує приріст сили тяги двигуна зі зміною швидкості польоту.

$$W_V^P(p) = \frac{V(p)}{\delta_p(p)} = \frac{K_V^P}{T_V p + 1}, \quad (3.4)$$

Стала часу аперіодичної ланки T_V змінюється в межах 50...100 с, що значно більше інших сталих часу, які визначають інерційність контуру управління.

Проаналізуємо процеси, що відбуваються в контурах автоматичного управління швидкістю польоту.

2.2. Управління швидкістю польоту за допомогою автомата тяги

Автоматом тяги (АТ) називають пристрій автоматичного управління швидкістю польоту шляхом зміни тяги двигуна.

Структурна схема математичної моделі (див. рис. 2.1) дозволяє створити структурну схему контуру АТ, яка зображена на рис.2.3. На цій схемі збурення, що зв'язані зі зміною кутів α і θ , зведені до одного збурення $f_V(\alpha, \theta)$.

Передаточна функція $W_{в.м}(p)$ описує перетворення сигналу управління виконавчим

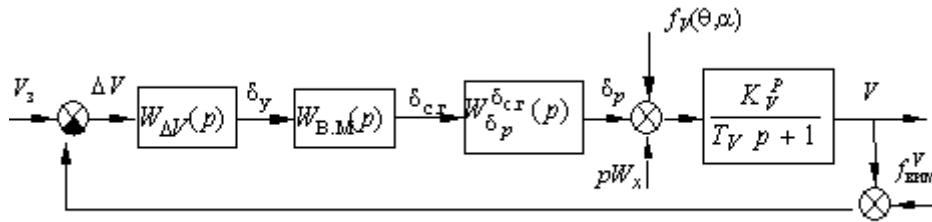


Рис. 2.3

механізмом автомата тяги.

Структурний аналіз контуру управління показує, що АТ з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі при пропорційному регулюванні ($W_{в.м}(p)=1$, $W_{\Delta V}(p)=K_V$) не забезпечує астатичне (безпомилкове) відпрацювання заданого значення швидкості V_3 . Це пояснюється тим, що новому значенню V повинно відповідати нове положення сектора газу. Тобто в усталеному режимі з виконавчого механізму АТ буде надходити сигнал зворотного зв'язку, який на вході сервопривода повинен бути компенсований сигналом помилки управління $\Delta V = V_3 - V$.

Ця властивість контуру управління визначила застосування законів управління з введенням інтеграла

$$\delta_{сг} = (K_V + \frac{K_V}{p})(V_3 - V), \quad (15.7)$$

або, що еквівалентно, використання АТ з гнучким зворотним зв'язком

$$p\delta_{сг} = (K_V p + K_V)(V_3 - V). \quad (15.8)$$

Для контуру з жорстким зворотним зв'язком передаточна функція $W_{\Delta V}(p)$, що формує закон управління (15.7), має вигляд

$$W_{\Delta V}(p) = \frac{K_{\tilde{V}}}{p} \left(\frac{K_V}{K_{\tilde{V}}} p + 1 \right) \quad (15.9)$$

Головними збуреннями, що діють у контурі управління, є поздовжня складова вітру та прирости α і θ (збурення f_V). По відношенню до збурення f_V , а також при відпрацюванні заданого сигналу V_3 даний контур забезпечує астатизм першого порядку. По відношенню до поздовжньої складової вітру W_x контур із законом управління (15.7) має астатизм другого порядку. Похибки вимірювання швидкості польоту повністю входять у помилку управління. Середня квадратична похибка вимірювання істинної повітряної швидкості $\sigma_V = 5 \text{ км/год} \pm (0,0035 \dots 0,07)V$ залежно від висоти польоту. На малих швидкостях ($V < 500 \text{ км/год}$) похибки вимірювання значно зростають ($\sigma_V \approx 20 \text{ км/год}$).

Одна з переваг стабілізації швидкості польоту за допомогою АТ – це можливість збереження прямолінійної (горизонтальної або нахиленої) траєкторії польоту, яка забезпечується каналом руля висоти. Таким чином, наявність АТ дозволяє управляти швидкістю польоту з одночасною стабілізацією траєкторії центра мас, що вкрай необхідно при заході на посадку та при польоті на заданому ешелоні.

3. Автомат тяги АТ-4-2

3.1. Призначення автомата тяги АТ-4-2

Автомат тяги АТ-4-2 входить до складу системи АБСУ-154 і призначений для управління швидкістю польоту літака на маршруті та при заході на посадку. Автомат істотно полегшує пілотування літака на цих режимах.

Автомат тяги (АТ) являє собою пристрій автоматичної стабілізації та управління швидкістю польоту шляхом зміни тяги двигуна. Зміна тяги здійснюється за рахунок переміщення секторів газу маршових двигунів виконавчим пристроєм АТ.

АТ є автономним пристроєм, що включає необхідні датчики, за винятком датчиків кута тангажа, які входять до складу АБСУ-154, та датчиків випуску закрилків і шасі, які входять в обладнання літака. З метою підвищення надійності окремі складові його частини дублюються.

Автомат тяги виконує такі функції:

- управління та стабілізації приладової швидкості польоту;
- переміщення секторів газу двигунів у злітне положення при автоматичному відході на друге коло.

3.2. Склад автомата тяги АТ-4-2 та призначення його основних блоків

Комплект АТ-4-2 наведено в табл. 1, зовнішній вигляд блоків автомата представлений на рис. 3.1. Там же показано розміщення показчиків і пульта управління в кабіні літака.

Таблиця 1

№	Найменування	Шифр	Кількість
1.	Платформа комутаційна амортизована	ПКА-7	1
2.	Блок автоматики	БА-13-2	2
3.	Показчик приладової швидкості з індексом значень, що задаються	УС-И	2
4.	Виконавчий механізм автомата тяги	ИМАТ-2-12	1
5.	Приставка навігаційна (пульт керування)	ПН-3-3	1

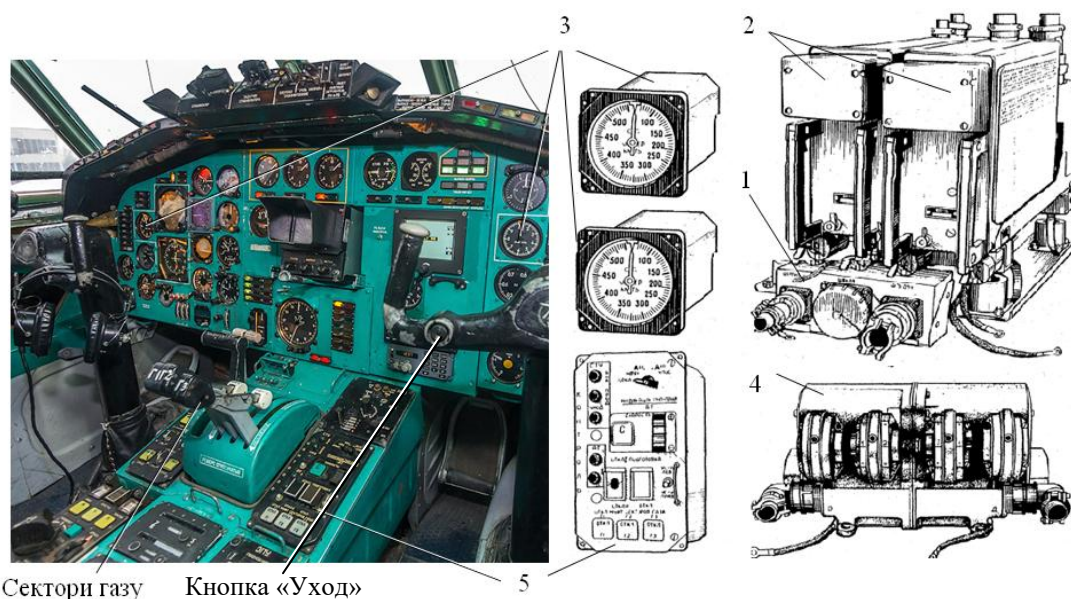


Рис. 3.1

Платформа комутаційна амортизована (ПКА-7) (рис. 3.2) призначена для установки на ній двох блоків автоматики БА-13-2 першого і другого каналів, для здійснення комутації між усіма агрегатами АТ, а також для підведення живлення до АТ і здійснення зв'язку АТ із суміжними системами.

Блок автоматики (БА-13-2) (рис. 3.3) призначений для формування закону управління, керування виконавчими агрегатами АТ, здійснення контролю справності АТ з автоматичним перемиканням на резервний

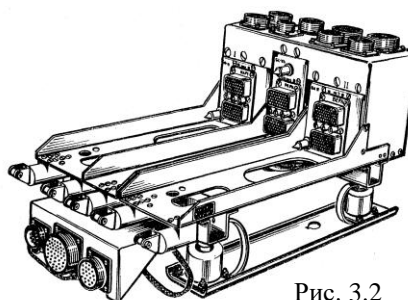


Рис. 3.2

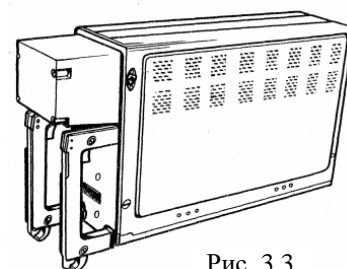


Рис. 3.3

канал у разі несправностей основного каналу або автоматичного відключення АТ у разі несправності обох каналів. В блоке автоматики установлені елементи, образуючі канал автомата, за исключением исполнительного механизма.

Показчик приладової швидкості (див. рис. 3.4) з індексом значень, що задаються, (УС-І) призначений для:

- вимірювання та індикації приладової швидкості польоту;
- індикації швидкості, що задається;
- видачі електричного сигналу, пропорційного різниці між поточною та заданою приладовою швидкістю.



Рис. 3.4

Виконавчий механізм АТ (ИМАТ-2-12-4) призначений для переміщення секторів газу маршових двигунів.

Механізм ИМАТ-2-12-4 виконаний у вигляді двоканального агрегату з трьома вихідними важелями на кожен з 3-х секторів газу. Виконавчий механізм (рис. 3.5) складається з таких основних вузлів:

- спарений корпус з двигунами-генераторами, редукторами та муфтами вмикання для основного та дублюючого каналів;
- муфти граничного моменту, муфти розчеплення та вузли мікроперемикачів на кожен сектор газу.

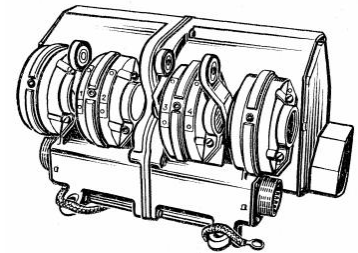


Рис. 3.5

За муфти, що забезпечують незалежне включення кожного з каналів, і муфти граничного моменту та розчеплення, що забезпечують обмеження переданого моменту і незалежне вмикання кожного сектору газу, використані електромагнітні порошкові муфти. Два двигуна-генератора управляються кожен від свого каналу автомата тяги. Тахогенератори використовуються як датчики швидкісного зворотного зв'язку.

Приставка навігаційна ПН-3-3 (пульт керування – див. рис. 3.6) призначена для здійснення льотчиком ручних операцій по включенню і відключенню АТ і його окремих елементів з управління швидкістю польоту, з контролю автомата СТУ, а також для перемикання галетним перемикачем 7 режимів індикації на правому ПНП.

Всі органи управління приставки розміщені на лицьовій панелі і забезпечені написами, які пояснюють їх призначення. Перемикач ОТКЛ. I - ОТКЛ. II (1) слугує для вимкнення каналу, що відмовив. Перемикач УС-І ЛЕВ. - УС-І ПРАВ (2), визначає показчик УС-І, за яким здійснюється завдання швидкості. Кнопки-табло ОТКЛ. Г1...ОТКЛ. Г3 (3) слугують для вимкнення окремих секторів газу від автомата. Кнопки-табло при вимкнанні секторів газу займають висунуте положення і підсвічуються.

Кнопка (4) и лампи I – II (5) призначені для проведення тест-контролю автомата. Тумблер ПОДГОТОВКА (6) слугує для вмикання живлення та режиму підготовки. Тумблер забезпечений кришкою, яка перешкоджає мимовільній зміні положення тумблера. Кришка може бути закрита при будь-якому положенні тумблера.

Кнопка-табло 3 слугує для вмикання режиму управління і висвітлюється при вимкнанні режиму. Гашетка слугує для завдання швидкості польоту шляхом переміщення індексу на показниках УС-І, Натискна гашетка при повороті її в сторону "+" викликає рух індексу на показнику УС-І в сторону більших значень швидкостей, а при натисканні в сторону "-" викликає рух індексу в бік менших швидкостей. Після відпускання гашетки

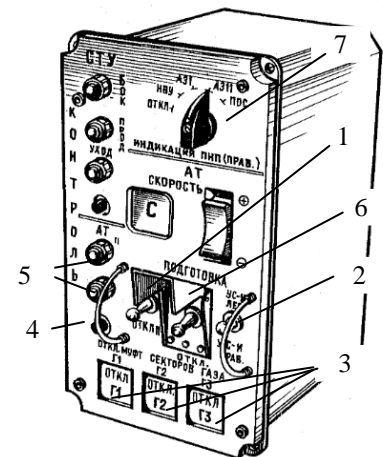


Рис. 3.6

вона повертається у попереднє положення. В більш ранніх версіях автоматів тяги для вмикання режиму управління і завдання нового значення заданої швидкості польоту використовувалася поворотна рукоятка, яка поєднувалася з кнопкою-табло вмикання режиму стабілізації.

3.3. Основні технічні дані автомата тяги АТ-4-2

- робочий діапазон приладових швидкостей – от 180 до 990 км/год;
- похибка стабілізації не більше 5 км/год в діапазоні швидкостей від 180 до 500 км/год і $\pm 1\%$ в діапазоні швидкостей від 500 до 990 км/год;
- інтервал температур від -15°C до $+ 50^{\circ}\text{C}$, в якому АТ зберігає параметри в межах ТУ і інтервал температур від -60°C до $+ 60^{\circ}\text{C}$, в якому АТ функціонує, але збереження його технічних характеристик не гарантується.

Напруга живлення:

- постійного струму: $27\text{ В} \pm 2,7\text{ В}$;
- змінного струму: $36\text{ В} \pm 3,68\text{ В}$, $400\text{ Гц} \pm 8\text{ Гц}$;
 $200\text{ В} \pm 10\text{ В}$, $400\text{ Гц} \pm 8\text{ Гц}$.
- споживані струми: постійний струм – не більше 3 А;
з мережі $36\text{ В } 400\text{ Гц}$ – не більше 2,2 А,
з мережі $200\text{ В } 400\text{ Гц}$ – не більше 1,2 А.

3.4. Лабораторний стенд з дослідження автомата тяги АТ-4-2:

До складу лабораторної установки з дослідження автомата тяги крім комплекту АТ-4-2 також входять (див. рис.3.7.):

- вузол живлення;
- пульт автономних перевірок ПАП-26, який слугує для перевірки АТ перед і після установки його на літаку;
- комбінована перевірочна установка КПУ-3, яка слугує для створення розрідження і тиску при перевірках анероїдно-мембранних приладів (в даному випадку показчиків УС-И);
- імітатори секторів газу.

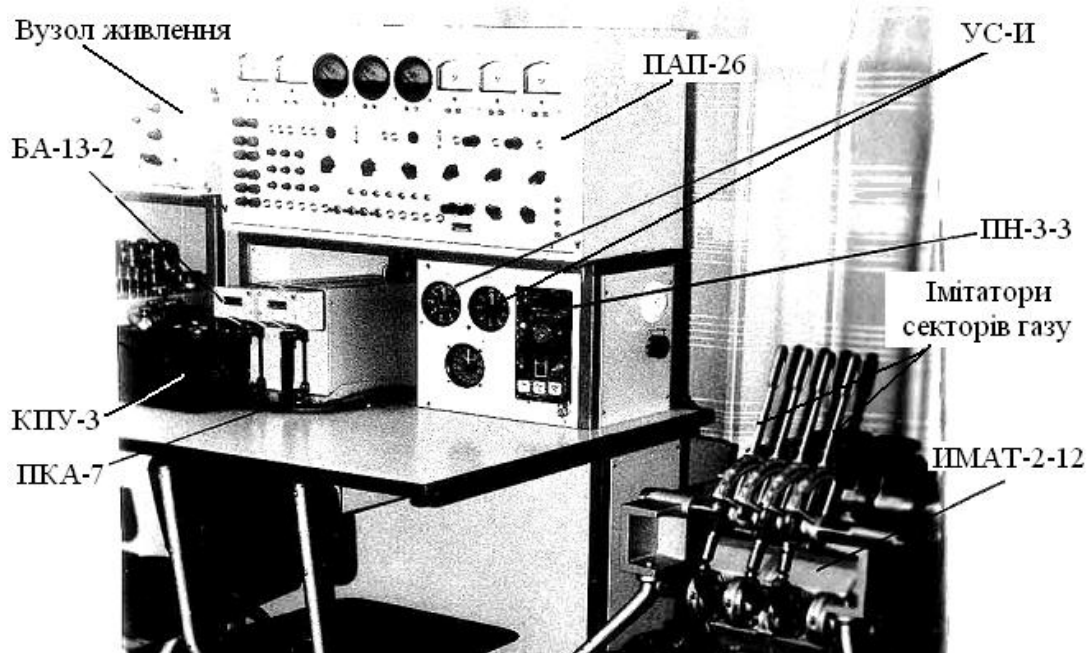


Рис.3.7

Пульт ПАП-26 допомогою джгутів з'єднується з платформою ПКА-7. При перевірці блоки АТ з'єднуються джгутами, які входять в комплект ПАП-26.

Схема з'єднань контрольно-перевірочної апаратури (КПА) з комплектом АТ представлена на рис.3.8.

4. Закон управління та функціональна схема автомата тяги АТ-4-2, режимы работы АТ-4-2.

4.1. Закон управління.

Автомат тяги забезпечує стабілізацію швидкості польоту за рахунок зміни тяги двигуна, при цьому виконавчі механізми автомата тяги переміщують безпосередньо сектори газу двигунів. Управління двигуном повинно бути плавне з використанням повільних сервоприводів. У таких приводах зазвичай реалізуються швидкісні зворотні зв'язки, для забезпечення потрібних точнісних характеристик контурів стабілізації заданої швидкості польоту. Саме такий привод (виконавчий механізм ИМАТ-2-12) використовується й в АТ-4-2.

Для привода з швидкісним зворотним зв'язком, враховуючи пропорційність керуючого сигналу швидкості відхилення секторів газу закон управління АТ-4-2 записують у вигляді:

$$p\delta_{с.г} = \frac{1}{T_{\phi}p+1}(K_V + pK_{\dot{V}})(V_3 - V_{пр}) + K_{\vartheta} \frac{(T_{\vartheta}p+1)p}{(T_{\phi 1}p+1)(T_2p+1)} \vartheta + A_{закр} \quad (1)$$

Проте еквівалентний закон управління, тобто закон АТ з жорстким зворотним зв'язком, який за власними статичними та динамічними характеристиками еквівалентний каналу з гнучким зворотним зв'язком має вигляд:

$$\delta_{с.г} = \frac{1}{T_{\phi}p+1} \left(\frac{K_V}{p} + K_{\dot{V}} \right) (V_3 - V_{пр}) + K_{\vartheta} \frac{(T_{\vartheta}p+1)}{(T_{\phi 1}p+1)(T_2p+1)} \vartheta + \frac{A_{закр}}{p} \quad (2)$$

Тут $\delta_{с.г}$ - кут відхилення сектора газу; $V_{пр}$ - поточна приладова швидкість польоту; V_3 - задана приладова швидкість польоту; ϑ - кут тангажа; $K_V, K_{\dot{V}}, K_{\vartheta}$ - передаточні числа закону управління; $T_{\phi}, T_{\phi 1}, T_2, T_{\vartheta}$ - сталі часу фільтрів.

Як впливає з еквівалентного закону управління в АТ реалізована ідея ПІ-регулятора. Причому в законі управління (1) роль позиційної складової відіграє сигнал похідної від керуючого сигналу ($pK_{\dot{V}}(V_{\zeta} - V_{i\delta})$), а роль інтегральної складової - позиційний сигнал ($K_V(V_{\zeta} - V_{i\delta})$), які інтегруючим приводом АТ перетворюються у відповідні сигнали ПІ-регулятора.

Аперіодичний фільтр $1/T_{\phi}p+1$ забезпечує плавність переміщення секторів газу, що вкрай необхідно при керуванні авіаційними двигунами.

Друга складова еквівалентного закону управління - $K_{\vartheta} \frac{(T_{\vartheta}p+1)}{(T_{\phi 1}p+1)(T_2p+1)} \vartheta$ реалізує комбіноване управління швидкістю польоту і кутом тангажа. При цьому зміна швидкості польоту через зміни кута тангажа попереджається додатковими переміщеннями секторів газу. Задум розробників, що ця складова може забезпечити також роль сигналу демпфування, не виправдался. Тому в посліуючих модернізаціях автомата тяги до закону управління додається сигнал поздовжнього прискорення, який надходить від додаткового блоку АТ - датчика перевантаження.

Остання складова закону управління $A_{закр}$ попереджує зміну швидкості польоту через зміну лобового опору, який збільшується при випуску закрилків.

4.2. Функціональна схема АТ-4-2

Функціонально до складу автомата тяги включені: приставка ПН-3-3 з розташованими на ній органами управління, показчики поточної приладової швидкості з індексами заданої швидкості УС-И, що видають сигнал неузгодженості між поточною і заданою швидкістю, обчислювач з системою вбудованого контролю (СВК) і привід АТ. Задану швидкість можна задавати тільки по одному показчику УС-И.

Обчислювач, привід, елементи комутації та СВК дубльовані й утворюють основний і резервний канали.

Функціональна схема АТ-4-2 представлена на рис. 4.1.

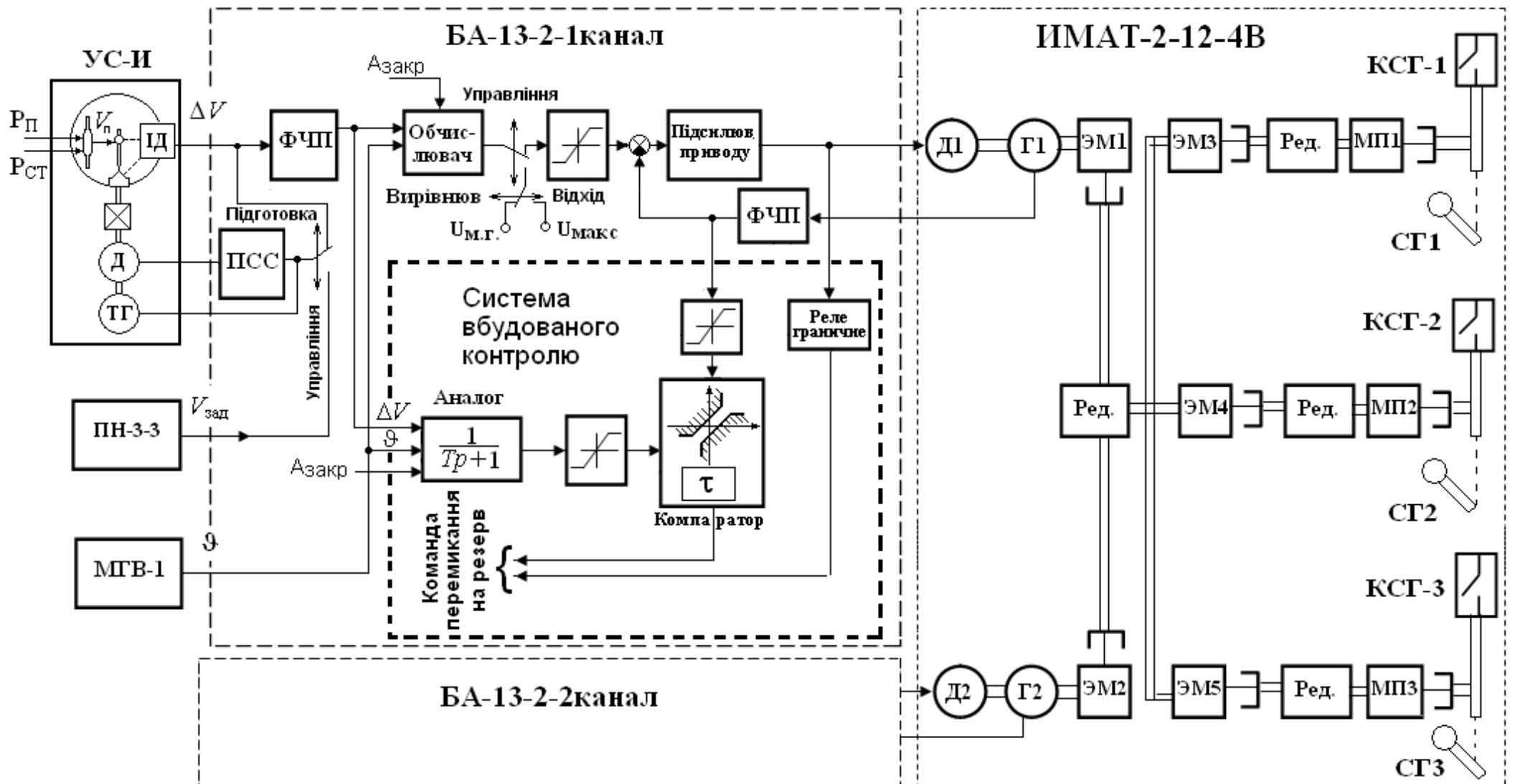


Рис.4.1. Функціональна схема автомата тяги АТ-4-2

УС-И - показчик приладової швидкості з індексом значень, що задаються; ПСС – підсилювач системи стеження; ФЧП – фазочутливий підсилювач; ПН-3-3- приставка навігаційна; МГВ-1-малогабаритна гіровертикаль; Д - двигун; Г- генератор; ЭМ - електромагнітна порошкова муфта; МП - муфта пересилування фрикційна; Ред.- редуктор; СГ - сектор газу; КСГ - кінцевик сектора газу.

4.3. Режими роботи АТ-4-2.

Автомат тяги має такі режими роботи:

- Режим «Узгодження показчиків УС-И»
- Режим «Підготовка»
- Режим «Управління»;
- Режим «Відхід»;
- Режим «Вирівнювання».

Включення автомата тяги в різні режими роботи здійснюється за допомогою органів управління, розташованих на приставці ПН-3-3, і за командами з АБСУ, що надходять у вигляді напруги +27 В. Про включення режимів і про стан автомата видається світлова сигналізація на ПН-3-3 і на світлові табло літака. В особливих випадках додатково використовується звукова сигналізація.

Режим «Узгодження УС-И»

Режим узгодження УС-И починається після вмикання АЗС (автомат захисту мережі) автомата тяги на борту літака. В цьому режимі подається напруга живлення на схеми стеження показчиків (ССП) УС-И. ССП забезпечують приведення індексів на показниках УС-И до стрілок, що показують поточне значення приладової швидкості $V_{п.}$, яке формується з використанням манометричної коробки приладу, на яку діють повний Рп та статичний Рст тиск повітря.

Якщо індекс в момент вмикання режиму не знаходився проти стрілки, то індукційний датчик, статор якого з'єднаний з редуктором індексу, а ротор із зубчастою передачею руху стрілки, видає сигнал змінного струму, який надходить на підсилювач системи стеження (ПСС) ССУ. З виходу ПСС напруга подається на обмотку управління двигуна приводу індексу в показчику УС-И.

Привід переміщує індекс до зведення до нуля сигналу індукційного датчика, при цьому положення індексу заданої швидкості збігається з положенням стрілки. При зміні швидкості польоту індекс на приладі буде стежити за рухом стрілки.

В даному режимі обидва показчика УС-И працюють аналогічно. Елементи автомата тяги, які не пов'язані зі схемами узгодження показчиків УС-И та не належать до системи контролю автомата, знеструмлені і не працюють.

Режим «Підготовка»

Режим «Підготовка» необхідний для того, щоб включення АТ в режим «Управління» (в режим стабілізації поточної швидкості польоту) відбувалося безударно, тобто без ривків секторів газу. Режим «Підготовка» включається тумблером «Питание АТ» на приставці ПН-3-3, при цьому в приладах УС-И триває узгодження індексу заданої швидкості зі стрілкою поточної швидкості.



У режимі «Підготовка» подається напруга живлення на всю схему автомата тяги. Забезпечується перевірка справності АТ-4-2 вбудованої системи контролю, яка починає функціонувати через (10 ... 26) сек після вмикання режиму.

Про включення системи контролю сигналізують лампи I та II тест-контролю АТ на ПН-3-3. У АБСУ видаються сигнали справності першого і другого каналів. В цьому режимі може бути проведений тест-контроль справності самої системи контролю автомата тяги, для чого потрібно натиснути кнопку "КОНТРОЛЬ АТ" на ПН-3-3. У разі якщо система контролю автомата справна, то при натиснутої кнопці згаснуть обидві лампи тест-контролю АТ.

Якщо при тест-контролі не гасне лампа "I" або лампа "II", то це свідчить про несправність відповідних елементів системи контролю у першому або у другому каналі.

Якщо встановлено, що несправна система контролю одного з каналів, то необхідно вимкнути цей канал, встановивши перемикач "ОТКЛ. I" - "ОТКП. II" на ПН-3-3 у відповідне положення.

У разі якщо в режимі «Підготовка» вбудованою системою контролю встановлена відмова в автоматі тяги або здійснено вимикання каналу (каналів) перемикачем на ПН-3-3, то відповідний сигнал справності АТ, що видається в АБСУ, знімається і гасне табло справності АБСУ на ППН (пульт пошуку несправності). Перехід автомата з режиму «Підготовка» в режим «Узгодження УС-И» здійснюється вимиканням тумблера «Питание АТ».

У режимі «Підготовка» електромагнітні муфти ЭМ-1 і ЭМ-2  рис. 4.1  механізму ИМАТ знеструмлені й АТ не керує секторами газу.

В режим «Підготовка» АТ також переводиться з режиму «Управління» при вимкненні більш одного сектору газу кнопками "ОТКЛ. Г1" ... "ОТКЛ. Г3"; при стопоріння секторів газу; при знятті сигналу справності Φ і після закінчення режимів «Відхід» та «Вирівнювання». У разі стопоріння секторів газу при роботі автомата в режимі «Управління» видається короткочасна звукова сигналізація, і автомат переходить в режим «Підготовка».

Режим «Управління»


В режим «Управління» автомат переходить з режиму «Підготовка». Переведення АТ з режиму «Підготовка» в режим «Управління» повинно проводитися не раніше, ніж через 26 сек після включення тумблера «Питание АТ».

Вмикання режиму здійснюється натисканням кнопки-табло "С" на ПН-3-3. Перед вмиканням режиму необхідно переконатися в тому, що сектора газу не застопоренні й сектори газу не вимкненні від двигуна ИМАТ кнопками "ОТКЛ. Г1" ... "ОТКЛ. Г3" на ПН-3-3 (кнопки "ОТКЛ. Г1" ... "ОТКЛ. Г3" повинні бути втоплені і не горіти).

При вмиканні режиму спалахують кнопка-табло "С" і табло АТ ВКЛЮЧЕН" у бортінженера. Спроба увімкнути режим «Управління» зі застопореними секторами газу призводить до тривалої звукової сигналізації та загорання табло "РАССТОПОРИ СЕКТОРА" у бортінженера. Режим не вмикається.


Після вмикання режиму «Управління» в приладі УС-И фіксується положення індексу заданої швидкості і при зміні поточної швидкості формується сигнал ΔV , який після випрямлення і посилення фазочутливим підсилювачем ФЧП надходить на обчислювач БА-13-2. Туди ж надходить сигнал тангажа Φ з малогабаритної гіровертикали МГВ-1СК системи АБСУ-154, а також сигнал випуску закрилків $A_{закр}$.

У обчислювачі відбувається їх перетворення відповідно до закону управління і сумарний керуючий сигнал, який визначається правою частиною закону управління, надходить на обмежувач, і далі на підсилювач приводу. Підсилювач приводу керує двофазним двигуном-генератором механізму ИМАТ, який і є приводом (виконавчим механізмом автомата тяги), що переміщує сектори газу.

ИМАТ має два канали основний і резервний і загальний механічний вихід на сектори газу. Кожен канал механізму ИМАТ включає в себе керовані двигуни - генератори Д1, Г1, та Д2, Г2 й електромагнітні порошкові муфти  ЭМ1, ЭМ2, які призначені для механічного з'єднання двигуна-генератора через редуктор з важелями ИМАТ.

Загальний механічний вихід ИМАТ складається з редуктора, блоку електромагнітних порошкових муфт ЭМ3, ЭМ4, ЭМ5, які здійснюють підключення секторів газу до працюючого каналу ИМАТ і аварійних фрикційних муфт пересилування МП1, МП2, МП3, призначених для пересилування льотчиком несправного механізму ИМАТ.

Вал двигуна механізму ИМАТ обертається зі швидкістю, пропорційною величині керуючого сигналу. Одночасно на підсилювач приводу через ФЧП подається сигнал швидкісного зворотного зв'язку з тахогенератора механізму ИМАТ. Швидкісний зворотний зв'язок зберігає інтегровальні властивості приводу, який формуючи інтеграл від усієї суми керуючого сигналу, забезпечує астатизм (безпомилковість) контуру управління швидкістю польоту.

В режим «Управління» вмикаються електромагнітні порошкові муфти  ЭМ1, ЭМ2, які механічно з'єднують двигун-генератор через редуктор з важелями ИМАТ, що переміщують сектори газу двигунів. Зміна тяги двигунів призводить до зміни швидкості польоту

в напрямку зменшення різниці між поточною і заданою приладовою швидкістю, тобто забезпечується стабілізація заданої швидкості польоту.

В режим «Управління» льотчик може змінити задане значення швидкості польоту $V_{\text{зад}}$. Перед завданням нового значення швидкості льотчик повинен вибрати прилад УС-И, на якому він буде задавати швидкість, встановлюючи перемикач "УС-И лев." - "УС-И прав." у відповідне положення. Завдання швидкості проводиться за допомогою поворотної рукоятки на ПН-3-3. При цьому індекс на вибраному УС-И буде рухатися, а індекс другого УС-И стежити за ним. Відповідно до цього в обчислювач буде надходити змінене значення сигналу заданої швидкості ΔV , відпрацювання якого автоматом тяги призведе до зміни швидкості польоту.

Для вимикання, при необхідності, одного з секторів газу від автомата тяги натискається відповідна кнопка "ОТКЛ. Г1" ... "ОТКЛ. Г3" на ПН-3-3. При вимкненні сектора газу кнопка займе верхнє положення і висвітлиться. При вимкненні більш одного сектора газу кнопками "ОТКЛ. Г1" ... "ОТКЛ. Г3" автомат переводиться в режим «Підготовка».

У випадку застопорення секторів газу при роботі автомата у режимі «Управління» видається короткочасна звукова сигналізація, і автомат переходить в режим «Підготовка».

Вимикання режиму «Управління» може здійснюватися вимиканням тумблера «Підготовка» або кінцевиками секторів газу КСГ1 ... КСГ3. При вимкненні тумблера «Підготовка» автомат переводиться в режим узгодження індексів УС-И та дається короткочасна звукова сигналізація. При прикладанні зусилля до двох або трьох секторів газу одночасно також відбувається вимикання режиму. Переведення автомата тяги в режим «Підготовка» здійснюється також за командою з АБСУ перед вмиканням стабілізації швидкості або числа М через канал руля висоти.

Режими «Відхід» та «Вирівнювання»

Вмикання режимів «Відхід» або «Вирівнювання» проводиться за командами з АБСУ за умови, що автомат до цього знаходився в режимі управління швидкістю.

Режим «Відхід» реалізується, якщо льотчик при заході на посадку прийняв рішення відходу на друге коло і перемкнув АБСУ на відповідний режим, натиснувши кнопку «Уход» на штурвалі (див. рис. 3.1).

У цьому режимі в АТ відбувається відключення обчислювача від підсилювача приводу і в підсилювач приводу подається сигнал $U_{\text{макс}}$, відпрацьовуючи який двигун ИМАТ з максимальною швидкістю переміщує сектор газу до положення «Максимальний газ». Режим знімається після відпрацювання секторів газу до кінцевих вимикачів максимального газу і автомат переходить в режим «Підготовка». До зняття команди «Відхід» повторне включення автомата в режим управління неможливе.

Режим «Вирівнювання» в АТ вмикається перед приземленням подачею команди з АБСУ. При цьому відбувається відключення обчислювача від підсилювача приводу і в підсилювач приводу надходить сигнал $U_{\text{МГ}}$, за яким двигун механізму ИМАТ з певною постійною швидкістю переміщує сектора газу до положення «Мінімальний газ» після чого автомат переходить в режим «Підготовка».

4.4. Система контролю АТ-4-2.

Система вбудованого контролю автомата складається з поканального контролю обчислювача і сервопривода автомата тяги, контролю показчика УС-И та контролю живлення. Сигнал тангажа контролюється в АБСУ-154-2 й інформація про його справність подається в автомат.

Контроль обчислювача і сервопривода автомата тяги проводиться поканально порівнянням роботи каналу з роботою його математичного (електричного) аналога. Як математичний аналог використовується звичайна аперіодична ланка. За вихідний параметр каналу в цьому випадку приймається сигнал тахогенератора приводу, пропорційний швидкості переміщення секторів газу. Сигнал тахогенератора змінного струму попередньо перетворюється в постійний струм фазочутливим випрямлячем ФЧП.

Аналог каналу виконаний на підсилювачах постійного струму, на який подаються ті ж сигнали, що і на обчислювач каналу. Вихідний сигнал каналу (сигнал тахогенератора приводу) і аналога подаються на пристрій порівняння, що представляє собою компаратор зі змінним порогом спрацьовування і часовою затримкою τ .

У режимі стабілізації, коли швидкість польоту близька до заданої, на компаратор надходять сигнали малої величини і поріг спрацьовування компаратора зменшується, щоб відповідати заданій точності стабілізації.

При завданні швидкості або інших значних збуреннях, коли на обчислювач і відповідно на компаратор надходять значні сигнали, він загрублюється доки не закінчиться процес парирування збурень. Часова затримка τ в спрацьовуванні компаратора виключає помилкове спрацьовування системи контролю, яке могло б виникнути через розкид динамічних характеристик каналу і аналога. Часова затримка становить величину порядку $\tau = 2s$.

При спрацьовуванні компаратора відбувається відключення живлення несправного каналу і знімається інформація про справність каналу, що видається в АБСУ-154-2. У разі відмови основного каналу відбувається перемикавання автомата на резервний канал. При відмові обох каналів автомат переходить в режим узгодження показчиків УС-И.

За допомогою граничного реле також контролюється максимальний керуючий сигнал, що надходить на сервопривод автомата тяги (так звана швидка відмова).

У режимі «Відхід», коли виконавчий механізм відпрацьовує з максимальною для нього швидкістю, система контролю вимикається.

Контроль показчиків УС-И

Автоматичний контроль показчиків УС-И проводиться порівнянням сигналів з двох показчиків на своєму компараторі зі змінним порогом і часовою затримкою.

Застосування компаратора зі змінним порогом і часовою затримкою при контролі показчиків УС-И викликано тими ж міркуваннями, що і при контролі автомата тяги.

При розбіжності сигналів з показчика УС-И на величину порога спрацьовування компаратора автомат переходить в режим узгодження. У цьому випадку знімається інформація, яка видається в АБСУ-154-2 про справність каналів.

Контроль електроживлення

При зникненні в будь-якому каналі напруги електроживлення 27 В постійного струму або напруги змінного струму 36 В 400 Гц знеструмлюються відповідні реле і автомат переводиться в режим узгодження показчика УС-И.

Відмова живлення змінним напругою 200 В призводить до відмови приводу каналу і контролюється системою контролю обчислювача і сервопривода автомата тяги.

При відмові одного каналу або при його відключенні гасне табло справності АБСУ. При відмові обох каналів автомата або їх відключення тумблером на ПН-3-3, а також при відмові УС-И в режимі «Управління» дається тривала звукова сигналізація, загоряється табло "УПРАВЛЯЙ СКОРОСТЬЮ" у льотчика, гасне табло " АТ ВКЛЮЧЕН " у бортінженера. Сигналізація знімається відключенням тумблера «Питание АТ». При спробі включення режиму «Управління» при відмовах або відключенні каналів або при відмовах УС-И дається тривала звукова сигналізація і загоряється табло "УПРАВЛЯЙ СКОРОСТЬЮ" у льотчика. Сигналізація знімається відключенням тумблера «Питание АТ».

5. Дослідження автомата тяги АТ-4-2 та перевірка його характеристик.

5.1. Підготовка до роботи.

5.1.1. Перевірити відповідності з'єднань комплекту автомата тяги і контрольно-перевірочної апаратури за схемою, представленої на рис.2.*

5.1.2. Штуцери динамічного тиску УС-И (штуцери з індексом «Р» або «Д») з'єднайте вакуумними трубками зі штуцерами вакуум помпи КПУ-3.*

5.1.3. Тумблери і перемикачі на пульті ПАП-26 встановіть в такі положенні:

В3, В6, В9 – «Общий»

В10, В11, В12, – 30В;

В1, В4, В7 – «1 канал»;

В2, В5, В8 – «2 канал»;

В20 – «Испр.»;
В13, В15 – «В–С»;
В14, В16 – В19, В21 – 33 – «Откл.».

5.1.4. На блоці ПН-3-3 тумблер «Питание АТ» встановити в положення «Отключено»; перемикач «УС-И лев. – УС-И прав.» - в положення «УС-И прав», перемикач «Откл.1 – Откл.2» – в середньо положення.

5.1.5. Натисканням кнопок-табло на ПН-3-3 «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» разаретуйте їх, кнопки-табло повинні зайняти верхнє (не натиснуте) положення.

5.1.6. За допомогою вакуум помпи КПУ-3 по УС-И правому задати тиск, який відповідає показам приладу 300 км/год.

Попередження:

Суворо стежити за тим, щоб кран на установці КПУ-3 не переводився в положення «Вакуум», тому що це призведе до відмови показчиків УС-И.

При перевірках автомата стежити за тим, щоб тиск, встановлений за допомогою КПУ-3, тримався на заданому рівні. Підвищення і зниження тиску повинно здійснюватися плавно, без стрибків.

Перед від'єднанням вакуумних трубок від показчика УС-И необхідно повністю зняти тиск гвинтом стравлювання на КПУ-3.

5.2. Підключення та контроль електроживлення.

На вузлі живлення перемикачі 27В, 36В 400Гц и 200В 400Гц поставити в положення «ВКЛЮЧЕНО». На ПАП-26 індикатори БЛ1 та БЛ2 повинні показувати білі сектори.

Напруга на вольтметрах ПАП-26 повинна бути:

на У1 – 27В±5В;
на У2 – 36В±1В;
на У3 – 200В±5В.

Напругу на У2 та У3 перевірте при 3-х положеннях перемикача В13 та В15.

5.3 Вмикання автомата.

5.3.1. На блоці ПН-3-3 встановите тумблер «Питание АТ» у положення «Питание АТ», при цьому автомат буде включений в режим «Підготовка». Індeksi заданої швидкості на шкалах УС-И повинні встановитися проти стрілок поточного значення швидкості. Лампи кнопок-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» на блоці ПН-3-3 горіти не повинні, важелі стенду не повинні переміщатися, на пульті ПАП-26 повинні загорітися лампи Л4, Л5, Л6. Встановіть важелі стенду на позначку 45°.

Примітка:

1. Разаретування кнопок-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» означає, що при включеному режимі «Управління» кнопки-табло повинні перебувати у не натиснутому положенні й горіти. У режимі «Підготовка» кнопки-табло горіти не повинні .

2. Зазаретування кнопок-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» означає, що кнопки-табло перебувають у натиснутому положенні й в режимі «Управління» не горять.

3. Перед перевіркою за кожним параметром важелі ИМАТ встановлювати на позначку 45°, якщо на це немає спеціальної вказівки.

4. Тумблери та перемикачі на блоці ПН-3-3 і пульті ПАП-26 встановлювати відповідно до п.п. 5.1.3, 5.1.4 и 5.3.

5. Перевірку кожного параметра виконувати за 1-м каналом (2-ий канал не працює).

5.3.2. На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.», при цьому кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» повинні загорітися. Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». При цьому лампи на цих кнопках-табло повинні згаснути, а важелі стенду не повинні переміщуватись від руки. Допускається переміщення важелів стенду зі швидкістю 0,5 °/сек (самохід). Перевірте величини напруг на вольтметрах У1, У2 и У3. Напруги на вольтметрах повинні бути:

на У1 – 27В±0,5В;

на У2 – 36В±1В;
на У3 – 200В±5В.

5.3.3. Вимкніть автомат, встановивши тумблер «Питание АТ» у положення «Откл.».

5.4. Перевірка часу готовності системи.

5.4.1. Підготувати автомат, як зазначено в п.п. 5.1.3, 5.1.4 та 5.3. **5.4.2.** На блоці ПН-3-3 ввімкніть тумблер «Питание АТ» і одночасно включивши секундомір, натисніть і тримайте у натиснутому стані кнопку «Контроль АТ».

При загорянні двох ламп «Контроль АТ» на блоці ПН-3-3 зупиніть секундомір і відпустіть кнопку «Контроль АТ».

Час, заміряний секундоміром, має бути в межах 20-26 сек.

5.5. Перевірка споживаних струмів.

5.5.1. Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

5.5.2. На блоці ПН-3-3 увімкніть тумблер «Питание АТ».

5.5.3. Через 20-30 секунд короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.».

5.5.4. Визначте значення струмів за амперметром А1 (за ланцюгом постійного струму) и за амперметром А2 (за фазами змінного струму 36В 400Гц и 200В 400Гц). Вимірювання струму за кожною фазою здійснювати послідовним перемиканням перемикача В14 у положення «С 200В», «В 200В», «А 200В», «А 36В», «В 36В», «С 36В».

Значення заміряних струмів повинні бути:

- у ланцюзі постійного струму 27В – не більше 3А;
- у ланцюзі змінного струму 36В – не більше 2,2А у кожній фазі;
- у ланцюзі змінного струму 200В – не більше 1,8А у кожній фазі.

5.5.5. На блоці ПН-3-3 тумблер «Питание АТ» встановите у положення «Откл.».

5.5.6. Разаретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

5.6. Вмикання автомата у режим «Підготовка»

5.6.1. На блоці ПН-3-3 увімкніть тумблер «Питание АТ», при цьому індекси на шкалах блоків УС-И повинні встановитися проти стрілок поточного значення швидкості.

5.6.2. На блоці ПН-3-3 натисканням кнопок-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» зааретуйте їх. Лампи кнопок-табло горіти не повинні, перемикачі повинні зайняти нижнє положення. Важелі стєнду повинні вільно переміщатися рукою.

5.7. Вмикання автомата у режим «Управління».

5.7.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2. Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

5.7.2. На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.», при цьому повинна загорітися лампа кнопки-табло «Вклч.». Лампи кнопок-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» горіти не повинні. Важелі ИМАТ не повинні переміщатися від руки. Допускається самохід важелів, оскільки важелі підключені до двигуна.

5.7.3. На блоці ПН-3-3 встановити тумблер «Питание АТ» в положення «Откл.», при цьому лампа кнопки-табло «Вклч.» повинна згаснути, а важелі ИМАТ вільно переміщатися рукою.

5.7.4. На блоці ПН-3-3 перемикач «Откл.1 – Откл.2» встановити в положення «Откл.2».

5.7.5. На блоці ПН-3-3 встановити тумблер «Питание АТ» в положення «Питание АТ». На пульті ПАП-26 загоріться лампа Л2 «Резерва нет», лампа Л4 згасне.

5.7.6. Короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.» на блоці ПН-3-3. При цьому повинна загорітися лампочка кнопки-табло «Вклч.», А лампи кнопок-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» горіти не повинні, важелі ИМАТ не повинні переміщатися від руки.

5.7.7. Встановіть тумблер «Питание АТ» в положення «Откл.», При цьому лампа кнопки-табло «Вклч.» повинна гаснути, а важелі ИМАТ вільно переміщатися рукою.

На пульті ПАП-26 повинні гаснути лампа Л2 «Резерва нет» і лампи Л5, Л6.

5.7.8. На блоці ПН-3-3 перемикач «Откл.1 - Откл.2» встановити у середнє положення.

5.7.9. На блоці ПН-3-3 встановити тумблер «Питание АТ» в положення «Питание АТ», на пульті ПАП-26 повинні загорітися лампи Л4, Л5, Л6.

5.7.10. На пульті ПАП-26 короткочасно натисніть кнопку Кн1, при цьому на блоці ПН-3-3 повинна загорітися лампа кнопки-табло «Вклч», лампи кнопок-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» горіти не повинні, важелі ИМАТ не повинні переміщатися від руки. Допускається самохід важелів.

5.7.11. На блоці ПН-3-3 встановити тумблер «Питание АТ» в положення «Откл.», при этом кнопка-табло «Вклч.» і лампи Л4, Л5, Л6 на пульті ПАП-26 повинні загаснути, а важелі ИМАТ вільно переміщатися рукою.

5.8. Відключення важелів ИМАТ.

5.8.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2.

5.8.2. На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.». Лампа кнопки-табло повинна загорітися.

5.8.3. По черзі натискаючи кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» зааретуєте їх, перевіряючи можливості переміщення відповідного важеля рукою.

Нумерація важелів вказана на ИМАТ. Лампи кнопок-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» при зааретуванні повинні гаснути, а важелі не повинні переміщуватися.

5.9. Перемикання автомата з режиму «Управління» у режим «Підготовка».

5.9.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2. Зааретуєте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

5.9.2. При знятті «+» 27В «справності 9», на блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.». Лампа кнопки-табло повинна загорітися.

Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою лівого УС-И на 350 км/год, важелі ИМАТ при цьому повинні переміщуватися.

Встановіть вимикач В20 на пульті ПАП-26 в положення «Откл.». Лампа кнопки-табло «Вклч.» повинна згаснути, індекси УС-И узгоджуватися зі стрілкою, а важелі ИМАТ вільно переміщатися рукою. При натисканні кнопки-табло «Вклч.» Режим «Управління» включатися не повинен.

Встановіть вимикач В20 в положення «Исправность 9», а важелі стану встановіть на позначку 45°.

5.9.3. При включенні мікроперемикача стопора секторів:

а) На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.», лампа кнопки-табло повинна загорітися. Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою лівого УС-И на 350 км/год. При цьому важелі ИМАТ повинні переміщуватися.

б) На пульті ПАП-26 вимикач В30 встановіть в положення «Стопор с.г.2». Кнопка-табло «Вклч.» повинна згаснути, індекси УС-И узгоджуватися зі стрілкою, а важелі ИМАТ вільно переміщатися рукою. При натисненні кнопки-табло «Вклч.» режим «Управління» включатися не повинен, а на пульті повинна загорітися лампа Л1. Вимикач В30 встановіть в положення «Откл.». Лампа Л1 повинна згаснути.

5.9.4. При натисненні кнопки «КСГ» (Кн4 на ПАП-26).

а) На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.», лампа кнопки-табло повинна загорітися.

б) Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою лівого УС-И на 350 км/год. При цьому важелі ИМАТ повинні переміщуватися, індекс правого УС-И повинен відслідковувати положення індексу лівого УС-И. Короткочасно натисніть на пульті ПАП-26 кнопку Кн.4. Кнопка-табло «Вклч.» повинна згаснути, індекси УС-И повинні узгоджуватися зі стрілкою, а важелі ИМАТ вільно переміщатися рукою. Встановіть важелі стану на позначку 45°.

в) на блоці ПН-3-3 перемикач «УС-И лев. – УС-И прав.» встановити в положення «УС-И прав.», перемикач «Откл.1 – Откл.2» - положення «Откл.1». На пульті ПАП-26 повинна загорітися лампа Л2 «Резерва нет», лампа Л4 повинна згаснути.

г) На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.», кнопка-табло повинна загорітися.

Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою УС-И на 350 км/год, важелі ИМАТ при цьому повинні переміщатися. Вимикач В20 на пульті ПАП-26 встановити в положення «Откл.». Кнопка-табло «Вклч.» повинна згаснути, індекси УС-И повинні узгоджуватися зі стрілкою, а важелі ИМАТ – вільно переміщатися рукою. При натисненні кнопки-табло «Вклч.» режим «Управління» вмикатися не повинний. Вимикач В20 встановити в положення «Исправность 9», важелі стенду встановіть на позначку 45°.

д) На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.», кнопка-табло повинна загорітися.

е) Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою УС-И на 350 км/год, важелі ИМАТ при цьому повинні переміщатися.

ж) На пульті ПАП-26 вимикач В29 встановіть в положення «Стопор с.г.1». Кнопка-табло «Вклч.» повинна згаснути, індекси УС-И повинні узгоджуватися зі стрілкою, а важелі ИМАТ – вільно переміщатися рукою. При натисненні кнопки-табло «Вклч.» режим «Управління» включатися не повинен, а на пульті повинна загорітися лампа Л1.

Вимикач В29 встановіть в положення «Откл.». Лампа Л1 повинна згаснути.

з) На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.», кнопка-табло повинна загорітися.

и) Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою УС-И на 350 км/год, важелі ИМАТ при цьому повинні переміщатися. Індекс лівого УС-И повинний відслідковувати положення індексу правого УС-И.

Короткочасно натисніть на пульті ПАП-26 кнопку Кн4.

Кнопка-табло «Вклч.» повинна згаснути, індекси УС-И - узгоджуватися зі стрілкою, а важелі ИМАТ - вільно переміщатися рукою. Встановіть важелі стенду на позначку 45°.

5.10. Перевірка обмеження переміщення важелів ИМАТ

5.10.1. Встановіть важелі стенду на такі позначки: важіль 1 - на 50°, важіль 2 - на 40°, важіль 3 - на 45°.

5.10.2. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2. На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.».

Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою УС-И на 350 км/год. Важелі стенду повинні переміщатися у напрямку збільшення кута, а потім зупинитися. Зафіксуйте кут зупинки важеля 2, який повинний бути у межах $56 \pm 4^\circ$.

5.10.3. Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «-» встановіть індекс за шкалою УС-И на 250 км/год. Важелі стенду повинні переміщатися у напрямку зменшення кута і зупинитися. Зафіксуйте кут зупинки важеля 2, який повинний бути у межах $26 \pm 2^\circ$.

5.10.4. На блоці ПН-3-3 вимкніть систему тумблером «Питание АТ» .

5.10.5. Встановіть важелі стенду на такі позначки: важіль 1 - на 50°, важіль 2 - на 40°, важіль 3 - на 45°.

5.10.6. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2.

На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.». Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою УС-И на 350 км/год. Важелі стенду повинні переміщатися у напрямку збільшення кута, а потім зупинитися. Зафіксуйте кут зупинки важеля 3, який повинний бути у межах $56 \pm 4^\circ$.

5.10.7. Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «←» встановіть індекс за шкалою УС-И на 250 км/год. Важелі стенду повинні переміщатися у напрямку зменшення кута і зупинитися. Зафіксуйте кут зупинки важеля 3, який повинний бути у межах $26 \pm 2^\circ$.

5.10.8. На блоці ПН-3-3 вимкніть автомат тумблером «Питание АТ».

5.10.9. Встановіть важелі стенду на такі позначки: важіль 1 - на 50° , важіль 2 - на 40° , важіль 3 - на 45° .

5.10.10. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2.

На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.». Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою УС-И на 350 км/год. Важелі стенду повинні переміщатися у напрямку збільшення кута, а потім зупинитися. Зафіксуйте кут зупинки важеля 1, який повинний бути у межах $56 \pm 4^\circ$.

5.10.11. Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «←» встановіть індекс за шкалою УС-И на 250 км/год. Важелі стенду повинні переміщатися у напрямку зменшення кута і зупинитися. Зафіксуйте кут зупинки важеля 1, який повинний бути у межах $26 \pm 2^\circ$.

5.11. Перевірка точності узгодження індексу зі стрілкою

5.11.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2. Індекси на приладах УС-И повинні встановитися проти стрілок.

5.11.2. Вимикач В10 на пульті ПАП-26 встановіть в положення «ЗВ». Вимикач В16 встановіть в положення «Выч. V, M, T, α». Заміряйте напругу за вольтметром V4.

5.11.3. На ПН-3-3 перемикач «УС-И лев. УС-И прав.» встановіть в положення «УС-И прав.». Заміряйте за вольтметром V4 напругу для 2-го каналу.

5.11.4. Величина розбіжності індексу зі стрілкою повинна бути не більше 3 км/год. Напруга, заміряна за вольтметром V4, має бути не більше 0,7В.

5.11.5. Перемикач В10 на пульті ПАП-26 встановіть в положення 30В, а перемикач В16-в положення «Откл».

5.12. Перевірка швидкості переміщення індексу УС-И при завданні швидкості та точності відстеження

5.12.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2.

5.12.2. На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.», кнопка-табло повинна загорітися.

5.12.3. Оберніть рукоятку «Скорость» в напрямку «+» так, щоб почався рух індексу лівого УС-И.

Увімкніть секундомір. При переміщенні індексу на 100 км/год вимкніть секундомір і відпустіть рукоятку «Скорость».

Індекс правого УС-И повинен відстежуватиме індекс лівого УС-И. Визначте швидкість переміщення індексу правого УС-И за формулою: $V = (100, \text{км/год}) / t$ де: t – час у секундах, що заміряний секундоміром.

5.12.4. Повторіть перевірку за п.5.12.3, обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «←».

5.12.5. Оберніть рукоятку «Скорость» в напрямку «+» до упору, включіть секундомір і при переміщенні індексу на 150 км/год вимкніть секундомір і відпустіть рукоятку «Скорость».

Визначте швидкість переміщення індексів за формулою: $V = (150, \text{км/год}) / t$ де: t – час у секундах, що заміряний секундоміром.

5.12.6. Повторіть перевірку за п.5.12.5, обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «←».

5.12.7. Перемикач «УС-И лев. - УС-И прав.» на блоці ПН-3-3 встановіть в положення «УС-И прав.» Повторіть перевірку поза пп. 5.12.3, 5.12.4, 5.12.5, 5.12.6 для 2-го каналу.

5.12.8. Автомат повинен мати дві швидкості переміщення індексу за шкалою основного (УС-И) $\pm 3 \frac{\left(\frac{\text{км}}{\text{ГОД}}\right)}{\text{сек}}$ та $15 \pm 5 \frac{\left(\frac{\text{км}}{\text{ГОД}}\right)}{\text{сек}}$.

При обертанні рукоятки «Скорость» на блоці ПН-3-3 у напрямку «+», індекс повинен переміщуватися у бік збільшення швидкості, при обертанні у напрямку «-» – у бік зменшення швидкості.

Індекс дублюючого УС-И повинен стежити за індексом основного УС-И. При величині ($\Delta V = 100 \text{км/год}$) за основним УС-И точність відстеження індексу дублюючого УС-И повинна бути не гірше 10 км/год.

Примітка: Дозволяється проводити перевірку, утримуючи кнопку «Контроль АТ» на блоці ПН-3-3 натиснутою.

5.13. Перевірка допустимої швидкості важелів ИМАТ при узгоджених стрілках та індексів УС-И

5.13.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2.

5.13.2. Через 20-30 секунд після вмикання тумблера «Питание АТ» (п.п. 5.3.1) одночасно увімкніть секундомір і зааретуйте кнопку-табло «Откл. Г1». У разі переміщення важеля 1 заміряйте час його переміщення на кут 5° .

Визначте швидкість переміщення важеля за формулою $\omega = 5^\circ/t$, де t – час у секундах, що заміряний секундоміром.

Разаретуйте кнопку-табло «Откл. Г1».

5.13.3. Перемикач «УС-И лев. – УС-И прав.» на блоці ПН-3-3 встановіть у положення «УС-И прав.». Перемикач «Откл.1 – Откл.2» встановіть у положення «Откл.1».

На пульті ПАП-26 повинна спалахнути лампа Л2 «Резерва нет», лампа Л4 повинна згаснути. Встановіть важелі ИМАТ на кут 45° . Повторіть перевірку для другого каналу за п.п. 5.13.2.

5.13.4. Швидкість переміщення важелів ИМАТ повинна бути не більше $0,5^\circ/\text{сек}$.

5.14. Перевірка обмеження максимальної швидкості важелів ИМАТ

5.14.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2. Важіль 2 стенду встановіть на позначку 30° . Короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.» на ПН-3-3, кнопка-табло повинна загорітися.

5.14.2. Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «+», встановіть індекс за шкалою лівого УС-И на 360км/час . Одночасно увімкніть секундомір і зааретуйте кнопку-табло «Откл.Г2».

При проходженні важелем 2 позначки 50° , вимкніть секундомір. Визначте швидкість переміщення важеля за формулою: $\omega = 20^\circ/t$, де: t – час у секундах, що заміряний секундоміром.

Разаретуйте кнопку-табло «Откл.Г2».

5.14.3. Важіль 2 стенду встановіть на позначку 50° . Обертаючи рукоятку «Скорость» в напрямку «-», встановіть індекс за шкалою лівого УС-И на 240км/час . Одночасно увімкніть секундомір і зааретуйте кнопку-табло «Откл.Г2». При проходженні важелем 2 позначки 30° , вимкніть секундомір. Разаретуйте кнопку-табло «Откл.Г2». Визначте швидкість переміщення важеля за формулою: $\omega = 20^\circ/t$, де: t – час у секундах, що заміряний секундоміром.

5.14.4. Перемикач «УС-И лев. - УС-И прав.» на блоці ПН-3-3 встановіть в положення «УС-И прав.», перемикач «Откл.1 – Откл.2» - в положення «Откл.1». На пульті ПАП-26 повинна спалахнути лампа Л2 «Резерва нет», лампа Л4 повинна згаснути.

Встановіть важіль 2 стенду на позначку 30° .

5.14.5. Повторіть перевірку за підпунктами 5.15.1, 5.14.2, 5.14.3, встановлюючи індекс за шкалою правого УС-И.

5.14.6. Швидкість переміщення важеля повинна бути не більше $10^\circ/\text{сек}$.

5.15. Проверка отработки команды «Уход»

5.15.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1, 5.3.2.

5.15.2. На блоці ПН-3-3 короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.» і зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». Якщо спостерігається переміщення важелів стенду, то обертанням рукоятки «Скорость» на ПН-3-3 домогтися їх зупинки.

Разаретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». Важелі стенду встановите на позначку 30°. Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». Короткочасно натисніть перемикач В28 в положення «1» і одночасно увімкніть секундомір. Важелі повинні рухатися в бік збільшення кута. При проходженні важелями позначки 50°, вимкніть секундомір. При спрацьовуванні мікроперемикачів обмеження переміщення важелів, важелі повинні зупинитися, кнопка-табло «Вклч.» згаснути. Важелі стенду повинні легко переміщатися рукою. Разаретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

5.15.3. Визначте швидкість переміщення важеля за формулою: $\omega = 20^\circ/t$, де: t – час у секундах, що заміряний секундоміром.

Перемикач «УС-И лев. - УС-И прав.» на блоці ПН-3-3 встановіть в положення «УС-И прав.», а перемикач «Откл.1 – Откл.2» в положення «Откл.1», на пульті повинна загорітися лампочка Л2 «Резерва нет» і згаснути лампа Л4. Встановіть важіль на позначку 30°.

Короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.» На ПН-3-3, кнопка-табло повинна спалахнути.

5.15.4. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2.

5.15.5. Короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.» на блоці ПН-3-3 і зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

Якщо спостерігається переміщення важелів стенду, то обертанням рукоятки «Скорость» на ПН-3-3 добитися їх зупинки.

Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

Короткочасно натисніть перемикач В28 в положення «1» і одночасно увімкніть секундомір. Важелі стенду повинні рухатися в бік збільшення кута. При проходженні важелями позначки 50° вимкніть секундомір. При спрацьовуванні мікротремикачів обмеження переміщення важелів, важелі повинні зупинитися, кнопка-табло «Вклч.» згаснути. Важелі стенду повинні легко переміщатися рукою. Разаретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

5.15.6. Визначте швидкість переміщення важеля за формулою $\omega = 20^\circ/t$, де t – час у секундах, що заміряний секундоміром.

5.15.7. За командою «Відхід» важелі ИМАТ повинні переміщатися в положення «Максимал» зі швидкістю не менше 10°/сек.

5.16. Проверка відпрацювання команди «Вирівнювання»

5.16.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2.

5.16.2. Короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.» на ПН-3-3 і зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». Якщо спостерігається переміщення важелів стенду, то обертанням рукоятки «Скорость» на ПН-3-3 домогтися їх зупинки.

5.16.3. Короткочасно натисніть кнопку Кн3 «Выравнивание» на пульті ПАП-26 і одночасно увімкніть секундомір. При проходженні важелем 2 позначки 30° вимкніть секундомір. При спрацьовуванні мікроперемикача (кут $26 \pm 2^\circ$) важеля 2, важелі повинні зупинитися, кнопка-табло «Вклч.» згаснути. Важелі стенду повинні легко переміщатися рукою.. Разаретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» на блоці ПН-3-3.

5.16.4. Перемикач «УС-И лев. - УС-И прав.» на блоці ПН-3-3 встановіть в положення «УС-И прав.», а перемикач «Откл.1 – Откл.2» в положення «Откл.1», на пульті повинна загорітися лампочка Л2 «Резерва нет» і згаснути лампа Л4. Короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.» на ПН-3-3, кнопка-табло «Вклч.» повинна загорітися.

Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». Якщо спостерігається переміщення важелів стенду, то обертанням рукоятки «Скорость» на ПН-3-3 домогтися їх зупинки.

5.16.5. Разаретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». Важіль 1 стенду встановити на позначку 45°, важіль 2 на позначку 50°, важіль 3 на позначку 56°.

Зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». Короткочасно натисніть кнопку Кн3 «Выравнивание» на пульті ПАП-26 і одночасно увімкніть секундомір.

При проходженні важелем 2 позначки 30°, вимкніть секундомір. При спрацьовуванні мікроперемикача важеля 2, важелі повинні зупинитися, кнопка-табло «Вклч.» згаснути. Важелі стенду повинні легко переміщатися рукою.

Разаретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3» на блоці ПН-3-3.

5.16.6. Швидкість важелів визначте за формулою: $\omega = 20^\circ/t$, де: t – час у секундах, що заміряний секундоміром.

5.16.7. За командою «Вирівнювання» важелі ИМАТ повинні переміщатися проти годинникової стрілки, якщо дивіться на ИМАТ з боку штепсельного роз'єму з індексом «0», зі швидкістю $2 \pm 0,9$ °/сек..

5.17. Перевірка ручного вимкання каналів

5.17.1. Увімкніть автомат, як зазначено в підпунктах 5.1.3, 5.1.4, 5.3.1 та 5.3.2.

5.17.2. Короткочасно натисніть кнопку-табло «Вклч.» на блоці ПН-3-3 і зааретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3». Перемикач «Откл.1 – Откл.2» на ПН-3-3 встановите у положення «Откл.1» на пульті ПАП-26 повинна загорітися лампочка Л2 «Резерва нет» і згаснути лампа Л4.

Кнопка-табло «Вклч.» гаснути не повинна і важелі не повинні переміщатися рукою. Перемикач «Откл.1 - Откл.2» встановить в середнє положення. Лампа «Резерву немає» повинна горіти.

5.17.3. Вимкніть і знову увімкніть тумблер «Питание АТ» на ПН-3-3.

5.17.4. Повторіть перевірку за п.п 5.17.2, встановивши перемикач «Откл.1 – Откл.2» в положення «Откл.2», лампа Л5 повинна згаснути.

5.17.5. Встановить перемикач «Откл.1 – Откл.2» у положення «Откл.1». На пульті ПАП-26 повинна загорітися лампа Л3 «Отключи АТ», кнопка-табло «Вклч.», лампи Л4, Л6 згаснути, а важелі ИМАТ вільно переміщатися рукою.

Разаретуйте кнопки-табло «Откл.Г1», «Откл.Г2», «Откл.Г3».

6. Вимкнення автомата.

На блоці ПН-3-3 тумблер «Питание АТ» встановите у положення «Откл.».

7. Зміст звіту

У звіті повинні бути представлені:

1. Функціональна схема АТ-4-2;
2. Висновок про роботу АТ-4-2 в режимах:
 - а) «Підготовка»;
 - б) «Управління»;
 - в) «Відхід» и «Вирівнювання».
3. Значення:
 - а) швидкості переміщення індексу УС-І при завданні швидкості та точності відстеження;
 - б) допустимої швидкості важелів ИМАТ при узгоджених положеннях стрілки та індексу УС-И;
 - в) максимальної швидкості важелів ИМАТ;
4. Висновки про виконану роботу.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №4 ВИВЧЕННЯ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛІННЯ СТУ-154

Цель работы.

- ознайомитися з теоретичними питаннями щодо побудови систем директорного управління літаком на етапі заходу на посадку;
- вивчити принцип дії, режими роботи та закони управління системи траекторного управління СТУ-154;
- отримати практичні навички з перевірки основних технічних характеристик СТУ-154 за допомогою контрольно-перевірочної апаратури.

1. Скорочені теоретичні питання

Системи управління, у функціонуванні яких активно бере участь пілот, відносяться до класу *систем автоматизованого (напівавтоматичного) управління*. Серед варіантів автоматизованого управління літаком найбільш поширеними є: сумісне та директорне (командне) управління. У системах сумісного управління контур автоматики використовується, в основному, для управління кутовим рухом ЛА і не вирішує задачі цілеспрямованого управління за складними траекторіями. Тому для управління траекторним рухом ЛА на етапах зльоту, посадки, передпосадкового маневрування, маловисотного польоту як автоматизоване управління застосовують *директорне управління* польотом.

При директорному управлінні обчислювач системи автоматичного управління (САУ) формує закони траекторного управління, але надсилає їх не на рульові агрегати, а на командно-пілотажний прилад (КПП) пілота, який, виконуючи команди САУ, керує літаком. Структура системи директорного управління показана на рис. 1.

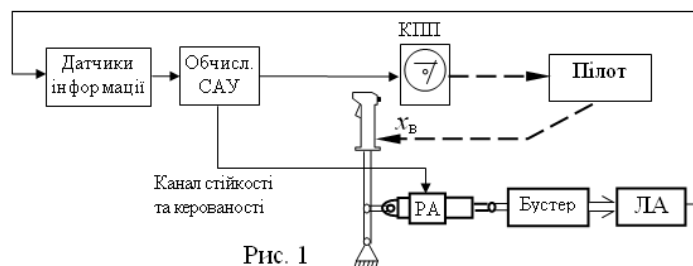
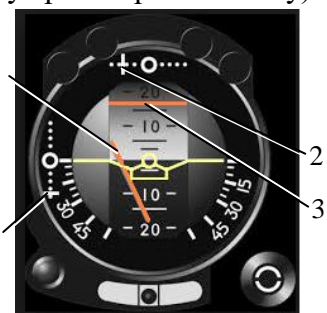


Рис. 1

При директорному управлінні функції пілота та САУ розділяються таким чином. САУ при працюючому контурі поліпшення характеристик стійкості та керованості на основі інформації про поточне положення ЛА та про ціль управління (про задану траекторію польоту) формує команди пілота для відхилення важеля управління. Ці команди відображаються у вигляді відхилень директорних (командних) стрілок крену 1 та тангажа 3 командно-пілотажного приладу типу КПП (див. рис. 2).

КПП це комбінований прилад, який поєднує показчик авіагоризонту, індикатор ковзання й безпосередньо командний прилад, що реалізує режим директорного управління. Окремі стрілки командно-пілотажних приладів – стрілки положення 2, 4 показують положення центра мас ЛА відносно програмної траекторії. Причому стрілка показує положення програмної траекторії. Окрім КПП існують й інші типи командно-пілотажних приладів.



ГРМ

Пілот, повторюючи важелем управління рухи директорних стрілок, керує літаком, додержуючись заданої траекторії, і таким чином онулює сигнал директорного управління (командні стрілки повертаються у вихідне положення). Таким чином пілот звільняється від необхідності аналізувати покази окремих приладів, щоб формувати управління, як це було при ручному пілотуванні. Тепер його дії, як ланки контуре управління, мають найпростіший характер створення відхилень штурвала, що пропорційні відхиленням командних стрілок. Напрямок переміщення штурвала збігається з напрямком переміщення відповідної командної стрілки (наприклад, див. рис. 3)



Рис. 3

У режимі директорного управління динаміка контуру управління наближується до динаміки контуру автоматичного управління, вона в основному визначається обраним законом управління й мало залежить від кваліфікації пілота. Пілот у контурі директорного управління, відслідковуючи командний сигнал, фактично виконує роль виконавчого пристрою. Хоча у процесі управління, адаптуючись до умов польоту, пілот може вносити корисні впливи, що підвищують якість управління.

Закони управління командними стрілками прибору КПП декілька відрізняються від законів автоматичного управління. Зокрема в законах управління відсутні складові, що забезпечують характеристики стійкості та керованості (цю задачу вирішують контури автоматичного управління (див. рис. 1)). Відсутні в законах управління й інтегральні складові, забезпечення астатизму покладається на пілота, який повинний в усталеному режимі точно утримувати стрілки в нульовому положенні. В деяких системах командні сигнали, що надходять на директорні стрілки, згладжуються аперіодичними фільтрами, щоб попередити їх різкі рухи.

При директорному управлінні знижується можливість неправильних дій через помилки в обробці показів багатьох приладів, що підвищує якість управління. Але те, що вся оперативна інформація, яка необхідна для управління перетворена в рух командних стрілок КПП, стає недоліком директорного управління. Працюючи довгий час у контурі директорного управління, пілот втрачає «образ» польоту, йому дуже важко виявити відмови обчислювача, які або призводять до того, що командні стрілки перестають рухатися, або роблять помилкові безладні рухи, які не відповідають потрібному управлінню. Ці обставини не дозволяють забезпечити потрібний рівень безпеки, особливо на режимах польоту значної тривалості.

Тому директорне управління з урахуванням його переваг і недоліків доцільно використовувати при управлінні польотом вздовж траєкторії незначної відстані, де потрібна висока точність управління і розвантаження пілота, щоб надати йому можливість зосередити увагу на вирішенні навігаційних завдань літаководіння. Найчастіше директорне управління застосовується на етапах заходу на посадку та посадки.

Етап заходу на посадку й особливо посадки є найбільш напружені та потенційно небезпечні, пов'язані з великими психофізіологічними навантаженнями на пілота та членів екіпажу. Саме на них згідно з світовою статистикою трапляється більше третини всіх льотних подій. Близькість землі і контактування з поверхнею ЗПС потребує високої точності управління кутовими та траєкторними параметрами польоту, а навантаженість пілота та членів екіпажу додатковими функціями (зв'язок з наземними службами; випуск – прибирання шасі та закриттів; зміна режимів роботи двигунів; контроль позакабінного простору та інші) значно ускладнюють процес керування. Тому автоматизація траєкторного управління на режимах заходу на посадку підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу.

Кінцева ціль заходу на посадку – це виведення ЛА в задану малу область повітряного простору з заданими параметрами просторового положення літака, де відбувається “прийняття рішення” про приземлення або про відхід на друге коло. У теперішній час для бортових і наземних систем залежно від висоти “прийняття рішення” $H_{пр}$ і дальності горизонтальної видимості L_r ІКАО прийняла такі експлуатаційні категорії:

Категорії	$H_{пр}$, метр	$L_{гор}$, метр	Требования к оборудованию воздушных судов
I	60	800	Полуавтоматическое снижение до высоты 200 футов (60 метров)
II	30	350	Автоматическое снижение до высоты выравнивания
III	A	200	Автоматическое снижение и выравнивание
	B	50	Автоматическое снижение, выравнивание и парирование угла сноса
	C	0	Автоматическое снижение, выравнивание, посадка и руление

Траєкторія заходу на посадку формується рівносигнальними зонами курсового (КРМ) та глісадного (ГРМ) радіомаяків, переріз яких стає траєкторією заходу на посадку.

У системах посадки рівносигнальні зони (КРМ і ГРМ) формуються антенними системами маяків, які випромінюють по два пелюстки діаграми спрямованості кожний. Пелюстки

діаграм спрямованості взаємно перетинаються, а їхні сигнали модулюються за амплітудою різними частотами.

Рівносигнальна зона КРМ створює площину посадкового курсу – вертикальну площину, яка збігається з продовженням осі ЗПС. Площина глісади зниження формується рівносигнальною зоною ГРМ, вона перпендикулярна площині посадкового курсу й нахилена до горизонту на кут Θ_r . Оптимальний кут нахилу глісади зниження Θ_r дорівнює $2^\circ 40'$. При наявності перешкод в секторі підходу кут нахилу глісади збільшується до $3^\circ 20'$, а у виняткових випадках може доходити до $4 \dots 5^\circ$. При оптимальному куті нахилу глісади зниження $2^\circ 40'$ літак при зниженні пролітає над дальнім (ДПРМ) і ближнім (БПРМ) приводними маяками (при їх стандартному розташуванні) на висотах відповідно 200 і 60 м.

На рис. 4 показано розміщення радіомаяків відносно злітно-посадкової смуги (ЗПС) і принцип формування траєкторії заходу на посадку.

Відхилення літака від рівносигнальної зони КРМ визначається курсовим радіоприймачем, а відхилення від глісади – глісадним радіоприймачем, які входять до складу бортового обладнання системи посадки. На рис. 5 показані статичні характеристики курсового та глісадного радіоприймачів, параметри ϵ_r та ϵ_k яких використовуються для будування контурів управління заходом на посадку. При-

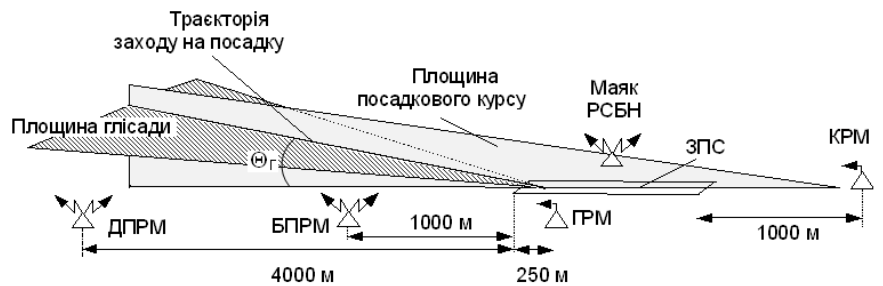


Рис. 4

ри-

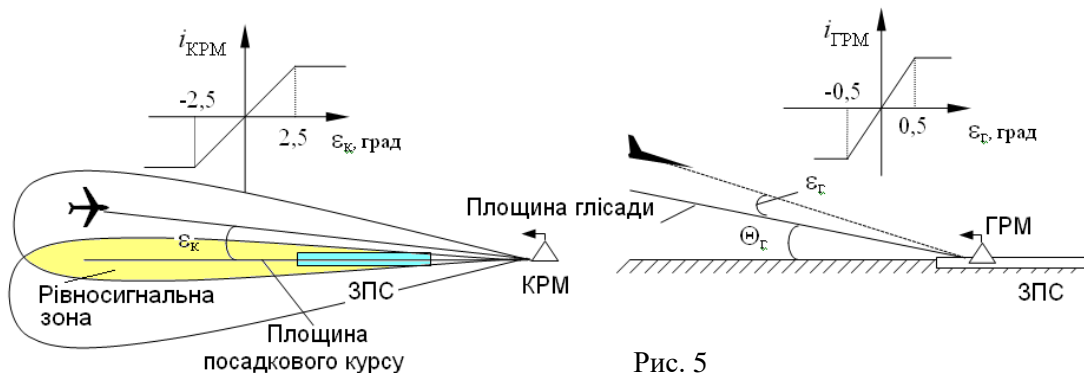


Рис. 5

родно, що антена глісадного радіомаяка має більш вузькі пелюстки діаграм спрямованості та, відповідно, більш вузьку рівносигнальну зону.

То що для будування контурів управління заходом на посадку використовуються не лінійні, а кутові (ϵ_r , ϵ_k) відхилення центра мас літака від траєкторії, визначає своєрідність динамічних характеристик цього режиму. Головною особливістю цих контурів управління стає їхня не стаціонарність. Дійсно на різних відстанях до радіомаяка (див. рис. 8.7) при однакових лінійних відхиленнях від траєкторії заходу на посадку ΔH_r , кутові відхилення ϵ_r зроста-

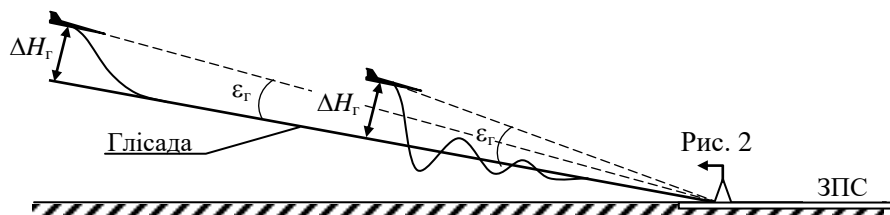


Рис. 6

ють, тобто зростає коефіцієнт підсилення основного керуючого сигналу контуру управління. Це у свою чергу спричиняє погіршення характеристик стійкості контуру управління, у контурі з'являються коливання, які збільшуються при наближенні до радіомаяка.

Особливо сильно не стаціонарність проявляється у поздовжньому каналі, оскільки глісадний радіомаяк розташовується у районі точки приземлення літака, а курсовий маяк КРМ приблизно за 1 км від кінця ЗПС.

Основний засіб збереження стійкості контуру – це зменшення коефіцієнта підсилення сигналу ε_r в міру наближення літака до ГРМ. Цього можна досягти вимірюванням дальності від літака до ГРМ, але більшість систем заходу на посадку не має дальномірного каналу, тому інформацію про дальність до ГРМ отримують опосередковано.

Частіше за все, зокрема в системі СТУ-154, інформацію про дальність до глісадного радіомаяка отримують опосередковано за інформацією про поточну істинну висоту польоту. При цьому вважається, що літак знаходиться на глісаді, а рельєф у районі аеродрому в напрямку ЗПС плоско-рівнинний. Корекція реалізується за інформацією від радіовисотоміра.

В режимах автоматичного або ручного управління, виконуючи передпосадкові маневри для виходу на лінію ЗПС, літак потрапляє в зону дії курсового радіомаяка, про ще льотчика сповіщає світлова сигналізація, наприклад закривається бленкер «К» на навігаційно-пілотажному приладі НПП. С цього моменту починається етап заходу на посадку й літак стабілізується в площині посадкового курсу за сигналом ε_k .

Автоматичне (автоматизоване) управління реалізується через контур крену. де задане значення кута крену може у найпростішому випадку формуватися у вигляді:

$$\gamma_z = \left(K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} K_{\dot{\varepsilon}_k} \varepsilon_k \right) + K_{\Psi} F_{\Psi} \Delta \Psi,$$

Окрім основного керуючого сигналу ε_k в законах управління обов'язково присутня похідна від ε_k , що пояснюється суттєвою нестійкістю контуру управління заходом на посадку. Для придушення високочастотних радіотехнічних завад, які при диференціюванні суттєво збільшуються у колі сигналу $p\varepsilon_k$ встановлюється аперіодичний фільтр $1/(\dot{\varepsilon}_k \delta + 1)$. Для забезпечення чіткої стабілізації літака на лінії ЗПС сигнал відхилення від курсу ЗПС функцією F_{Ψ} ізодромується або взагалі виключається. Це дозволяє шляхом зміни курсу парирувати дію бічного вітру, утримуючи центр мас літака на лінії ЗПС.

У вертикальній площині літак продовжує стабілізувати висоту польоту (висоту кола), а після перетинання літаком площини глісади планування він переходить на зниження за сигналами ε_r . Як правило, це сигналізується спалахуванням, наприклад, кнопки-табло “Заход прод.”, або “Глісада” з одночасним згасанням кнопки-лампочки “КВ” (відключення стабілізації висоти польоту). Бленкер “Г” на лицьовій панелі приладу НПП закривається.

Для форсованого виходу літака на глісаду зниження у закон управління деяких систем управління підключається сигнал Θ_r , який у момент перетину літаком глісади надходить на руль висоти, переводячи літак у режим зниження. Ізодромна ланка в колі цього сигналу поступово онулює його й у подальшому літак утримується на глісаді основним керуючим сигналом ε_r – відхиленням літака від рівносигнальної зони глісадного радіомаяка (ГРМ). Як приклад нижче наведений закон управління каналу руля висоти САУ з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі на етапі заходу на посадку:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_v = \left(K_{\varepsilon_r} \varepsilon_r + \frac{K_{\dot{\varepsilon}_r} p}{T_{\dot{\varepsilon}_r} p + 1} \varepsilon_r \right) + W_{\vartheta}(p) \vartheta + \frac{T_{\Theta} p}{T_{\Theta} p + 1} \Theta_r + WK_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z$$

Для підвищення точності стабілізації літака на глісаді сигнал кута тангажа функцією $W_{\vartheta}(p)$ ізодромується, дозволяючи змінювати кут тангажа на етапі виходу на глісаду. Для забезпечення структурної стійкості контуру в закон управління вводиться похідна $p\varepsilon_r$, яка як і у бічному каналі згладжується аперіодичним фільтром $1/(T_{\dot{\varepsilon}_r} p + 1)$.

Яскравим прикладом систем директорного управління заходом на посадку є система траєкторного управління СТУ-154, яка входить до складу автоматичної бортової системи управління АБСУ-154.

2. Назначение автоматической бортовой системы управления АБСУ-154

Система управления АБСУ-154 устанавливается на магистральный реактивный пассажирский лайтак ТУ-154 и предназначена для повышения эффективности застосування літака, дій пілотів та членів екіпажу, забезпечення регулярності рейсів і підвищення безпеки польотів шляхом автоматизації керування літаком на всіх етапах польоту від зльоту до посадки.

Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154-2 обеспечивает:

- Улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета.
- Автоматическую стабилизацию крена, курса и тангажа.
- Автоматическую стабилизацию барометрической высоты, приборной скорости полета и числа М через канал руля высоты.
- Автоматическую стабилизацию и управление приборной скоростью полета через канал автомата тяги.
- Автоматическое выполнение доворотов на заданный курс,
- Управление самолетом по крену и тангажу рукояткой пульта управления.
- Автоматическое управление самолетом в боковой плоскости в режимах маршрутного полета по сигналам радиомаяков и навигационного вычислителя НВУ-БЗ.
- Автоматическое и директорное управление самолетом в режиме захода на посадку до высоты 30 м, что соответствует требованиям II категории ICAO
- Автоматическое управление самолетом в режиме ухода на второй круг.
- Индикацию на приборах ПНП-1 и ПКП-1 основных пилотажно-навигационных параметров.
- Автоматический предполетный и полетный контроль с указанием отказавшего режима и неисправного блока, а также автоматическое переключение на резервный режим работы.
- Предупредительную сигнализацию (световую и звуковую) о нарушениях в работе системы и о недопустимых отклонениях от эксплуатационных параметров полета.

Автоматическая бортовая система управления представляет собой сложный, трижды резервированный по основным каналам, комплекс взаимосвязанных устройств.

Все подсистемы АБСУ-154-2 являются многорежимными и резервированными системами автоматического управления самолетом. Они сохраняют работоспособность после возникновения разноименных отказов и обеспечивают "мягкую" реакцию самолета (отсутствие резких возмущений) при возникновении второго одноименного отказа, с автоматическим отключением этого режима и переходом системы АБСУ-154-2 на работу в другом резервном режиме. Некоторые режимы системы АБСУ-154 имеют дублирование по датчикам и вычислителям, но также сохраняют работоспособность после возникновения первого отказа. Режимы, не имеющие дублирования по датчикам навигационного комплекса, не сохраняют работоспособность после возникновения первого отказа, однако имеют "мягкую" реакцию на первый отказ.

Оптимальное резервирование, использованное в системе АБСУ-154-2, с применением, в основном, методов мажоритарной логики (метод голосования по большинству) существенно повышает надежность системы в целом (для основных режимов работы) с переходом на резервные режимы и обеспечивает безопасность полетов.

Все подсистемы системы АБСУ-154-2 охвачены единой системой встроенного контроля, которая обеспечивает контроль в полете и автоматический предполетный контроль с определением неисправного блока.

Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154 конструктивно состоит из трех функционально связанных между собой систем:

– системы автоматического управления САУ-4 (в последующих модификациях – САУ-154), которая улучшает характеристик устойчивости и управляемости, обеспечивает стабилизацию и управление угловым движением самолета и положением центра масс на всех этапах полета, включая полет по маршруту (обеспечивается навигационным вычислителем САУ) и автоматический уход на второй круг (обеспечивается вычислителем ухода);

– автомата тяги АТ-4-2М, который обеспечивает управление скоростью полета, самолета, на маршруте, при посадке и при уходе на второй круг, формируя управляющие сигналы для отклонения секторов газа.

– системы траекторного управления СТУ-154.

3. Назначение системы траекторного управления СТУ-154

Система траекторного управления СТУ-154 предназначена для формирования команд директорного управления и управляющих сигналов автоматического управления в режиме захода на посадку, а также для индикации основных пилотажно-навигационных параметров на всех режимах полета.

В соответствии со своим назначением система выполняет следующие функции:

- формирует командные сигналы на отклонения директорных стрелок прибора ПКП-1 в режиме захода на посадку;
- формирует управляющие сигналы в режиме автоматического управления самолетом на этапе захода на посадку и через блок связи с автоматикой БСА-2 отсылает их в систему автоматического управления САУ-4;
- индицирует с помощью директорных стрелок прибора ПКП-1 командные сигналы для управления самолетом на этапе захода на посадку, а также основные текущие и заданные пилотажно-навигационные параметры на приборах ПКП-1 и ПНП-1.

4. Состав, структурная схема, функций, що виконують окремі агрегати СТУ-154

В состав СТУ-154 входят следующие блоки (см. рис. 7):

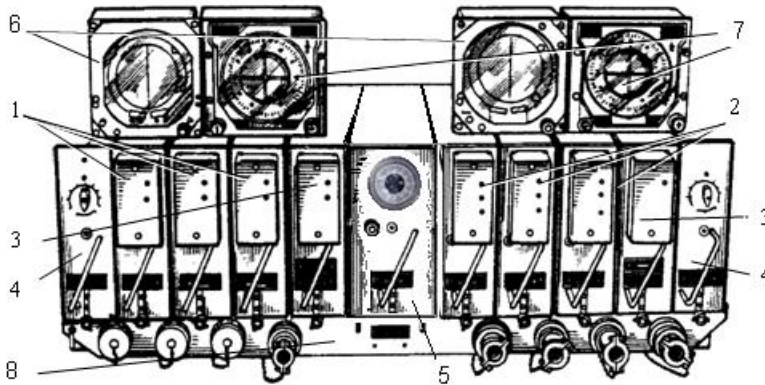


Рис. 7

- 1 - вычислитель бокового канала В-20 (3 шт.);
- 2 - вычислитель продольного канала В-21 (3 шт.);
- 3 - блок контроля БК-17 бокового и продольного каналов вычислителя (2шт.);
- 4 - усилитель следящих систем У-87 (2 шт.);
- 5 - блок суммирования БС-14 (1 шт.);
- 6 - прибор командно-пилотажный ПКП-1 (2 шт.);
- 7 - прибор плановый навигационный ПНП-1 (2 шт.);
- 8 - коробка соединительная КС-2 (1 шт.), на которой установлены все перечисленные блоки, за исключением приборов ПКП-1 и ПНП-1.

Прибор командно-пилотажный ПКП-1 (більш досконала версія приладу КПП) в дополнение к показаниям авиагоризонта индицирует командные сигналы крена, тангажа, положение самолета относительно заданной траектории и отклонение от заданной скорости полета. Обеспечивает сигнализацию интегральной исправности бокового и продольного каналов управления и сигнализацию отказа авиагоризонта.

Прибор плановый навигационный ПНП-1 (одна з версій приладу ППН) обеспечивает индикацию навигационных параметров: курса, заданного путевого угла, заданного курса, угла сноса, угловых отклонений самолета, поступающих из системы "Курс-МП-2", линейного отклонения самолета от заданной траектории. Обеспечивает сигнализацию отказов радиосредств посадки и курсовой системы. Обеспечивает сигнализацию включения индикации в режимах СП, УОН, НВ, РСБН и формирование сигнала.

Лицевые панели приборов ПКП-1 и ПНП-1 показаны на рис. 8 и рис. 9
 Указатели директорного управления в горизонтальной δ_Z и вертикальной δ_H плоско-

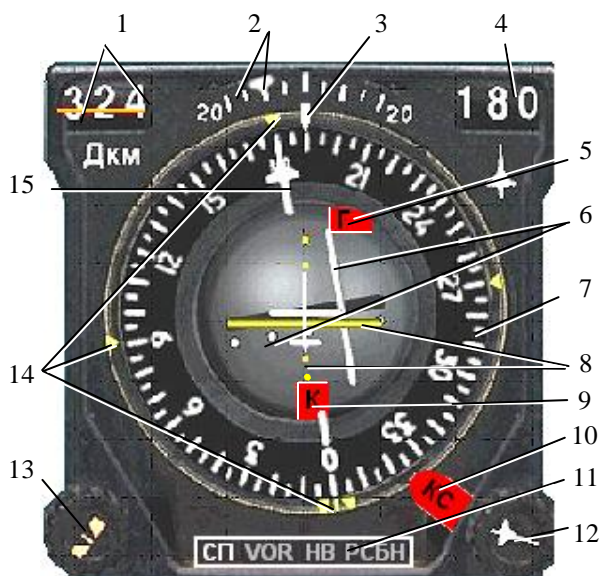


Рис. 8. Прибор ПКП-1:

- 1 – счетчик дальности и планка его нерабочего состояния;
- 2 – шкала и индекс указателя УС;
- 3 – неподвижный индекс отсчета текущего курса;
- 4 – счетчик заданного путевого угла (ЗПУ);
- 5 – бленкеры захвата глиссады «Г»
- 6 – шкала и стрелка отклонения от равносигнальной зоны курса;
- 7 – шкала курса;
- 8 – шкала и стрелка отклонения от глиссады;
- 9 – бленкер захвата курса «К»;
- 10 – бленкер отказа курсовой системы «КС»;
- 11 – табло индикации связи с радиотехническими системами;
- 12 – кремальера ЗПУ;
- 13 – кремальера ЗК.
- 14 – индекс ЗК и связанные с ним индексы для построения маршрута захода на посадку;
- 15 – стрелка указателя ЗПУ;

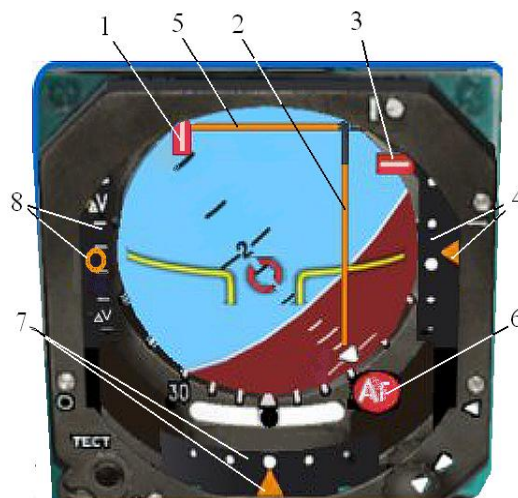


Рис. 9. Прибор ПКП-1:

- 1 – бленкер исправности бокового канала;
- 2 – директорная стрелка крена
- 3 – бленкер исправности продольного канала;
- 4 – шкала и стрелка положения (отклонение от глиссады);
- 5 – директорная стрелка тангажа;
- 6 – бленкер отказа датчика крена и тангажа;
- 7 – шкала и стрелка положения (отклонение от равносигнальной зоны курса);
- 8 – шкала и индекс отклонения от заданной скорости полета;

стях; указатели отклонения самолета от траектории в горизонтальной ϵ_K и вертикальной ϵ_H плоскостях; указатели отклонения от заданной скорости полета ΔV прибора ПКП-1 представляют собой аналогичные по принципу действия стрелочные *магнитоэлектрические системы*. А индикация сигналов γ , ϑ , ψ , ЗПУ, УС, ЗК осуществляется указателями, выполненными по принципу действия следящих систем. **Усилитель следящих систем У-87** обеспечивает работу двигателей электромеханических следящих систем приборов ПНП-1 и ПКП-1.

Функциональные схемы следящих систем в основном идентичны. Одна из таких схем, в частности, схема крена прибора ПКП-1, показана на рис. 10.

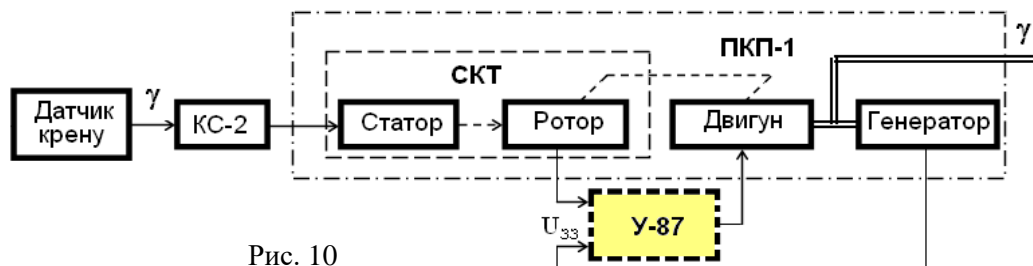


Рис. 10

Сигнал крена с датчика через соединительную коробку КС-2 поступает на статор синусно-косинусного трансформатора командно-пилотажного прибора ПКП-1. С роторной об-

мотки сигнал рассогласования, пропорциональный крену, подается на усилитель следящей системы блока У-87. Усиленный сигнал поступает на управляющие обмотки двигателя. Двигатель-генератор обрабатывает индекс отчета крена и ротор синусно-косинусного трансформатора (СКТ) до тех пор, пока сигнал на входе усилителя У-87 не станет равным 0, что соответствует согласованному положению ротора СКТ с датчиком крена.

Для улучшения динамических характеристик следящей системы применена скоростная обратная связь с использованием тахогенератора, являющегося частью двигателя генератора.

Структурная схема СТУ-154 изображена на рис. 12. Для формирования управляющих сигналов и индикации пилотажно-навигационных параметров на приборах ПКП-1 и ПНП-1 в систему СТУ-154 поступают сигналы с внешних самолетных систем.

Курсовая система ТКС-П2 выдает в систему СТУ-154 сигналы гироскопического, магнитного или гироманнитного курса, которые сопровождаются командой исправности.

Навигационно-вычислительное устройство НВУ-Б3 выдает сигналы отклонения z и скорости бокового отклонения \dot{z} от заданной линии пути, а также ЗПУ

Радиотехническая система посадки "Курс МП-2" выдает сигналы отклонения от траектории захода на посадку ε_k и ε_Γ

Доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-013 выдает сигнал угла сноса.

Радиовысотомеры малых высот РВ-5 имеют связь с системой АБСУ-154-2 по сигналам текущей истинной высоты и высоты принятия решения.

Информация о текущих значениях углов крена и тангажа поступает в СТУ-154 от трехкратно резервированных малогабаритных гировертикалей МГВ-1СК, входящих в состав АБСУ-154.

Управляющие сигналы для автоматического и директорного управления движением самолета в горизонтальной и в вертикальной плоскости формируются в трехкратно резервированных вычислителях В-20 и В-21 (бокового и продольного каналов соответственно).

Блок контроля БК-17 обеспечивает в полете непрерывный автоматический контроль исправности трехкратно резервированного бокового и продольного каналов, основанный на методе мажоритарной логики или «голосования по большинству»

При отказе какого-либо из вычислителей, когда разность абсолютных величин, например, $\gamma_{\text{зад}1}$ и $\gamma_{\text{зад}2}$ (см. рис. 11) становится больше установленного порога, срабатывает соответствующий отказавшему вычислителю компаратор блока контроля. Логическая схема сигнализации отключает сигнал исправности этого вычислителя и выдает сигнал его отказа. При этом выход отказавшего вычислителя бесконтактно отключается («запирается») кворум элементом (КЕ) блока контроля.

При отказе другого вычислителя (втором отказе) отключается сигнал ИСПРАВНОСТЬ КАНАЛА, который выдается блоком контроля только в случае исправности не менее двух вычислителей соответствующего канала.

Блок суммирования БС-14 предназначен для формирования сигнала, пропорционального отклонению текущего курса ψ от ЗПУ, а также для обеспечения автоматического захвата глиссады и выдачи при этом команды в виде сигнала постоянного тока +27 В. В последующих модификациях СТУ-154 блок суммирования исключен из состава системы, а его функции переданы другим блокам.

Коробка соединительная КС-2 обеспечивает крепление и амортизацию съемных блоков системы СТУ-154, электрическое соединение этих блоков и показывающих приборов между собой и с датчиками.

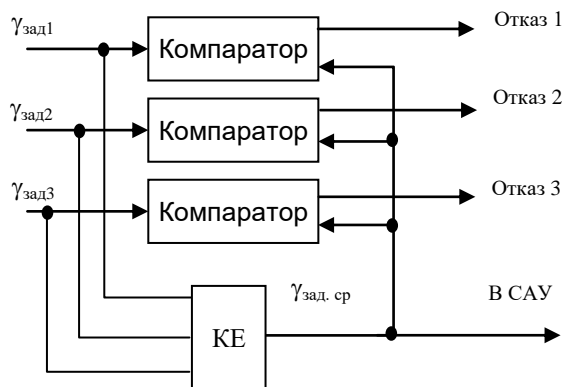


Рис. 11

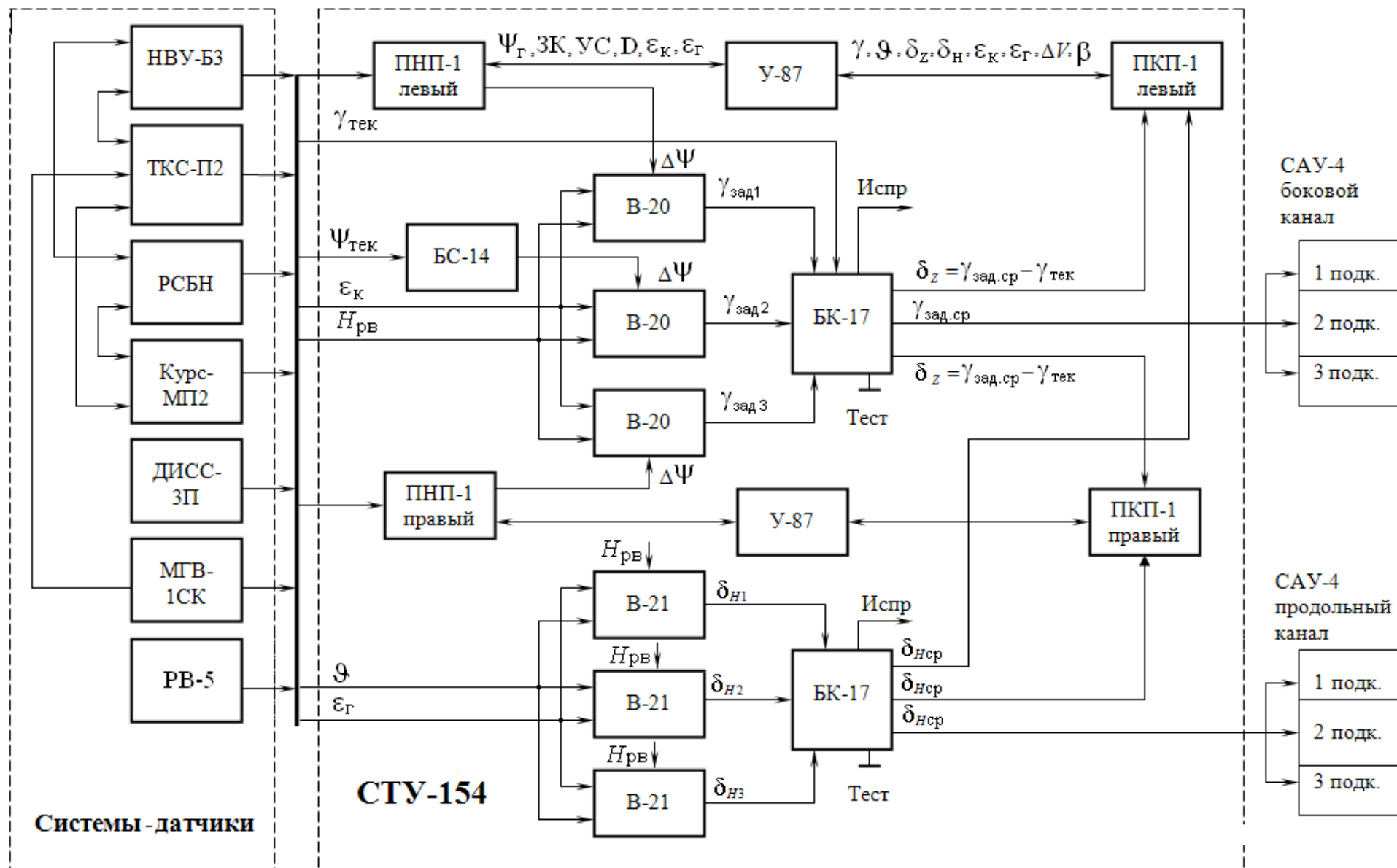


Рис. 12. Структурная схема системы тракторного управления СТУ-154

5. Закони управління та структурні схеми каналів СТУ-154

На высоте круга включить режим стабилизации барометрической высоты полета (при заходе на посадку в автоматическом режиме), включить и настроить аппаратуру «Курс МП». На приборах ПНП-1 правой кремальерой (см. рис. 8) выставить ЗПУ, равный курсу посадки (курсу ВПП). При этом переключатель «ЗПУ ПНП» 5 на приставке ПН-5 (см. рис. 13), которая является пультом системы АБСУ-154, предназначенным для включения и выключения навигационных режимов, должен находиться в положении «Л» (левый) или «П» (правый) соответственно.

Перед включением режима захода на посадку включить питание вычислителей СТУ и подготовить к работе командные стрелки приборов ПКП. Для чего на навигационной приставке ПН-5 включить переключатель «Подготовка посадки» 3 и переключатель «Командные стрелки» 2.

Включение режима захода на посадку производится после входа самолета в зону действия КРМ в точке начала 4-го разворота, на удалении не менее 4 км от точки входа в глиссаду (исчезает бленкер К на приборе ПНП-1). Режим включается нажатием кнопки-лампочки «Заход» 1 навигационной приставки ПН-5. Одновременно с загоранием кнопки-лампы «Заход» на табло режимов (см. рис. 13) загорится транспарант «Курс», сигнализирующий о включении режима захода на посадку в боковом канале. Предварительно, для реализации автоматического управления в АБСУ должен быть включен режим стабилизации в боковом и продольном каналах (бленкеры крена и тангажа б на пульте управления ПУ-46 АБСУ-154 показывают «Стаб»), а для директорного управления – режим штурвального управления (бленкеры б показывают знак « \curvearrowright »).

В продольном канале после нажатия кнопки-лампы «Заход» стабилизируется заданная высота круга в режиме штурвального или автоматического управления. Включение режима захода на посадку в продольном канале производится автоматически в момент пересечения равносигнальной зоны глиссады. При этом на ПН-5 загорится кнопка-лампа «Глиссада» 4, а на приборных досках, на табло режимов загорится транспарант «Глиссада», сигнализирующий о включении режима захода на посадку в продольном канале. Режим «Глиссада» может быть включен и вручную нажатием кнопки-лампы «Глиссада» при совмещении планки положения глиссады на ПНП-1 с центром силуэта самолета.

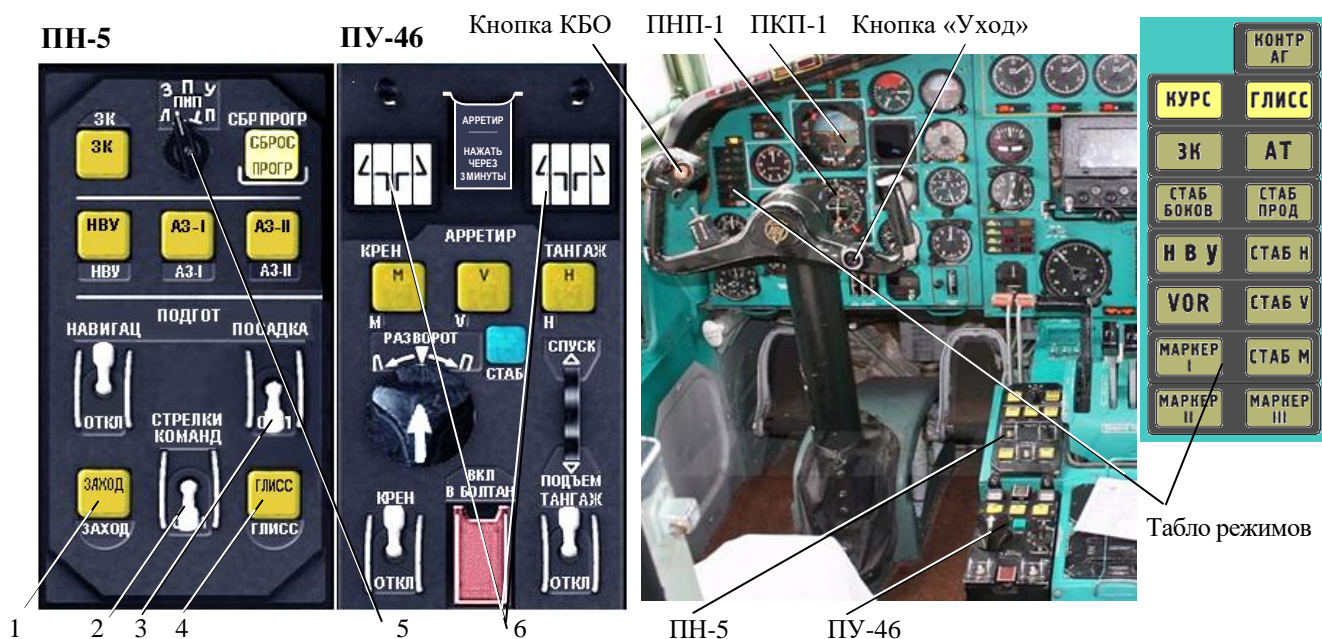


Рис. 13. Пульты управления и индикации АБСУ-154 и их размещение в кабине самолета

Боковой канал СТУ-154

Сигналы управления боковым движением самолета на этапе захода на посадку формируются в вычислителях бокового канала В-20 на основе сигнала $\Delta\psi = \psi - \psi_{ВПП}$, поступающего с прибора ПНП-1 (где $\psi_{ВПП}$ задается летчиком кремальерой ЗПУ), и сигнала отклонения от равносигнальной зоны КРМ ϵ_k , поступающего из системы "Курс-МП". Структурная схема бокового канала СТУ-154 представлена на рис. 14.

Заданное значение угла крена формируется в вычислителе В-20 в виде:

$$\gamma_{зад.} = K_{\gamma} \sigma_{упр}^z$$

где в режиме директорного управления

$$\sigma_{упр}^z = \frac{1}{T_{\phi} p + 1} F_{\gamma_3} \left[\left(K_{\epsilon_k} + \frac{p}{T_{\dot{\epsilon}_k} p + 1} K_{\dot{\epsilon}_k} \right) \epsilon_k + K_{\psi} F_{\psi} \Delta\psi + \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} K_{\dot{\psi}} \Delta\psi \right].$$

Основными управляющими сигналами на этапе захода на посадку является отклонение самолета от курсовой линии ϵ_k . Для устранения колебания командной стрелки и подавления высокочастотных радиотехнических помех управляющий сигнал пропускается через фильтр низких частот $1/(T_{\phi} p + 1)$. В автоматическом режиме захода на посадку (АЗП) постоянная времени фильтра снижается.

Для забезпечення структурної стійкості контуру управління в закон управління вводиться сигнал похідної $p\epsilon_k$. Для фільтрації радіотехнічних шумів, усилюваних дифференцированием, производная сигнала ϵ_k пропускается через дополнительный фильтр $1/(T_{\dot{\epsilon}_k} p + 1)$. Наличие этого фильтра вносит в систему запаздывание. Для компенсации запаздывания в закон управления вводится сигнал производной $\Delta\psi$ – составляющая $(K_{\dot{\psi}} p / (T_{\dot{\psi}} p + 1) \Delta\psi)$.

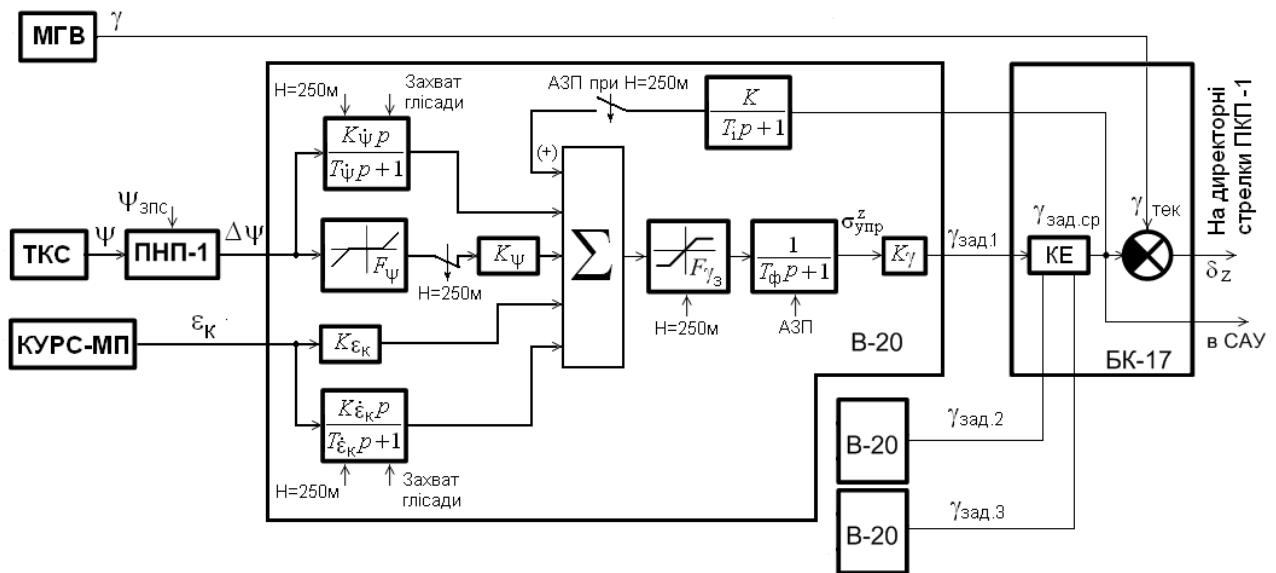


Рис. 14. Структурная схема бокового канала СТУ-154

На начальном этапе захода на посадку в закон управления подключается также сигнал $\Delta\psi = \psi - \psi_{ВПП}$, поступающий с прибора ПНП-1. Функция F_{ψ} (нелинейное звено типа "зона нечувствительности») подключает сигнал $\Delta\psi$ в закон управления только при значительных отклонениях самолета от курса ВПП. Это обеспечивает высокую скорость разворота для плавного выхода на курсовую линию КРМ. Незначительные отклонения самолета от курса ВПП в формировании закона управления не участвуют, а начиная с высоты 250 м, данная составляющая вообще исключается из закона управления. Це дозволяє шляхом зміни курсу парировати дію бічного вітру, утримуючи центр мас літака на лінії ЗПС (посадка «крабом»).

Сумма, рассмотренных сигналов образует сигнал заданного крена, который ограничивается функцией F_{γ_3} . По мере приближения к ВПП (на высоте 250 м) величина ограничения дискретно уменьшается.

Для борьбы с нестационарностью в законах управления боковым движением предусмотрена коррекция управляющих сигналов по мере приближения самолета к КРМ (хотя нестационарность и соответственно ухудшение устойчивости в контуре управления боковым движением проявляются не так ярко как в продольном). В составляющей $\frac{K_{\dot{\varepsilon}_k}}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} p \varepsilon_k$, кото-

рая обеспечивает структурную устойчивость контура управления, на высоте 250 м дискретно изменяется передаточное число $K_{\dot{\varepsilon}_k}$, а при захвате глиссады – постоянная времени фильтра

$T_{\dot{\varepsilon}_k}$. Аналогично изменяются параметры $K_{\dot{\psi}}$, $T_{\dot{\psi}}$ и у составляющей $\left(K_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta \psi \right)$, компенсирующей запаздывание схемы фильтрации сигнала производной ε_k .

Управляющие сигналы $\gamma_{зад.1}$, $\gamma_{зад.2}$, и $\gamma_{зад.3}$, сформированные в трех, поступают на кворум-элемент в блок контроля БК-17 бокового канала, где формируется достоверный сигнал $\gamma_{зад. ср}$ из сигналов трех вычислителей. Сигнал $\gamma_{зад. ср}$ сравнивается в блоке контроля с сигналом текущего крена, поступающим от МГВ, формируя таким образом сигнал δ_z отклонения директорных стрелок приборов ПКП-1.

$$\delta_z = K_z (\gamma_{тек} - \gamma_{зад. ср})$$

В режиме автоматического управления, сформированное значение $\gamma_{зад. ср}$ поступает в систему автоматического управления САУ-4. Начиная с высоты 250 м, для повышения точности автоматического захода на посадку (стабилизации самолета в равносигнальной плоскости КРМ) в закон формирования $\gamma_{зад}$ подключается интегральная составляющая управляющего сигнала.

$$\gamma_{зад.} = \left(K_\gamma + \frac{K_{\dot{\gamma}}}{p} \right) \sigma_{упр}^z$$

Для придания контуру интегрирующих свойств, в вычислителе В-20 в режиме автоматического захода на посадку инерционным звеном $\hat{E}/(Q \delta + 1)$ с большой постоянной времени формируется положительная обратная связь.

В режиме директорного управления задача обеспечения требуемой точности захода на посадку решается летчиком.

Продольный канал СТУ-154

Включение захода на посадку в продольном канале производится автоматически в момент пересечения равносигнальной зоны глиссады. При этом на ПН-5 загорается кнопка-лампа «Глиссада», а на табло режимов – транспарант «Глиссада». Режим «Глиссада» может быть включен и вручную нажатием кнопки-лампы «Глиссада» при совмещении планки положения глиссады на ПНП-1 с центром силуэта самолета.

При включении режима «Глиссада» отключаются режимы стабилизации высоты, приборной скорости или числа М, если они были до этого включены.

Сигналы управления продольным движением самолета на этапе полета по глиссаде формируются в вычислителях продольного канала В-21 на основе сигнала угла тангажа ϑ , поступающего МГВ и сигнала отклонения от равносигнальной зоны ГРМ ε_r , поступающего из системы "Курс-МП". Структурная схема продольного канала СТУ-154 представлена на рис. 14.

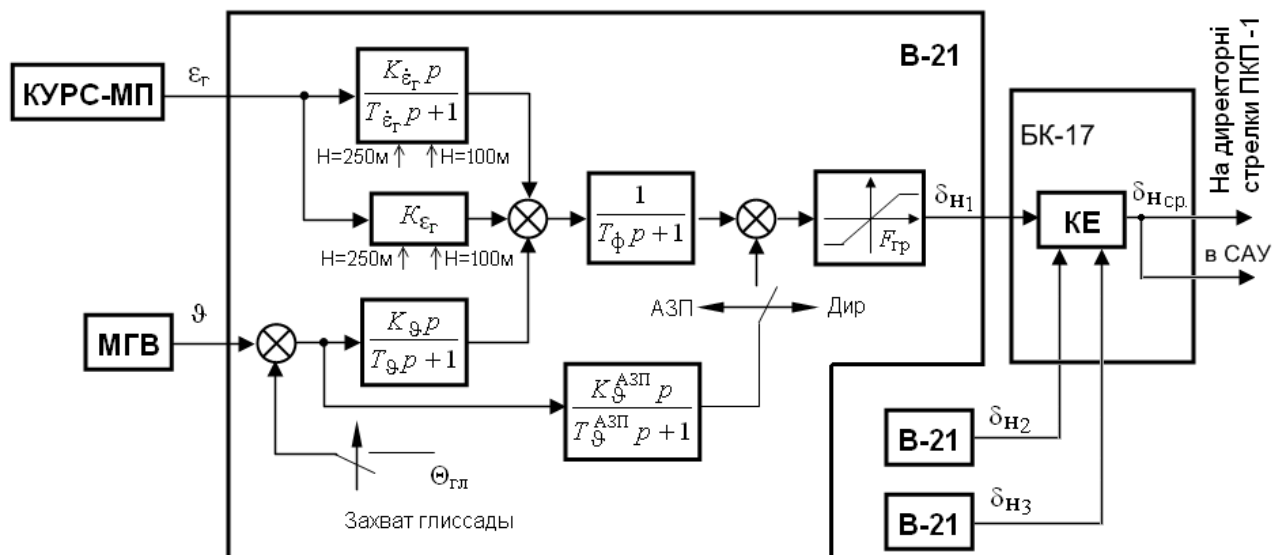


Рис. 14. Структурна схема продольного каналу СТУ-154

В режимі директорного управління управляючий сигнал формується в вичислювачі В-21 в вигляді:

$$\delta_H = \frac{F_{Гр}}{T_{\phi} p + 1} \left[\left(K_{\varepsilon_r} + \frac{K_{\dot{\varepsilon}_r} p}{T_{\dot{\varepsilon}_r} p + 1} \right) \varepsilon_r + K_{\vartheta} \frac{p}{T_{\vartheta} p + 1} (\vartheta + \Theta_r) \right]$$

Основним управляючим сигналом на етапі зниження є відхилення літака від площини глісади – сигнал ε_r . Для усунення коливань командної стрілки і подавлення високочастотних радіотехнічних шумів управляючий сигнал пропускається через фільтр низьких частот $1/(T_{\phi} p + 1)$.

Як і у бічному каналі для забезпечення структурної стійкості контуру управління в закон управління вводиться сигнал похідної $p\varepsilon_r$. Для фільтрації радіотехнічних шумів, посиленних диференціюванням, похідна сигналу ε_r пропускається через додатковий фільтр $1/(T_{\dot{\varepsilon}_r} p + 1)$.

Управління у поздовжньому каналі реалізується через контур тангажа. Для підвищення точності стабілізації літака на глісаді сигнал ϑ ізодромується, дозволяючи змінювати кут тангажа на етапі виходу на глісаду.

Контур управління поздовжнім рухом при заході на посадку на малих відстанях до ГРМ структурно нестійкий, тому доцільно чітко обмежувати області частот зміни кута тангажа, який не повинний спотворюватися при ізодромуванні, оскільки саме сигнал кута тангажа забезпечує стійкість контуру управління. Ось чому при автоматичному управлінні використовують, більш складну ізодромну ланку другого порядку з форсуванням, яка онулює постійну складову ϑ без значного спотворення сигналу в області робочих частот (класичний ізодромний фільтр першого порядку в області частот $1/T_{\vartheta}$ зменшує амплітуду сигналу).

Ізодромна ланка другого порядку з форсуванням при автоматичному управлінні створюється за рахунок паралельного з'єднання ланок $\frac{K_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1}$ та $\frac{K_{\vartheta}^{A3П} p}{T_{\vartheta}^{A3П} p + 1}$. У режимі дирек-

торного управління для забезпечення стійкості, контур достатньо класичного ізодромного фільтру першого порядку.

Для форсованого виходу літака на глісаду у закон управління підключається сигнал $\Theta_r = -2,5^\circ$, який у момент перетину літаком глісади примусово переводить літак у режим зниження. Ізодромна ланка $K_{\vartheta} p / (T_{\vartheta} p + 1)$ в колі цього сигналу поступово онулює його й у

подальшому літак утримується на глисаді основним керуючим сигналом ε_r – відхиленням літака від рівносигнальної зони ГРМ.

Для боротьби з нестационарністю контура управління по мере зниження самолета на высотах 250 м и 100 м вводятся изменения в передаточные числа для сигналов ε_r и $p\varepsilon_r$, благодаря чему обеспечивается устойчивое движение самолета по глиссаде по мере приближения к ГРМ.

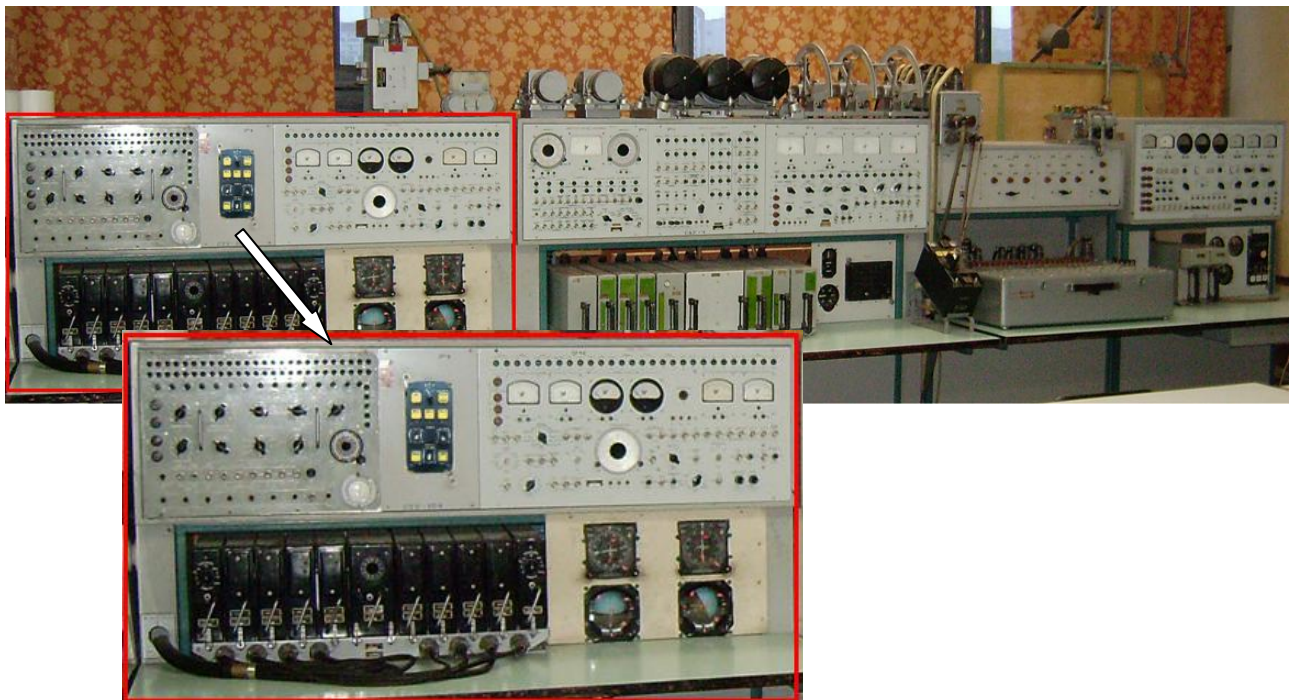
Сумма рассмотренных сигналов образует управляющий сигнал δ_H , максимальное значение которого ограничивается функцией $F_{гр}$. Величина зоны насыщения функции $F_{гр}$ выбрана в соответствии с требованиями безопасности режима автоматического (директорного) захода на посадку.

Управляющие сигналы δ_{H1} , δ_{H2} , и δ_{H3} , сформированные в трех вычислителях продольного канала В-21, поступают на кворум-элемент в блок контроля БК-17 продольного канала, где формируется достоверный сигнал δ_{Hcp} из сигналов трех вычислителей. Из блока контроля сигнал δ_{Hcp} поступает в прибор ПКП-1 для отклонения директорных стрелок, а в режиме автоматического управления – в систему автоматического управления САУ-4. Требуемые точностные характеристики автоматического захода на посадку (астатизм контура управления) обеспечиваются законами автоматического управления АБСУ.

На высоте 30 м пилот выключает автоматический режим, дальнейший заход на посадку и приземление выполняется экипажем вручную.

5. Исследование системы траекторного управления СТУ-154

Общий вид стенда по исследованию бортовой системы управления АБСУ-154, в состав которого входит установка по исследованию СТУ-154 (выделено отдельно) показан на рисунке 14.



5.1. Підготовка до роботи.

Підготовку до роботи проводити в такій послідовності:

- перемикачі, розташовані на передніх панелях підсилювачів У-87 лівого і У-87 правого встановити в положення РАБОТА;

- обертаючи кремальєри ЗПУ в приладах ПНП-1 (див. рис. 5, поз. 20) встановити шкалу лічильника ЗПУ (рис. 6, поз. 11) на позначку 0° ;

- згідно з таблицею 1 встановити в початкове положення перемикачі КПАП СТУ-1.

Таблиця 1

Позначення перемикача	Положення перемикача	Позначення перемикача	Положення перемикача
V1	1	V15	3
V2	1	V16	3
V3	1	V17	3
V4	1	V18	3
V5	2	V19	3
V6	1	V20	1
V7	1	V21	1
V8	1	V22	1
V9	3	V23	1
V10	2	V24	1
V11	3	V25	1
V12	1	V26	1
V13	3	V27	2
V14	2	V28	2

ПРИМІТКА.

При перевірці чергового параметра зміну положення перемикачів, які не вказані в пункті, що перевіряється, не здійснювати. Перемикачі встановлювати в послідовності, зазначеної в тексті інструкції.

5.2. Підключення електроживлення.

Система СТУ-154 працює при підключенні до неї напруг:

- постійного струму 27В;
- трифазного змінного струму 36В з частотою 400Гц.

Подача електроживлення проводиться з вузла живлення і пульта живлення (ПП-7) зовнішній вигляд яких наведено на рис. 17.

На вузлі живлення тумблер 27В поставити в положення ВКЛЮЧЕНО, а пакетний перемикач 36В 400Гц повернути за годинниковою стрілкою.

На КПАП перемикач V28 (~ 36V-27V) встановити у верхнє положення. При цьому на передній панелі КПАП СТУ повинні загорітися лампи Л13 і Л14, які сигналізують про наявність електроживлення.

ПРИМІТКА.

Зазвичай вузол та пульт живлення (ПП-7) вже підключені до роботи.

У приладах ПКП-1 покажчики крену, тангажу (рис. 5, поз. 3 і поз.13) повинні встати на позначку шкали $0^\circ \pm 2,5^\circ$.

В приборах ПНП-1 шкала текущего курса (рис. 6, поз.17), стрелка угла сноса (рис. 6, поз.6) и стрелка ЗПУ (рис. 6, поз.4), должны встать на отметку шкалы $0^\circ \pm 2,5^\circ$.



Рис. 17. Зовнішній вигляд вузла та пульта живлення (ПП-7).

ПРИМІТКА. У приладах ПКП-1 при значенні тангажа більш $\pm 2^\circ$ обертанням кремальєри встановити покажчик тангажа на позначку шкали 0° .

На КПАП перемикачі В17 і В18 встановити в положення 1. У приладах ПКП-1 командні стрілки крену і тангажу повинні бути розведені від нульового положення (центру кружка) відповідно вправо і вгору на значення не менше 20 мм.

Перемикачі В17 і В18 КПАП встановити в положення 3. Командні стрілки крену і тангажу в приладах ПКП-1 повинні повернутися в нульове положення ± 2 мм.

На ПНП-1 лівому сигналізатор неробочого стану лічильника ЗПУ не видний.

6.3. Проверки систем индикации.

6.3.1. Проверка индикации крена и тангажа приборов ПНП-1

На КПАП шкалу датчика ДУ-16 установити на отметку 0° .

В приборах ПКП-1 левом и ПКП-1 правом проверку индикаций крена и тангажа производить при положении переключателей В8, В21, В22 КПАП, указанных в таблице 2.

Таблица 2

Положение переключателей				Шифр прибора
В8		В21	В22	
Индикация тангажа	Индикация крена			
4	2	2	1	ПКП-1 левый
5	3	1	2	ПКП-1 правый

Вращая в диапазоне $\pm 60^\circ$ шкалу ДУ-16 по и против часовой стрелки, убедиться в работоспособности системы индикации крена прибора ПКП-1.

Вернуть шкалу ДУ-16 на отметку 0° , при этом шкала крена в приборе ПКП-1 вернётся в нулевое значение.

Изменить положение переключателя В8 и вращая шкалу ДУ-16 по и против часовой стрелки, убедиться в работоспособности системы индикации тангажа прибора ПКП-1.

ПРИМЕЧАНИЕ.

Вращение шкалы датчика угла ДУ-16 по часовой стрелке от отметки 0° соответствует в приборе ПКП-1 правому крену и тангажу на кабрирование.

На передней панели КПАП в процессе всех проверок лампы Л13 и Л14 должны гореть, а лампа Л15 – не гореть.

Вернуть шкалу ДУ-16 на отметку 0° , при этом шкала тангажа в приборе ПКП-1 вернётся в нулевое значение.

6.3.2. Проверка индикации курса, угла сноса и заданного путевого угла

На КПАП переключатель В8 установить в положение 6, а В25 в положение 2. Вращая шкалу ДУ-16 убедиться в работоспособности **указателя курса** прибора ПНП-1.

На КПАП переключатель В8 установить в положение 7, переключатель В26 в положение 2. Вращая шкалу ДУ-16 убедиться в работоспособности **указатель угла сноса** прибора ПНП-1.

На КПАП переключатель В8 установить в положение 8, переключатель В9 в положение 2, при этом в приборах ПНП-1 виден указатель нерабочего состояния счетчика ЗПУ. Вращая шкалу ДУ-16 16 убедиться в работоспособности **указателя ЗПУ** прибора ПНП-1.

Переключатель В9 установить в положение 3, а шкалу ДУ-16 установить на отметку 0° . Указатель нерабочего состояния счетчика ЗПУ в приборе ПНП-1 должен убраться. Вращая кремальєру ЗПУ в приборе ПНП-1 левом убедиться в работоспособности **счетчика ЗПУ**.

Переключатель В9 установить в положение 4. Указатель нерабочего состояния счетчика ЗПУ в приборе ПНП-1 правом должен убраться, в ПНП-1 левом – появиться.

Вращая кремальєру ЗПУ в приборе ПНП-1 правом убедиться в работоспособности **счетчика ЗПУ** правого ПНП-1.

3.3. Проверка работоспособности указателей магнитоэлектрических систем в приборах ПНП-1 и ПКП-1

На КПАП переключатели В7 и В18 установить в положение 3. Проверка указателей магнитоэлектрических систем в приборах ПНП-1 и ПКП-1 указателей магнитоэлектрических систем производится с помощью переключателей В2, В13 КПАП. Положение этих переключателей и величина отклонения указателя должна соответствовать таблице 4.

Таблица 4

Назначение указателя	Шифр прибора	Положение переключателей		Величины отклонения указателя
		В2	В3	
Указатель отклонения от курсовой зоны	ПКП-1	2	1	Вторая отметка влево от нуля $\pm 2\text{мм}$
			2	Вторая отметка вправо от нуля $\pm 2\text{мм}$
Указатель отклонения от глиссальной зоны	ПКП-1	3	2	Вторая отметка вверх от нуля $\pm 2\text{мм}$
			1	Вторая отметка вниз от нуля $\pm 2\text{мм}$
Указатель отклонения от заданной скорости	ПКП-1	4	1	Вторая отметка вверх от нуля $\pm 2\text{мм}$
			2	Вторая отметка вниз от нуля $\pm 2\text{мм}$
Командная стрелка бокового движения	ПКП-1	5	2	Вправо от нуля на $10\pm 2\text{мм}$
			1	Влево от нуля на $10\pm 2\text{мм}$
Командная стрелка продольного движения	ПКП-1	6	1	Вниз от нуля на $10\pm 2\text{мм}$
			2	Вверх от нуля на $10\pm 2\text{мм}$
Указатель отклонения от курсовой зоны	ПНП-1	7	2	Крайняя отметка вправо от нуля $\pm 2\text{мм}$
			1	Крайняя отметка влево от нуля $\pm 2\text{мм}$
Указатель отклонения от глиссальной зоны	ПНП-1	8	1	Крайняя отметка вниз от нуля $\pm 2\text{мм}$
			2	Крайняя отметка вверх от нуля $\pm 2\text{мм}$

По окончании проверки переключатель В13 установить в положение 3, В2 в положение 1.

3.4. Проверка срабатывания бленкеров "АГ", "I", "—" в ПКП-1, а также "КС", "К", "Г", и сигнализатора нерабочего состояния (СНРС) счетчика ЗПУ в ПНП-1.

На КПАП переключатель В8 установить в положение 8, В9 и В15 в положение 2, переключатель В25 – в положение 1. Изменяя положение переключатель В2 в соответствии с указаниями таблицы 5, наблюдать за срабатыванием флажков бленкеров и СНРС счетчика ЗПУ на приборах ПНП-1 и ПКП-1.

Таблица 5

Шифр прибора	Условное обозначение бленкера или сигнализатора	Положение переключателя В2
ПНП-1 левый	К	1
ПНП-1 правый	К	2
ПНП-1 левый	Г	3
ПНП-1 правый	Г	4
ПНП-1 левый и правый	КС	5
ПНП-1 левый	СНРС счетчика ЗПУ	6
ПНП-1 правый	СНРС счетчика ЗПУ	7
ПКП-1 левый	АГ	8
ПКП-1 правый	АГ	9
ПКП-1 левый и правый	I	10
ПКП-1 левый и правый	—	11

По окончании проверки на КПАП переключатель В15 установить в положение 3, В2 – в положение 1, В9 – в положение 3.

3.5. Проверка сигнализации "СП", "VOR", "НВ" в приборах ПНП-1.

На КПАП переключатель В15 установить в положение 1. Устанавливая В2 в положения указанные в таблице 6, фиксировать загорание ламп, соответствующей сигнализации на табло индикации в'язку з радіотехнічними системами приборів ПНП-1.

Таблица 6

Положение переключателя В2	Лампа
4	СП
5	VOR
6	НВ
7	РСБН

По окончании проверки переключатель В15 установить в положение 3, переключатель В2 – в положение 1.

3.6. Проверка работоспособности следящих систем крена, тангажа, курса, угла сноса, ЗПУ и приборов В-20, В-21, БК-17, БС-14.

Установить шкалу ДУ-16 на отметку 0°, а переключатель В9 в положение 3.

Для проверки работоспособности следящих систем крена, тангажа, курса, угла сноса, ЗПУ, переключатель, расположенный на передней панели усилителей У-87 левого и правого, а также переключатели КПАП поставить поочередно в положения в соответствии с таблицей 7 и каждый раз нажимать кнопку, расположенную под переключателем в усилителе У-87. При этом в приборах ПКП-1 и ПНП-1 указатели соответствующих следящих систем должны отклониться на угол в соответствии с таблицей 7. При отпускании кнопки в усилителе У-87 указатели соответствующих следящих систем должны возвратиться на отметку $0 \pm 2,5^\circ$.

Таблица 7

Положение переключателей										Прибор	Диапазон отклонения указателя
В9	В8	В21	В22	В23	В24	В25	В26	В левом У-87	В правом У-87		
3	4	1	1	2	1	1	1	9	Работа	ПКП-1 (пикирование)	3...50° пикирования
3	2	2	1	1	1	1	1	γ	Работа	ПКП-1 (левый крен)	3...50° правого крена
3	7	1	1	1	1	1	2	УС	Работа	ПНП-1 (левый УС)	От 5° до упора влево
3	6	1	1	1	1	2	1	Ψ	Работа	ПНП-1 (левый курс)	355...270°
2	8	1	1	1	1	1	1	ЗПУ	Работа	ПНП-1 (левый ЗПУ)	355...310°
3	5	1	1	1	2	1	1	Работа	9	ПКП-1 (пикирование)	3...50° пикирования
3	3	1	2	1	1	1	1	Работа	γ	ПКП-1 (правый крен)	5...50° правого крена
3	7	1	1	1	1	1	2	Работа	УС	ПНП-1 (правый УС)	От 5° до упора влево
3	6	1	1	1	1	2	1	Работа	Ψ	ПНП-1 (правый курс)	355...270°
2	8	1	1	1	1	1	1	Работа	ЗПУ	ПНП-1 (правый ЗПУ)	355...310°

По окончании проверки на КПАП переключатель В8 установить в положение 1, переключатель В9 в положение 3, а переключатели в усилителе У-87 левом и правом в положение "РАБОТА".

3.7. Проверка работоспособность блока захвата глissады в блоке БС-14.

На КПАП переключатель В1 установить в положение 2. При нажатии кнопки на лицевой панели блока БС-14 должна загореться расположенная рядом с ней зеленая лампа, и лампа Л12 на КПАП. При отпуске кнопки блока БС-14 указанные лампы гаснут.

ПРИМЕЧАНИЕ: При дальнейших проверках лампа в БС-14 не проверяется.

3.8. Проверка отклонения командных стрелок крена в приборах ПКП-1.

На КПАП переключатели установить в положения, указанные в таблице 8.

Таблица 8

Обозначение переключателей	В2	В1	В3	В5	В8	В12	В13	В25	В18
Положение	4	3	5	3	6	1	3	2	1

Шкалы ДУ-16 установить на отметку 0° . Вращая кремальеру ЗПУ в ПНП-1 левом, установить шкалу счетчика ЗПУ на отметку 0° . Командные стрелки крена должны быть в нулевом положении ± 2 мм.

Для проверки отклонения командных стрелок крена от сигнала $\varepsilon_k = 1^\circ$ и сигнала $\Delta\varphi$ переключатель В13 установить в положение 1. Командные стрелки крена должны отклониться вправо от нулевого положения на 5 ± 2 мм. Переключатель В13 установить в положение 2. Командные стрелки крена должны отклониться влево от нулевого положения на 5 ± 2 мм. Переключатель В13 установить в положение 3, В7 – в положение 4, шкалы ДУ-16 установить на угол 10° . Командные стрелки крена должны быть в нулевом положении ± 3 мм. Переключатель В3 установить в положение 6. Командные стрелки крена должны отклониться влево от нулевого положения на 8 ± 4 мм. Переключатель В3 установить в положение 5. Шкалы ДУ-16 установить на угол 48° , при этом командные стрелки крена должны отклониться влево от нулевого положения на 9 ± 4 мм. Шкалы ДУ-16 установить на отметку 90° , при этом командные стрелки крена должны отклониться влево от нулевого положения на 12 ± 4 мм. Шкалы ДУ-16 установить на угол 350° . Командные стрелки крена должны отклониться вправо от нулевого положения на 8 ± 4 мм. Переключатель В3 установить в положение 5. Шкалы ДУ-16 установить на угол 312° . Командные стрелки крена должны отклониться вправо от нулевого положения на 9 ± 4 мм. Шкалы ДУ-16 установить на отметку 270° , при этом командные стрелки крена должны отклониться вправо от нулевого положения на 12 ± 4 мм. Переключатель В1 установить в положение 5. Командные стрелки крена должны возвратиться в нулевое положение ± 2 мм. Шкалы ДУ-16 установить на отметку 0° . Переключатель В5 установить в положение 7, В13 – в положение 2. Командные стрелки крена должны отклониться влево от нулевого положения на 6 ± 3 мм. Переключатель В13 установить в положение 1. Командные стрелки крена должны отклониться вправо от нулевого положения на 6 ± 3 мм. После проверки переключатели В7 установить в положение 1, В1 – в положение 3. Командные стрелки крена должны возвратиться в нулевое положение ± 2 мм.

Для проверки отклонения командных стрелок по сигналу крена $\gamma = 16^\circ$, переключатели В5, В9 установить в положение 4, В13 – в положение 1. Командные стрелки крена в приборах ПКП-1 должны отклониться влево от нулевого положения на $9,5 \pm 3,5$ мм. Переключатель В13 установить в положение 2, командные стрелки крена должны отклониться вправо от нулевого положения на $9,5 \pm 3,5$ мм. После проверки переключатели В5, В9, В13 установить в положение 3, при этом командные стрелки крена должны возвратиться в нулевое положение.

3.9. Проверка отклонения командных стрелок тангажа и указателя отклонения от глиссады в приборах ПКП-1.

Переключатель В2 установить в положение 5, В1 - в положение 3; В3 - в положение 5, В13, В17 - в положение 1. Командные стрелки тангажа должны отклониться вверх от нулевого положения на 6 ± 3 мм. Переключатель В19 установить в положение 2. Командные стрелки тангажа должны возвратиться в нулевое положение ± 2 мм. Переключатели В13 установить в положение 1, В19 - в положение 3, В1 - в положение 5. Переключатели В17 установить в положение 2, В18 - в положение 1. Указатели отклонения от глиссады в приборах ПКП-1 должны отклониться вверх от нулевого положения на 10 ± 4 мм. Переключатель В13 установить в положение 2. Указатели отклонения от глиссады в приборах ПКП-1 должны отклониться вниз от нулевого положения на 10 ± 4 мм. Переключатель В1 установить в положение 7. Указатели отклонения от глиссады должны возвратиться в нулевое положение ± 3 мм. После проверки переключатели В1, В13 установить в положение 3, В17, В18 - в положение 1.

3.10. Проверка работоспособность динамических звеньев в вычислителях В-21.

Переключатели установить в положения, указанные в таблице 12.

Таблица 12

Обозначение переключателей	В2	В1	В3	В5	В6	В8	В13	В17	В18	В25
Положение	5	3	6	1	8	6	1	1	1	2

Командная стрелка продольного движения в приборах ПКП-1 должна быть в нулевом положении ± 2 мм.

Для проверки звена $K_{\dot{\epsilon}_k} p / (T_{\dot{\epsilon}_k} p + 1)$ переключатели В10, а затем В11 установить в положение 1 и включить секундомер, при этом командные стрелки продольного движения должны отклониться вверх от нулевого положения, лампы Л4...Л6, Л8 в КПАП должны гореть. Спустя 12 с секундомер остановить, переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки продольного движения должны отклоняться вниз от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В10 установить в положение 1, а затем В11 - в положение 2 и включить секундомер и при этом командные стрелки продольного движения должны отклониться вниз от нулевого положения, лампы Л4...Л6, Л8 должны гореть. Спустя 12 с секундомер остановить, затем переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки продольного движения должны отклониться вверх от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль.

ПРИМЕЧАНИЕ. При проверке работоспособности динамических звеньев вычислителей В20, В21 после остановки секундомера допускается срабатывание сигнализации отказов (одна, несколько или все лампы Л1...Л8 гаснут). В этом случае для разблокировки запоминания сигнализации отказов необходимо в КПАП переключатель установить в положение 3, В1 - в положение 1, а затем в положение 3, при этом лампы Л1...Л8 должны гореть.

Для проверки звена изодромного звена в цепи сигнала угла тангажа $K_{11}P$ переключатели В1, В4 установить в положение 3, В3, В17; В18 - в положение 1, В6 - в положение 10. Выждать примерно 20с. Командная стрелка продольного движения в приборах ПКП-1 должна быть в нулевом положении ± 2 мм. Переключатель В10, а затем В11 установить в положение 1 и включить секундомер, при этом командные стрелки продольного движения должны отклониться вниз от нулевого положения, лампы Л4...Л6, Л8 должны гореть. Спустя 12 с секундомер остановить, переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки продольного движения должны отклониться вверх от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить

на нуль. Переключатель В10 установить в положение 1, В11 - в положение 2. Включить секундомер, при этом командные стрелки продольного движения должны отклониться вверх от нулевого положения, лампы Л4...Л6, Л8 в КПАП должны гореть. Спустя 12 с секундомер остановить, переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки продольного движения должны отклониться от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль.

3.10. Проверка работоспособность динамических звеньев в вычислителях В-20.

Переключатель В2 установить в положение 4, В1 - в положение 3, В4 - в положение 1, В25 - в положение 2, В5, В7 - в положение 1, В8 - в положение 6, В13, В18 - в положение 1, В25 - в положение 2. Шкалы ДУ-16 установить на угол 0° . Вращая кремальеру ЗПУ в приборе ПНП-1 левом, установить шкалу счетчика ЗПУ на отметку 0° . Командная стрелка бокового движения в приборах ПКП-1 должна быть в нулевом положении ± 2 мм.

Для проверки звена $K_{17}P$ переключатели В10, а затем В11 установить в положение 1 и включить секундомер, при этом командная стрелка бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться вправо от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 15 с остановить секундомер, затем переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться влево от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В10 установить в положение 1, затем В11 - в положение 2 и включить секундомер, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться влево от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 15 с секундомер остановить, затем переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командная стрелка должна отклониться вправо от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В1 установить в положение 4, В10 и затем В11 - в положение 1 и включить секундомер, при этом командная стрелка в приборах ПКП-1 должна отклониться вправо от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 10 с секундомер остановить, переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться влево от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В110 установить в положение 1, затем В11 - в положение 2 и включить секундомер, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться влево от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 10 с секундомер остановить, затем переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться вправо от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В2 установить в положение 5. Переключатель В10, а затем В11 установить в положение 1 и включить секундомер, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться вправо от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 15 с секундомер остановить, затем переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться влево от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В11 установить в положение 5, В6 - в положение 2, В10 а затем В11 - в положение 1 и включить секундомер, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться вправо от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 10 с остановить, затем переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться влево от нулевого положения, а затем вернуться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль.

Для проверки звена K_5P переключатели В1, В7 установить в положение 3, В2 - в положение 5, В3 - в положение 1, В4 - в положение 2, В6 - в положение 4. Переключатель В10, а затем В11 установить в положение 1 и включить секундомер, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться вправо от нулевого положения, лампы Л1...Л3, ,7 в КПАП должны гореть. Спустя 15 с секундомер остановить, переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться влево от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В10 установить в положение 1, затем В11 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться влево от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 15 с секундомер остановить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться вправо от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм.

Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатели В1, В6 установить в положение 5, В7 - в положение 3. Переключатель В10 установить в положение 1, затем В11 - в положение 1 и включить секундомер, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться вправо от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 10 с секундомер остановить, переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться влево от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В10 установить в положение 1, затем В11 - в положение 2 и включить секундомер, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться влево от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 10 с секундомер остановить, переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться вправо от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В1 установить в положение 1, В2 - в положение 4, затем В1, В6 - в положение 3. Переключатель В10, а затем В11 установить в положение 1 и включить секундомер, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться вправо от нулевого положения, лампы Л1...Л3, Л7 в КПАП должны гореть. Спустя 15 с секундомер остановить, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться влево от нулевого положения, а затем вернуться к нему с точностью ± 2 мм. Стрелки секундомера поставить на нуль. Переключатель В10 установить в положение 1, затем В11 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения в приборах ПКП-1 должны отклониться влево от нулевого положения, лампы Л1...Л3, л7 в кпап должны гореть. Спустя 15 с секундомер остановить, переключатель В11 установить в положение 3, В10 - в положение 2, при этом командные стрелки бокового движения должны отклониться вправо от нулевого положения, а затем возвратиться к нему с точностью ± 2 мм.

***ПРИМЕЧАНИЕ.** При проверке работоспособности динамических звеньев вычислителей В20, В21 после остановки секундомера допускается срабатывание сигнализации отказов (одна, несколько или все лампы Л1...Л8 гаснут). В этом случае для разблокировки запоминания сигнализации отказов необходимо в КПАП переключатель В11 установить в положение 3, В1 - в положение 1, а затем - в положение 3, при этом лампы Л1...Л8 должны гореть.*

Проверки следящей системы заданного курса.

Проверка погрешности дистанционной передачи.

Проверку погрешности ЗК производить на отметках шкалы 0, 90, 180, 270°. Переключатель В8 установить в положение 6, В9 - в положение 3, В25 - в положение 2.

Кремальерой ЗК в приборе ПНП-1 правом установить указатель ЗК в приборе ПНП-1 левом – на проверяемую отметку. Вращая шкалы ДУ-16, установить шкалу курса в приборе ПНП-1 левом на проверяемую отметку и записать показания по шкалам датчика ДУ-16 (a_1). Затем, вращая шкалы датчика ДУ-16, установить указатель ЗК в приборе ПНП-1 левом против неподвижного индекса курса и записать показания по шкалам датчика ДУ-16 (a_2).

Алгебраическая разность между вторым и первым показаниями датчика ДУ-16 равна погрешности дистанционной передачи ЗК, которая не должна превышать $\pm 2,5^\circ$.

Переключатель В9 установить в положение 4. Кремальерой ЗК в приборе ПНП-1 левом установить указатель ЗК в приборе ПНП-1 левом на проверяемую отметку. Вращая шкалы ДУ-16, установить шкалу курса в приборе ПНП-1 правом на проверяемую отметку и записать показания по датчику ДУ-16 (a_3). Затем, вращая шкалы датчика ДУ-16, установить указатель ЗК в приборе ПНП-1 правом против неподвижного индекса курса и записать показания датчика ДУ-16 (a_4).

Алгебраическая разность между вторым (a_4) и первым (a_3) показаниями датчика ДУ-16 равна погрешности дистанционной передачи ЗК, которая не должна превышать $\pm 2,5^\circ$. По окончании проверки шкалы ДУ-16 установить на угол 0° .

Тест-контроль следящей системы.

Переключатель В8 установить в положение 6, В9 - в положение 3, В25 - в положение 2. Шкалы ДУ-16 установить на угол 0° . Кремальерой ЗК в приборе ПНП-1 правом установить ЗК в приборе ПНП-1 правом на отметку шкалы 0° . Переключатель в усилителе У-87 левом установить в положение φ_3 , и там же нажать кнопку, при этом указатель ЗК в приборе ПНП-1 левом должен отклониться на угол в $310 \dots 355^\circ$. Переключатель в усилителе У-87 левом установить в положение РАБОТА. Переключатель В9 установить в положение 4. Кремальерой ЗК в приборе ПНП-1 левом установить ЗК в приборе ПНП-1 левом на отметку шкалы 0. Переключатель в усилителе У-87 правом установить в положение ψ_3 и там же нажать кнопку, при этом указатель ЗК в приборе ПНП-1 правом должен отклониться на угол в $310 - 355^\circ$. Переключатель в усилителе У-87 правом установить в положение РАБОТА. После проверки переключатель В9 установить в положение 3.

Выключение лабораторного стенда.

На КПАП СТУ тумблер В28 (~36V-27V) установить в нижнее положение.

На узле питания тумблер 27В перевести в нижнее положение, а пакетный переключатель 36В 400Гц повернуть по часовой стрелке, установив его в горизонтальное положение. При этом на передней панели КПАП лампы Л13 и Л14 должны погаснуть.

Содержание отчёта.

Отчёт должен содержать:

- назначение, комплектность, выполняемые функции СТУ-154;
- краткие сведения о работе системы СТУ-154 в директорном и автоматическом режимах полёта отдельно для бокового и продольного каналов;
- структурные схемы продольного и бокового каналов формирования команд управления δ_1, δ_2 с реализуемыми законами управления;
- заключение о работоспособности следящих систем крена, тангажа, курса, УС, ЗПУ, и приборов В-20, В-21, БК-17, БС-14 на основе проведённых проверок;
- заключение о работоспособности динамических звеньев K_2P, K_8P и $K_{11}P$ в вычислителях В-21 и динамических звеньев K_5P и $K_{17}P$ в вычислителях В-20;
- заключение о соответствии величины отклонения командных стрелок бокового движения в приборах ПНП-1 величинам, указанным в инструкции.

При відхиленні важеля управління креном і тангажем l змінюється кутове положення шайби (тарілки) автомата перекосу 4 відносно втулки обертання несного гвинта. відповідно починає циклічно змінюватись кут атаки лопаті. Циклічна зміна кута атаки відбувається тому, що у міру повороту кожної лопаті несного гвинта навколо осі втулки обертання крок лопаті змінюється тягами b , що рухаються по внутрішньому кільцю шайби автомата перекосу.

Наприклад, при переміщенні важеля управління вперед крок і відповідно кут атаки кожній лопаті, коли вона знаходиться попереду, зменшується, а коли позаду – збільшується, через що лопаті, знаходячись попереду, створюють меншу піднімальну силу та опускаються, а знаходячись позаду – збільшують піднімальну силу та підіймаються. Вектор тяги несного гвинта нахилиється вперед (див. рис. 1, *a*). Виникає складова сили тяги T_x і відповідний момент M_z відносно центра мас вертольота, який починає змінювати кут тангажа.

При поверненні важеля управління до нейтрального положення вектор тяги також повертається до свого первісного положення, але вже відносно нахиленого вертольота, при цьому зникає момент M_z . Вертоліт залишається (див. рис. 1, *b*) нахиленим на заданий кут тангажа, при цьому складова сили тяги T_{xg} забезпечує поступальний рух. Аналогічно можна керувати бічним рухом вертольота.

Управління рухом вертольота у вертикальній площині досягається зміною спільного кроку несного гвинта, тобто за рахунок одночасної зміни кутів установки всіх лопатей. При цьому змінюється величина вектора тяги, яка компенсує силу ваги, вертоліт буде набирати висоту або знижуватись.

Управління здійснюється (див. рис. 2) важелем спільного кроку 3 за рахунок переміщення шайби автомата перекосу вздовж втулки несного гвинта (вздовж осі обертання). При зміні спільного кроку змінюється навантаження на валу несного гвинта, що, у свою чергу, потребує змінювати потужність двигуна, щоб оберти гвинта залишались постійними. Цю задачу вирішує об'єднана система керування спільним кроком і дроселем двигуна вертольота (система "крок-газ"), яка стабілізує швидкість обертання несного гвинта за рахунок одночасної зміни потужності двигуна та кроку несного гвинта при переміщенні важеля спільного газу. Для зміни швидкості обертання несного гвинта при незмінному кроці використовується поворотна рукоятка 2 важеля спільного кроку – рукоятка коректора газу, яка, впливаючи на дросель двигуна, змінює його потужність.

Для розвороту вертольота навколо нормальної осі використовується рульовий гвинт 7 , який зрівноважує реактивний момент несного гвинта M_p (рис. 3). Змінюючи крок рульового гвинта і відповідно тягу $T_{p,r}$, можна порушити цю рівновагу і за рахунок зміни моменту $M_{p,r}$ розвернути вертоліт відносно нормальної осі. Зміна кроку рульового гвинта здійснюється шляхом відхилення педалей 5 .

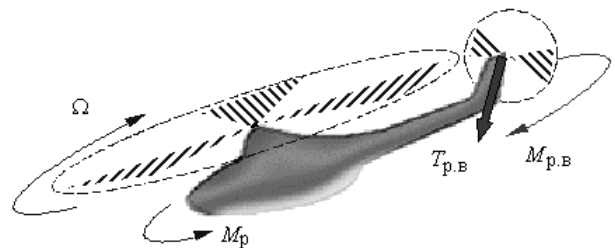


Рис. 3. Розворот вертольота

Таким чином у вертольота явно спостерігається чотири канали управління:

- канал управління спільним кроком несного гвинта (канал висоти);
- канал управління кроком рульового гвинта (канал направлення);
- канал управління поперечним нахилом шайби автомату перекосу (канал крену);
- канал управління поздовжнім нахилом шайби автомату перекосу (канал тангажа).

Саме ці канали й використовуються для автоматизації управління польотом вертольота.

2. Призначення, комплект та технічні характеристики автопілоту АП-34Б

Чотириканальний електрогідрравлічний автопілот АП-34Б призначений для автоматичного пілотування вертольотів Ми-6, Ми-8, Ми-10, на всіх експлуатаційних режимах польоту - від зльоту до посадки, а також для забезпечення:

- стабілізації кутового положення вертольоту по трьох осях;
- стабілізації заданої барометричної висоти польоту;
- стабілізації заданої повітряної швидкості польоту;
- сумісного управління за допомогою звичайних важелів управління вертольота.

2.1. Комплект автопілоту АП-34Б

В комплект автопілоту АП-34Б входять такі агрегати (див. рис. 4):

- 1 - пульт управління (ПУ) (виріб 6С2.390.007) - 1 шт.;
- 2 - агрегат управління (АУ) (виріб 6С2.399.00) - 1 шт.;
- 3 - компенсаційний датчик (КД) крену і тангажа (виріб 6С2.553.002) - 2 шт.;
- 4 - датчик кутової швидкості каналу напрямлення (ДУС-Н) (виріб 1209К) - 1 шт.;
- 5 - датчик кутової швидкості каналу крену (ДУС-К) (виріб 1209Г) - 1 шт.;
- 6 - датчик кутової швидкості каналу тангажа (ДУС-Т) (виріб 1209Е) - 1 шт.;
- 7 - блок підсилювачів (виріб 11479В) - 1 шт.;
- 8 - індикатор нульовий (виріб ИН-4) - 1 шт.;
- 9 - коректор висоти (КВ) (виріб КВ-11) - 1 шт.;
- 10 - кнопка швидкого вимикання АП (виріб 512) - 3 шт.

Автопілот також взаємодіє з такими системами, що входять до штатного обладнання вертольота:

- курсовими системами КС-3Г або ГМК-1А,
- авіагоризонтами АГБ-3К або АГД-1;
- коректором задатчиком швидкості приладової КЗСП з блоком сигналізації готовності БСГ (у деяких модифікаціях АП-34Б входить до складу автопілоту);
- комбінованими рульовими агрегатами КАУ-3ОБ і РА-60А, які підключаються безпосередньо до агрегату управління автопілоту ;

Комплект автопілоту АП-34Б представлений на рис. 4.



Рис. 4. Комплект автопілоту АП-34Б

1.2. Основні технічні характеристики

Автопілот забезпечує наступну точність стабілізації в спокійній атмосфері при невтручанні льотчика в управління:

- по курсу $\pm 2^\circ$;
- по тангажу и крену $\pm 1^\circ$;
- по висоті ± 6 м (на висотах до 1000 м) и ± 12 м (на висотах понад 1000 м);
- по швидкості ± 15 км/ч.

Час готовності до вмикання: не більше 2 хв.

Температурний діапазон: от $+50^\circ\text{C}$ до -60°C .

Висотність: 10000 м.

Джерела електричного живлення:

- напруга постійного струму $+27 \pm 2,7$ В;

- напруга змінного трифазного струму 36 ± 2 В 400 ± 8 Гц.

Споживання від джерел живлення:

- з постійного струму - не більше 2,2 А;

- зі змінного струму - не більше 3 А у кожній фазі.

Маса - не більше 21 кг.

4. Структурна схема автопілоту. Функції, що виконують агрегати АП

Автопілот АП-34Б складається з чотирьох самостійних каналів: крену, тангажу, направлення та висоти. Кожен канал АП керує своїм елементом вертолітної системи управління: по крену – поперечним нахилом тарілки автомата перекоосу ($\delta_1^{\text{к}}$); по тангажу – поздовжнім нахилом тарілки автомата перекоосу ($\delta_1^{\text{т}}$); по направленню – кроком рульового гвинта ($\varphi_{\text{д\grave{a}}}$); по висоті – спільним кроком несного гвинта ($\varphi_{\text{і\grave{a}}}$).

Структурна схема автопілоту АП-34Б показана на рис. 5.

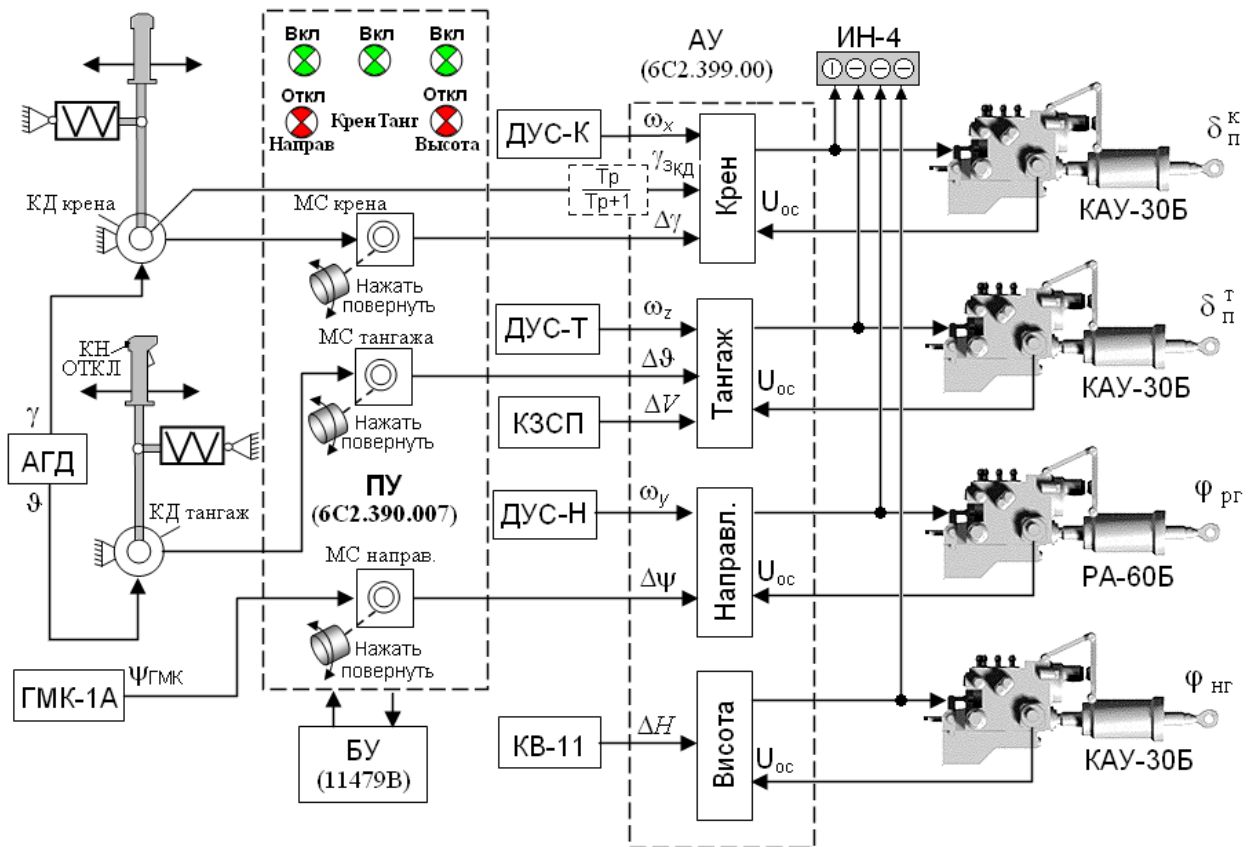


Рис. 5. Структурна схема автопілоту АП-34Б

Як сервоприводи у всіх каналів автопілоту АП-34Б використовуються комбіновані гідропідсилювачі (бустери вертолітної системи управління, які мають електричний автопілотний вхід) КАУ-30Б и РА-60Б (див. рис. 6). При роботі у комбінованому режимі КАУ-30Б та РА-60Б забезпечують сумісну роботу льотчика та автопілоту.

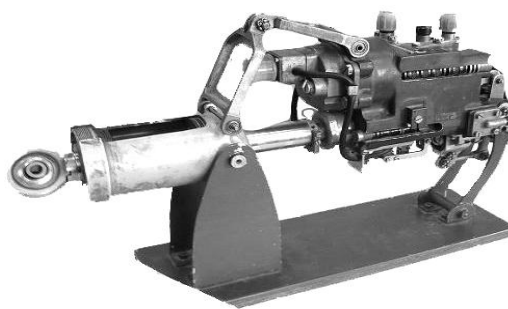


Рис. 6. Комбінований гідропідсилювач РА-60Б

Конструкція гідропідсилювача забезпечує послідовне включення органів управління льотчика й автопілоту в механічну проводку управління вертольота. При такому включенні результуюче переміщення силового штока гідропідсилювача дорівнює сумі переміщень від керуючих впливів важелів управління льотчика та від електричних сигналів автопілоту, які керують переміщенням якоря електричного поляризованого реле, встановленого в рульовому агрегаті. Якір поляризованого реле переміщує спеціальний золотник, зсув якого, у свою чергу, викликає переміщення вихідного штоку малого циліндру рульового агрегату, який виконує роль розсувної тяги силового штока гідропідсилювача.

Автопілотний сервопривод є приводом з жорстким зворотним зв'язком, який забезпечує пропорційність між вхідним керуючим сигналом і відхиленням штоку малого циліндру рульового агрегату. Жорсткий зворотний зв'язок реалізується за допомогою індукційного датчика переміщення штоку малого циліндра.

Конструкція рульових агрегатів така, що переміщення органів управління від сигналів автопілоту не передаються на важелі управління льотчика і обмежені 20% повного переміщення органів управління вертольоту.

Таке обмеження необхідно для забезпечення безпеки польоту в разі відмови автопілоту, яка супроводжується появою максимального одностороннього сигналу на виході електронних схем і, відповідно, швидким відхиленням органів управління. Разом з тим такий діапазон переміщення органів управління від автопілоту цілком достатній для парирования реальних збурень, що діють на вертоліт.

Однак в деяких випадках такого запасу управління для автопілоту недостатньо (наприклад, у каналі направлення при розгоні або гальмуванні необхідно суттєво змінювати крок рульового гвинта для зрівноважування реактивного моменту несного гвинта), тому стабілізація у таких випадках може порушуватися. Тому в каналі направлення застосовані рульові агрегати типу РА-60Б з так званої "перегонкою".

"Перегонкою" називається такий режим роботи рульового агрегату, при якому відбувається автоматичне переміщення з постійною швидкістю вихідного штоку рульового агрегату разом з важелями управління льотчика. Включається режим "перегонки" автоматично при повному використанні автопілотом свого запасу управління. "Перегонка" розширює запас управління для автопілоту, змушуючи переміщатися важелі управління льотчика та органи управління вертольоту в ту ж сторону, в яку не вистачило запасу управління від автопілоту. Швидкість "перегонки" з умови безпеки вибирається досить малою (близько 10% від максимальної швидкості).

Сумарне переміщення органів управління (від автопілоту та від "перегонки") спричинить рух вертольоту до заданого стану, що призведе, у свою чергу, до автоматичного вимикання "перегонки". У разі необхідності льотчик може зупинити "перегонку" і змусити органи управління рухатися в потрібному напрямку, приклавши певне зусилля до педалей.

Канали АП можна розбити на кілька функціональних частин:

- чутливі елементи;
- сервопривод
- обчислювач;
- пульт управління.

Як чутливі елементи використовуються пристрої, які не входять до комплексу автопілоту, але є датчиками його кутової орієнтації:

- з курсу – курсові системи КС-3Г або ГМК-1А;
- з крену и тангажу – авіагоризонти АГБ-3К або АГД-1.

Як датчики, які входять до складу автопілоту АП-34Б, використовуються:

– **Датчики углових швидкостей** (вироби 1209К, 1209Г, 1209Е) видають в АП сигнали, пропорційні кутовим швидкостям крену ω_x , тангажа ω_z та рискання ω_y .

– **Коректор висоти КВ-11** призначений для видачі в АП сигналу відхилення вертольоту від заданої барометричної висоти польоту (ΔH).

– **Коректор задатчик швидкості приладової** з блоком сигналізації готовності **БСГ** призначений для видачі в АП сигналу відхилення вертольоту від заданої приладової швидкості польоту (ΔV). У деяких комплектаціях КЗСП не входить до складу АП.

– **Компенсаційні датчики крену й тангажу** (виріб 6С2.553.002) призначені для компенсації сигналів кутів крену й тангажу, які надходять в автопілот і заважають льотчику при його втручанні в управління вертольотом. Датчики монтуються в проводку управління вертольоту.

До обчислювальної частини автопілоту відноситься **агрегат управління** (виріб 6С2.399.00), який призначений для перетворення, підсумовування та посилення керуючих сигналів і забезпечення необхідних регулювань при експлуатації автопілоту. Агрегат управління складається з 4-х касет: канали крену, тангажу, направлення та висоти.

Пульт управління (виріб 6С2.390.007) (див. рис. 7) сумісно з тумблером «Вкл. КЗСП» и **кнопками швидкого вимикання** (КБО) забезпечує вмикання та вимикання режимів роботи автопілоту з відповідною сигналізацією.

Електромеханічні системи узгодження пульта управління сумісно з **блоком підсилювачів** двигунів систем узгодження (виріб 11479В) обнуляють сигнали датчиків кутового положення вертольоту перед його вмиканням.

Ручками центрування (див. рис. 7) каналів «Направлення», «Крен», «Тангаж» льотчик в польоті може у межах $\pm 5^\circ$ змінювати кутове положення вертольота. При наземної перевірки цими ручками і натискним тумблером «Контроль» каналу «Висота» можна задавати тестові сигнали на вхід відповідних каналів автопілоту, контролюючи їх проходження за допомогою індикатора нульового **ИН-4**. У польоті ИН-4 відображає положення штоків малих циліндрів рульових агрегатів.

На рис. 8 показано розміщення пульта управління автопілоту, кнопок КБО и «Фрикцион», тумблера «Вкл. КЗСП», та індикатора ИН-4 у кабіні пілотів.



Рис. 7. Пульт управління АП

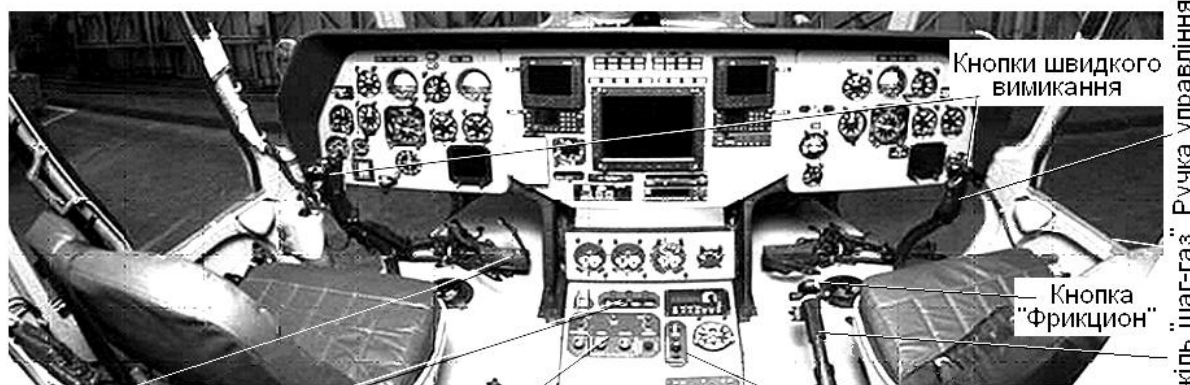


Рис. 8. Розміщення органів управління автопілотом АП-34Б у кабіні пілотів

5. Режими роботи й закони управління автопілота АП-34Б

Автопілот АП-34Б має такі режими роботи:

- режим узгодження;
- режими стабілізації курсу, крену, тангажа, приладової швидкості та барометричної висоти польоту;
- режим управління.

5.1. Режим узгодження

Режим узгодження – це режим автоматичної підготовки АП до вмикання силової частини. Режим узгодження призначений для безударного вмикання сервоприводу, а також для запам'ятовування параметрів руху вертольоту в момент вмикання режиму стабілізації.

В АП-34Б електромеханічні механізми узгодження (МС) встановлюють у кола датчиків інформації про кутове положення (крену, тангажа і курсу). На рис. 9 зображена схема механізму узгодження, що включений у коло сельсинної передачі. У режимі узгодження двигун *Д* онулює сигнал з ротора сельсина-приймача *СП*. Таке включення механізму узгодження крім онулення сигналу, що надходить до сервоприводу, дозволяє “запам'ятати” на виході інтегрувальної ланки кола зворотного зв'язку (на роторі сельсина-приймача) значення параметра польоту в момент вмикання каналу управління з метою його подальшої стабілізації. У нашому випадку γ_3 – заданий кут крену. Механізми узгодження розташовані в пульті управління 6С2.390.007.

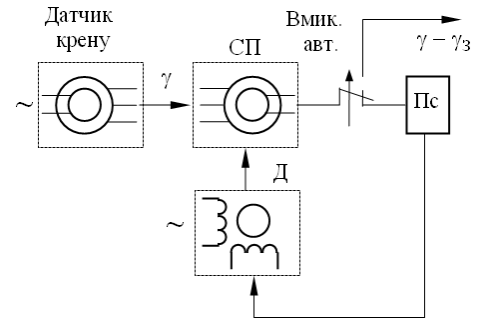


Рис. 9. Схема механізму узгодження

У колах окремих датчиків, наприклад датчиків перевантаження, датчиків кутових швидкостей, механізми узгодження не встановлюють. При цьому вважають, що вмикання АП здійснюється в усталеному режимі польоту, тобто, поточні значення сигналів цих датчиків повинні дорівнювати нулю.

Сигнали з коректора висоти КВ-11 та з коректора задатчика швидкості приборної КЗСП до вмикання режимів стабілізації висоти або швидкості польоту, онулюються власними пристроями коректорів.

5.2. Режими стабілізації та управління

5.2.1. Канал направлення

У каналі направлення автопілот забезпечує стабілізацію того курсу, на якому був включений режим. Режим стабілізації вмикається після закінчення режиму узгодження. Льотчик дізнається про закінчення режиму узгодження з припинення обертання шкали центрування курсу пульту управління. Для включення режиму стабілізації льотчик натискає кнопку-лампку «Вкл» в секторі «Направление» на ПУ, яка спалахує зеленим світлом.

Закон управління автопілота в режимі стабілізації курсу має вигляд:

$$\varphi_{рг} = K_{\psi} (\Delta\psi - \psi_{зрц}) + K_{\omega_y} \omega_y, \quad (1)$$

Тут: $\varphi_{рг}$ – відхилення кроку рульового гвинта; $\Delta\psi = (\psi - \psi_3)$ – відхилення вертольоту по курсу від заданого значення ψ_3 , що запам'ятовано на МС у момент вмикання режиму; $\psi_{зрц}$ – виправлення заданого курсу ручкою центрування пульту управління; ω_y – кутова швидкість ристання; K_{ψ}, K_{ω_y} – передаточні числа закону управління.

Управління у каналі направлення реалізується приводом з жорстким зворотним зв'язком за законом управління ПД-регулятора, тому при впливі на вертоліт сталого збу-

рення M_y^{36} воно повинно компенсуватися сталим керуючим впливом $\Phi_{рг0}$, який може створюватися тільки за рахунок похибки стабілізації, тобто в контурі управління має місце статична похибка. Ця похибка може бути усунена шляхом виправлення заданого курсу у межах $\pm 5^\circ$ ручкою центрування пульта управління.

Якщо 20% переміщення органів управління рульовим гвинтом від АП не вистачає для компенсації збурення, то рульовий агрегат РА-60Б в каналі направлення перемикається у режим "перегонки", змушуючи переміщатися педалі управління рульовим гвинтом в ту ж сторону, в яку не вистачило запасу управління від автопілоту.

У разі необхідності льотчик може зупинити "перегонку", приклавши певне зусилля до педалей.

Якщо льотчику необхідно суттєво змінити напрямок польоту, то він, приклавши зусилля до педалей (при цьому на підпедальніках спрацьовують кінцеві вимикачі), переводить канал направлення у **режим сумісного управління**.

У режимі сумісного управління стабілізація вертольота за курсом відключається і канал направлення переводиться в режим узгодження, обнулюючи сигнал поточного курсу. АП-34Б в режимі сумісного управління вертольотом за курсом від педалей працює як демпфер (в законі управління зберігається складова $K_{\omega_y} \omega_y$).

У деяких модифікаціях автопілоту, наприклад в АП-34Б-3, в режимі сумісного управління в коло датчика кутової швидкості включається ізодромна ланка:

$$\Phi_{рг} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y,$$

Тут $(T_{\omega_y} p) / (T_{\omega_y} p + 1)$ – ізодромний фільтр у колі сигналу кутової швидкості ω_y

Ізодромна ланка у колі датчика кутової швидкості не пропускає в канал направлення сталу складову кутової швидкості розвороту, тому рульовий гвинт не заважає виконувати розворот. Коливальна ж складова кутової швидкості через ізодромну ланка проходить, забезпечуючи демпфірування коливань вертольота з ризику. Льотчик пілотує вертоліт як у режимі ручного управління, але з кращими динамічними характеристиками.

При знятті ніг з педалей автоматично включається стабілізація того курсу, на який був виведений вертольот у режимі сумісного управління.

Кнопка «Откл» у секторі «Направление» на пульта управління повністю вимикає канал направлення. Крім того, всі канали автопілоту можна вимкнути кнопками швидкого вимикання на ручках управління льотчиків (див. рис. 8).

5.2.2. Канали крену й тангажу

Для вмикання режиму стабілізації льотчик натискає на ПУ кнопку-лампку "On" в секторі «Крен» «Тангаж», яка спалахує зеленим світлом.

Закони управління АП в режимі стабілізації для каналів крену й тангажа можна записати у вигляді:

$$\text{для крену} \quad - \delta_{\Pi}^K = K_{\gamma} (\Delta\gamma - \gamma_{зрц}) + K_{\omega_x} \omega_x, \tag{1}$$

$$\text{для тангажа} \quad - \delta_{\Pi}^T = K_{\vartheta} (\Delta\vartheta - \vartheta_{зрц}) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

де: δ_{Π}^K – поперечний нахил тарілки автомата перекоосу; δ_{Π}^T – поздовжній нахил тарілки автомата перекоосу; $\Delta\gamma = (\gamma - \gamma_3)$, $\Delta\vartheta = (\vartheta - \vartheta_3)$ – відхилення вертольоту по крену та тангажу, відповідно, від заданих значень γ_3 , ϑ_3 , які запам'ятовані на механізмах узгодження у момент вмикання режиму; $\gamma_{зрц}$, $\vartheta_{зрц}$ – відповідно виправлення заданого крену та тан-

гажа ручками центрування пульту управління; ω_y – кутова швидкість ристання; K_ψ, K_{ω_y} – передаточні числа закону управління.

Режим стабілізації кутових положень в каналах крену і тангажа аналогічний описаному вище режиму стабілізації курсу. Відмінність полягає лише в тому, що в цих каналах відсутній режим «перегонки».

Як і в каналі направлення, льотчик в режимі стабілізації може в межах $\pm 5^\circ$ змінювати задані значення крену і тангажа ручками центрування пульту управління.

Значні зміни кутового положення вертольоту при включеному автопілоті здійснюються пілотом в **режимі сумісного управління** з використанням вертолiтного важеля управління креном і тангажу. При сумісному управлінні сумарне відхилення тарілки автомата перекоосу складається з керуючих впливів автопілоту і льотчика.

На відміну від сумісного управління каналу направлення в каналах крену й тангажу в законах управління залишаються позиційні складові – відхилення від заданих кутів, які мали місце в момент вмикання режиму стабілізації. Тому при відхиленні важеля управління для змін кутів крену й тангажа автопілот, намагаючись стабілізувати запам'ятоване кутове положення вертольота, почне компенсувати керуючий вплив пілота. Тарілка автомата перекоосу повертається до нейтрального положення і зміна кутів крену й тангажа припиняється. При цьому величина кутів крену й тангажа в усталеному режимі буде пропорційна відхиленню важеля управління.

Таким чином, замість управління за кутовою швидкістю (певне відхилення важеля управління задає певну кутову швидкість) такий тип сумісного управління реалізує управління за відхиленням (певне відхилення важеля управління задає певний приріст кутового положення). Після повернення важеля управління у вихідне положення вертолiт також повертається до вихідного значення кута крену (тангажа). У зв'язку з тим, що переміщення рульового агрегату від сигналів автопілоту обмежене, при великих значеннях кутів автопілот перестає функціонувати. Для покращення ефективності такого управління в АП-34Б застосовані компенсаційні датчики, які вмонтовані в проводку управління вертольоту, і при переміщеннях важеля управління змінюють запам'ятовані на механізмах узгодження задані значення крену і тангажа.

Закони управління АП у режимі сумісного управління набувають вигляду:

$$\text{для крену} - \delta_{\Pi}^K = K_{\gamma} \left[\Delta\gamma - \gamma_{зрц} - \left(1 - \frac{T_p}{T_p + 1} \right) \gamma_{зКД} \right] + K_{\omega_x} \omega_x,$$

$$\text{для тангажа} - \delta_{\Pi}^T = K_{\vartheta} (\Delta\vartheta - \vartheta_{зрц} - \vartheta_{зКД}) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

тут на додаток до закону управління (1) $\gamma_{зКД}$, $\vartheta_{зКД}$ – змінені значення заданого крену та тангажа, які формуються компенсаційними датчиками.

При відхиленні важеля, пов'язані з ним ротори компенсаційних датчиків КД повертаються, змінюючи тим самим в сельсиної передачі від АГД до механізмів узгодження (див. рис. 5) задані значення крену та тангажу. Таким чином, і льотчик, і автопілот одночасно переводять вертолiт в нове кутове положення. Льотчик майже не відчуває роботу автопілоту, за винятком того, що динамічні характеристики вертольота, який як об'єкт управління має коливальну нестійкістю, поліпшуються.

Колівальна нестійкість вертольота у бічному каналі проявляється набагато сильніше, тому для її попередження в режимі сумісного управління в закон управління автопілоту вводиться додаткова складова $\frac{T_p}{T_p + 1} \gamma_{зКД}$.

Сигнал з ротора КД крену (див. рис. 5) через ізомомну ланка зі сталою часу $T = 0,5$ сек надходить в канал крену. При цьому полярність цього сигналу вибирається таким чином, щоб переміщення органів управління за сигналами автопілоту було протилежним переміщенню органів управління від безпосереднього переміщення ручки льот-

чика. При плавних переміщеннях ручки льотчика сигнал через ізодромну ланку не проходить, і автопілот, як і в каналі тангажу, допомагає льотчику перевести вертоліт в нове кутове положення, покращуючи динаміку процесу управління.

При енергійних переміщеннях ручки льотчика може виникнути розгойдування вертольота по крену. Але інтенсивні зміни сигналу з КД крену починають проходити через ізодромну ланку, протидіючи керуючим впливам льотчика, і його ефективність управління падає. Тим самим усувається причина виникнення розгойдування вертольота.

При необхідності виконання тривалого віражу зі стабілізованою креном необхідно координувати розворот управлінням педалями, або вимикати канал направлення і вмикаєти його знову після виведення вертольота на заданий курс.

У деяких модифікаціях автопілоту, наприклад в АП-34Б серія 3, канал тангажу використовується і для стабілізації швидкості польоту, яка залежить від кута тангажу. У першому наближенні можна вважати, що швидкість польоту пов'язана з кутом тангажу вертольота співвідношенням:

$$V(p) = \frac{K_V}{T_V p + 1} \vartheta(p).$$

Режим стабілізації швидкості вмикається тумблером "Вкл. КЗСП", розташованим на центральному пульті льотчика (див. Рис. 8). Загоряння сигнальної лампочки "Вкл. КЗСП", розташованої на тому ж пульті, сигналізує про включення режиму. Закон управління в цьому режимі має вигляд:

$$\delta_{\Pi}^T = K_{\vartheta}(\Delta\vartheta - \vartheta_{зрц}) + K_V \Delta V + K_{\omega_z} \omega_z,$$

де K_V - передаточне число АП зі швидкості польоту; $\Delta V = (V - V_c)$ – відхилення швидкості польоту від швидкості що запам'ятована в КЗСП у момент вмикання режиму.

Якщо під впливом збурень змінилася швидкість польоту, то сигнал зміни швидкості ΔV надходить з КЗСП в АП на вхід сервоприводу і викликає нахил автомата перекоосу в поздовжньому напрямку. Це в свою чергу, викликає зміну кута тангажу вертольота і, як наслідок, зміну швидкості польоту в сторону повернення її до первісного значення. Вимикнути режим можна кнопками швидкого вимикання або тумблером "Вкл. КЗСП".

5.2.3. Канал висоти

Для вмикання режиму стабілізації барометричної висоти польоту льотчик натискає кнопку-лампку «Вкл» в секторі «Висота» на ПУ, яка спалахує зеленим світлом. Режим стабілізації висоти відбувається наступним чином. Якщо під впливом збурень вертоліт починає змінювати висоту, то сигнал ΔH , пропорційний відхиленню барометричної висоти польоту від висоти на якій відбулося вмикання режиму, надходить з коректора висоти в АП на сервопривод. Сервопривод змінює загальний крок несного гвинта на величину $\varphi_{гв}$, пропорційну сигналу ΔH .

Закон управління загальним кроком несного гвинта в автопілоті АП-34Б має найпростіший вигляд:

$$\varphi_{гв} = K_H \Delta H,$$

де K_H - передаточне число з висоти польоту.

У наступних модифікаціях автопілоту АП-34Б в закон управління загальним кроком несного гвинта була введена похідна від зміни висоти польоту

$$\varphi_{гв} = K_H \Delta H + K_{\dot{H}} \frac{T_p}{T_p + 1} \Delta \dot{H}$$

тут ланка $T_p/(T_p + 1)$ описує процедуру диференціювання сигналу ΔH .

Для зміни висоти польоту льотчик на важелі "крок-газ" натискає кнопку «Фрикціон», відключаючи механізм стопоріння важеля "крок-газ". Натискання кнопки також призводить до вимикання каналу висоти автопілоту і льотчик, відхиляючи важіль "крок-газ" може в ручному режимі керувати висотою польоту. Після виведення вертольота на

потрібну висоту для забезпечення її стабілізації льотчик може знову увімкнути автоматичну стабілізацію барометричної висоти польоту. Для вимикання каналу висоти в автопілоті може бути також використана кнопка «Откл» в секторі «Высота» на ПУ.

6. Вбудований контроль автопілоту АП-34Б

У автопілоті передбачені елементи вбудованого контролю, при використанні яких проводиться перевірка функціонування автопілоту перед польотом безпосередньо на вертольоті без підключення спеціальної апаратури і без зняття бортових датчиків (гіровертикалі і курсової системи) з вертольоту.

Такими елементами в автопілоті є: ручки центрування, тумблер "Контроль" і кнопки-лампочки "Вкл." та "Откл." на пульті управління автопілоту, а також індикатор нульовий ИН-4. За допомогою ручок центрування і тумблера "Контроль" в автопілот задаються контрольні сигнали, які викликають відпрацювання сервоприводів і відхилення рухомих стрілок індикатора нульового, що свідчить про переміщення штоків рульових агрегатів за сигналами автопілоту.

Для проведення регламентних робіт в агрегаті управління автопілоту передбачений спеціальний контрольний роз'єм, до якого підключається пульт перевірки.

7. Перевірка працездатності та дослідження автопілоту АП-34Б

7.1. Опис лабораторної установки з дослідження автопілоту АП-34Б

Проведення досліджень автопілоту АП-34Б здійснюється на лабораторному стенді, зовнішній вигляд якого представлений на рис. 10.



Рис. 10. Лабораторний стенд з проведення досліджень автопілоту АП-34Б

На передній панелі стенда знаходяться:

- пульт управління (ПУ);
 - індикатор нульовий (ИН-4);
 - імітатори-здатчики кутового положення вертольоту (крен, тангаж, курс);
 - вольтметри, що вимірюють керуючі сигнали гідравлічних рульових агрегатів;
 - тумблери вмикання живлення АП;
 - панель з потенціометрами настройки передаточних чисел, яка демонтована з агрегату управління і винесена для зручності регулювання на передню панель стенду.
- Всі інші блоки АП розміщені всередині лабораторного стенду за оргсклом.

7.2. Перевірка режиму узгодження

Включити живлення стенду. Тумблер «Питание» повинний знаходитися в положенні «Вкл.», а тумблер «Полунатурное моделирование» в положенні «Откл.». Тумблери, що імітують кнопки «КБО» і «Фрикцион» - в положенні «Отпустить».

По черзі відхилити ручки потенціометричних задатчиків тангажу, крену і направлення вправо (вліво), при цьому на ПУ шкали «Н», «К», «Т» повинні обертатися по (проти) годинникової стрілки.

При різкому обертанні рукояток задатчиків повинні спостерігатися короточасні відхилення стрілок на вольтметрах, що вимірюють керуючі сигнали гідравлічних рульових агрегатів і планок на ИН-4, що свідчить про правильну роботу механізмів узгодження каналів крену тангажа та направлення.

7.3. Перевірка вмикання та вимикання автопілоту

Натиснути на ПУ кнопки-лампочки «Вкл» у секторах «Направление», «Крен-Тангаж» і «Высота», при цьому вони повинні загорітися.

Натиснути на ПУ кнопки-лампочки «Откл» у секторах «Направление» і «Высота», кнопки-лампочки «Вкл» у секторах «Направление» і «Высота» повинні згаснути, при цьому канали направлення і висоти АП переводяться у режим узгодження. Вимикання каналів крену і тангажу здійснюється кнопками швидкого вимикання на важелях керування вертольотом, вимикання цих каналів з ПУ не передбачено конструкцією АП.

Натиснути на ПУ кнопки-лампочки «Вкл» у секторах «Направление» і «Высота», при цьому на ПУ повинні горіти кнопки-лампочки «Вкл» у всіх секторах.

Вимкнути тумблер «КБО» на передній панелі стенду (тумблер імітує кнопку швидкого вимикання - КБО), при цьому АП переводяться у режим узгодження, усі кнопки-лампочки «Вкл» на ПУ повинні згаснути.

Увімкнути тумблер «КБО» (відпустити кнопку швидкого вимикання), натисканням на ПУ кнопок-лампочок «Вкл» у всіх секторах увімкнути АП в режим стабілізації, при цьому всі кнопки-лампочки «Вкл» повинні загорітися.

Вимкнути тумблер «Фрикцион» (тумблер «Фрикцион» імітує кнопку «Фрикцион» на важелі "крок-газ"), при цьому повинна згаснути на ПУ лампочка «Вкл» у секторі «Высота». Вимкнути і увімкнути тумблер «КБО». Включити тумблер «Фрикцион». Натиснути кнопки-лампочки «Вкл» у секторах «Направление» і «Высота», кнопки-лампочки повинні сполохнути зеленим світлом.

При натисканні на ПУ кнопок-лампочок «Откл» у секторах «Направление» і «Высота» лампочки «Вкл» у цих секторах повинні згаснути.

7.4. Перевірка проходження сигналів змін заданого кутового положення від рукояток центрування пульта управління

Натиснути на ПУ кнопку-лампочку «Вкл» у секторі «Направление». Повернути на ПУ рукоятку центрування каналу «Направление» за годинниковою стрілкою (проти годинникової стрілки) на 5 поділок (що відповідає зміні заданого курсу вертольота на $\pm 5^\circ$) - індекс (Н) індикатора ИН-4 повинен відхилитися вправо (вліво). Стрілка вольтметра, що імітує роботу рульового агрегату каналу «Направление» також повинна відхилитися.

Натиснути на ПУ кнопку-лампочку «Откл» у секторі «Направление». Планка (Н) приладу ИН-4 і рухома шкала рукоятки центрування каналу «Направление» на ПУ повинні повернутися у вихідне положення.

Натиснути на ПУ кнопку-лампочку «Вкл» у секторі «Крен-Тангаж». Вона повинна сполохнути зеленим світлом, а планки (К і Т) на ИН-4 знаходяться в нейтральному положенні (\pm товщина планки).

Повернути на ПУ рукоятку центрування каналу «Крен» за годинниковою стрілкою (проти годинникової стрілки) на 5 поділок (що відповідає зміні заданого кута крену вертольота на $\pm 5^\circ$) - індекс (К) індикатора ИН-4 повинен відхилитися уверх (вниз). Стрілка вольтметра, що імітує роботу рульового агрегату каналу «Крен» також повинна відхилитися.

На ПУ повернути рукоятку центрування каналу «Тангаж» за годинниковою стрілкою (проти годинникової стрілки) на 5 поділок (що відповідає зміні заданого кута танга-

жа на $\pm 5^\circ$) – рухомий індекс (Т) індикатора ИН-4 повинен відхилитися вниз (уверх). Стрілка вольтметра, що імітує роботу рульового агрегату каналу «Тангаж» також повинна відхилитися.

Увімкнути і вимкнути тумблер «КБО» (імітатор кнопки КБО). Кнопка-лампочка «Вкл» у секторі «Крен-Тангаж» повинна згаснути. Планки (К і Т) приладу ИН-4 і рухомі шкали рукояток центрування каналів «Крен» і «Тангаж» на ПУ повинні повернутися у вихідне положення.

7.5. Перевірка проходження сигналів від датчиків кутового положення

Натиснути на ПУ кнопку-лампочку «Вкл» у секторі «Направление». Повернути на ПУ рукоятку центрування каналу «Направление» за годинниковою стрілкою (проти годинникової стрілки) на 5 поділок (що відповідає зміні заданого курсу вертольота на $\pm 5^\circ$) - індекс (Н) індикатора ИН-4 повинен відхилитися вправо (вліво). Стрілка вольтметра, що імітує роботу рульового агрегату каналу «Направление» також повинна відхилитися.

Обертанням рукоятки потенціометричного задатчика «КУРС», що імітує сигнал курсової системи, домогтися повернення стрілки імітатора роботи гідравлічного рульового агрегату у вихідне положення. Визначити курс, який був заданий рукояткою центрування. Ціна поділки зовнішньої шкали потенціометричного задатчика «КУРС» становить 6 '.

Провести аналогічну перевірку по каналах «Крен» і «Тангаж».

7.6. Зняття статичних характеристик автопілоту АП-34Б

Включить канали «Направление» та «Крен-Тангаж» у режим стабілізації.

Потенціометричним задатчиком «КУРС», задавати кути від 1 до 10 градусів за годинниковою стрілкою. Через кожен градус фіксувати показання відповідного імітатора роботи гідравлічного рульового агрегату.

Повторити вимірювання, задаючи кути розвороту від 1 до 10 градусів проти годинникової стрілки.

Побудувати залежність $U_{РА}^H = f(\psi)$, де $U_{РА}^H$ - покази імітатора роботи рульового агрегату в каналі направлення, ψ - курс, що задавався потенціометричним задатчиком «КУРС».

За аналогією зняти статичні характеристики і побудувати залежності $U_{РА}^K = f(\gamma)$, $U_{РА}^T = f(\theta)$ для каналів «Крен» і «Тангаж». Кути крену й тангажа від 1 до 10 градусів задавати потенціометричними задатчиками «КРЕН» і «ТАНГАЖ», фіксуючи через кожен градус показання відповідного імітатора роботи рульового агрегату.

Вимкнути автопілот.

Зміст звіту.

Звіт повинен містити:

- призначення АП-34Б та його комплект;
- структурну схему автопілоту АП-34Б;
- режими роботи та закони управління автопілоту в каналах направлення, крену й тангажа та в каналі висоти;
- висновок про функціонування АП-34Б у перевірених режимах роботи.
- таблиці знятих статичних характеристик та їх графіки.