

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І АУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ С.В. Павлова
« ____ » _____ 2021р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР

Тема: «Система електропостачання регіонального літака»

Виконавець: Прізенко Віталій Дмитрович

Керівник: доц. Лужбін Віктор Миколайович

Нормоконтролер: _____

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»
(шифр, найменування)

ЗТВЕРДЖУЮ

Завідувач

кафедри

_____ С.В.

Павлова

«___» _____ 2021р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи (проекту)

Прізенка Віталія Дмитровича

1. Тема роботи: «Система електропостачання регіонального літака»
затверджена наказом ректора від « 22 » 03 2021 р. № 469/ст
2. Термін виконання роботи: з 17 травня 2021 по 20 червня 2021
3. Вихідні дані до роботи (проекту): Існуюча система електропостачання і споживачі електричної енергії регіонального літака
4. Зміст пояснювальної записки: Аналіз існуючої системи електропостачання літака. Розробка принципової електричної схеми привод генераторного – агрегату. Розрахунок частотних та енергетичних характеристик приводу постійної частоти обертання. Обґрунтування вибору елементів системи автоматичного управління, регулювання і захисту. Висновки
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: Структурна схема існуючої і вдосконаленої системи електропостачання. Принципова електрична схема, частотні та енергетичні характеристики та енергетичні діаграми привод – генераторного агрегату.

6. Календарний план-графік

| № пор. | Завдання | Термін виконання | Відмітка про виконання |
|--------|--|------------------|------------------------|
| 1. | Збір та аналіз матеріалу про систему електропостачання регіонального | 18.05.2021р. | |
| 2. | Розробка принципової електричної схеми, розрахунок частотних та енергетичних характеристик ПГА | 24.05.2021р. | |
| 3. | Вибір елементів системи автоматичного управління, регулювання і захисту | 21.05.2021р. | |
| 4. | Розробка інструкцій з технічній експлуатації ПГА | 02.06.2021р. | |
| 5. | Оформлення пояснювальної записки та виконання графічної частини роботи | 07.06.2021р. | |
| 6. | Підготовка до захисту дипломної роботи | 12.06.2021р. | |

7. Дата видачі завдання: “_____” _____ 2021р.

Керівник дипломної роботи _____ Лужбін В. М.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Призенко В.Д.
(підпис випускника) (П.І.Б.)
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Система електропостачання регіонального літака».

63 сторінки, 12 рисунків, 3 таблиць, 8 використаних джерел.

ЛІТАК, СИСТЕМА ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ, РОЗРАХУНКИ, РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ СХЕМИ.

Об'єкт дослідження - процес функціонування систем електропостачання літака АН-74ТК-200.

Предмет дослідження - система електропостачання змінного струму змінної частоти.

Мета дипломної роботи – вдосконалення системи електропостачання літака шляхом розробки привод-генераторного агрегату змінного струму постійної частоти, який складається з трьохфазного безконтактного синхронного генератора і приводу постійної частоти обертання електромеханічного типу.

Метод дослідження – порівняльний аналіз великих систем і математичні розрахунки.

На основі матеріалів аналізу існуючої системи електропостачання літака, запропонований шлях її вдосконалення; розроблена принципова електрична схема привод-генераторного агрегату змінного струму постійної частоти; виконаний розрахунок частотних і енергетичних характеристик привод-генераторного агрегату та зроблений вибір початкових умов для розрахунку його елементів.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень, у навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців конструкторських бюро при розробці приводів постійної частоти обертання синхронних генераторів.

ЗМІСТ

Вступ

1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧОЇ СЕП РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА ТА ОБГРУНТУВАННЯ НЕОБХІДНОСТІ ЇЇ ВДОСКОНАЛЕННЯ. РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ ВДОСКОНАЛЕНОЇ СЕП

1.1. Аналіз системи електропостачання регіонального літака

1.1.1. Склад і розміщення системи електропостачання

1.1.2. Загальні відомості про системи електропостачання регіонального літака

1.1.3. Система електропостачання 115/200 В 400 Гц

1.1.4. Система електропостачання 36 В

1.1.5. Система електропостачання 27 В

1.1.6. Управління та індикація

1.1.7. Мнемосигналізація щитка електропостачання

1.2. Опис основного джерела змінного струму

1.3. Обґрунтування необхідності вдосконалення існуючої СЕП

2. РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СХЕМИ, ПРИНЦИП ДІЇ ТА РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПГА

2.1. Принципова схема привод-генераторного агрегату

2.2. Розрахунок параметрів ПГА

3. ОБГРУНТУВАННЯ ВИБОРУ ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ, РЕГУЛЮВАННЯ І ЗАХИСТУ

3.1. Вибір елементів системи автоматичного управління ПГА

3.2. Вибір елементів захисту, управління і регулювання для СГ

4. РОЗРОБКА ІНСТРУКЦІЙ З ТЕХНІЧНІЙ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СПРОЕКТОВАНОГО ПГА

ВИСНОВКИ

Список використаних джерел

ВСТУП

Сучасний етап розвитку авіації характеризується широким використанням в літакобудуванні новітніх досягнень науки і техніки, використанням на літальних апаратах (ЛА) автоматичних систем управління і навігації, радіоелектронного та іншого обладнання, яке забезпечує можливість виконання завдання в будь-яких метеорологічних умовах, вдень і вночі, на малих та великих висотах з дозвуковою та надзвуковою швидкістю польоту. Своєчасне і якісне виконання завдання багато в чому залежить від надійності роботи системи електропостачання (СЕР) ЛА.

На деяких літаках застосовуються СЕР, що складаються з низьковольтних ланцюгів постійного струму напругою 27 В та ланцюгів змінного струму постійної частоти 400 Гц напругою 200, 115 і 36 В.

Основним джерелом змінного струму на літаку є генератори, в яких, в якості привода постійної частоти обертання використовується гідромеханічний привід. Такий привід має ряд недоліків основні з них це - низька якість електроенергії і невисокий ККД в СЕР, конструктивна складність, висока вартість виробництва і обслуговування, малий ресурс і недостатньо висока надійність у роботі гідромеханічних приводів постійної частоти обертання (ППЧО).

Всі ці недоліки вимагають створення СЕР з застосуванням ППЧО інших типів, які являються основним елементом привод-генераторних агрегатів (ПГА) змінного струму постійної частоти.

До таких приводів можна віднести електромеханічні ППЧО. Дослідження показали, що електромеханічні ППЧО можуть забезпечити якість електроенергії не гірше, ніж ПГА з гідромеханічним ППЧО, а по надійності в роботі, простоті виготовлення і обслуговування значно перевершують їх.

Все це підтверджує необхідність створення ПГА з електромеханічним приводом, які за своїми основними показниками не поступаються гідравлічним приводам.

Доцільність використання на ЛА СЕР змінного струму постійної частоти підтверджується її більш високою надійністю, висотністю, теплостійкістю обладнання змінного струму, а також можливістю переведення на живлення змінним струмом постійної частоти близько 90% всіх споживачів ЛА. Тому проблемі розробки і створення нових, висок надійних і простих в експлуатації систем генерування змінного струму постійної частоти в даний час приділяється велика увага.

Метою даної дипломної роботи являється розробка принципової схеми електромеханічного багатоступінчатого ПГА, що складається з електромагнітної муфти ковзання, асинхронного перетворювача, синхронного генератора та апаратури регулювання і управління та розрахунок основних параметрів ПГА.

РОЗДІЛ 1
АНАЛІЗ ІСНУЮЧОЇ СЕП ЛІТАКА Ан-74ТК-200 ТА
ОБҐРУНТУВАННЯ НЕОБХІДНОСТІ ЇЇ ВДОСКОНАЛЕННЯ.
РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ ВДОСКОНАЛЕНОЇ СЕП

1.1. Аналіз системи електропостачання літака Ан-74ТК-200

Система електропостачання літака призначена для централізованого електроживлення бортових споживачів електроенергії і складається з:

- Системи електропостачання змінного трифазного струму напругою 200/115 В стабілізованої частоти 400 Гц (система електропостачання 200/115 В);
- Системи електропостачання змінного трифазного струму напругою 36 В стабілізованої частоти 400 Гц (система електропостачання 36 В);
- Системи електропостачання постійного струму напругою 27 В (система електропостачання 27 В).

Спрощена структурна схема системи електропостачання літака приведена на рис 1.1.

1.1.1. Склад і розміщення системи електропостачання

Розміщення агрегатів системи електропостачання приведена на рис 1.2.

До складу системи електропостачання входять:

а) джерела і перетворювачі електроенергії:

- два генератори ГТ30НЖЧ12 (лівий і правий двигун);
- генератор ГТ40ПЧ8Б (двигун ДСУ);
- два випрямних пристрою ВУ-6Б (лівий борт шпангоут 12-13, правий борт шпангоут 11-12 під підлогою);
- перетворювач однофазний статичний ПОС- 1000Б (лівий борт шпангоут 9-10 під підлогою);

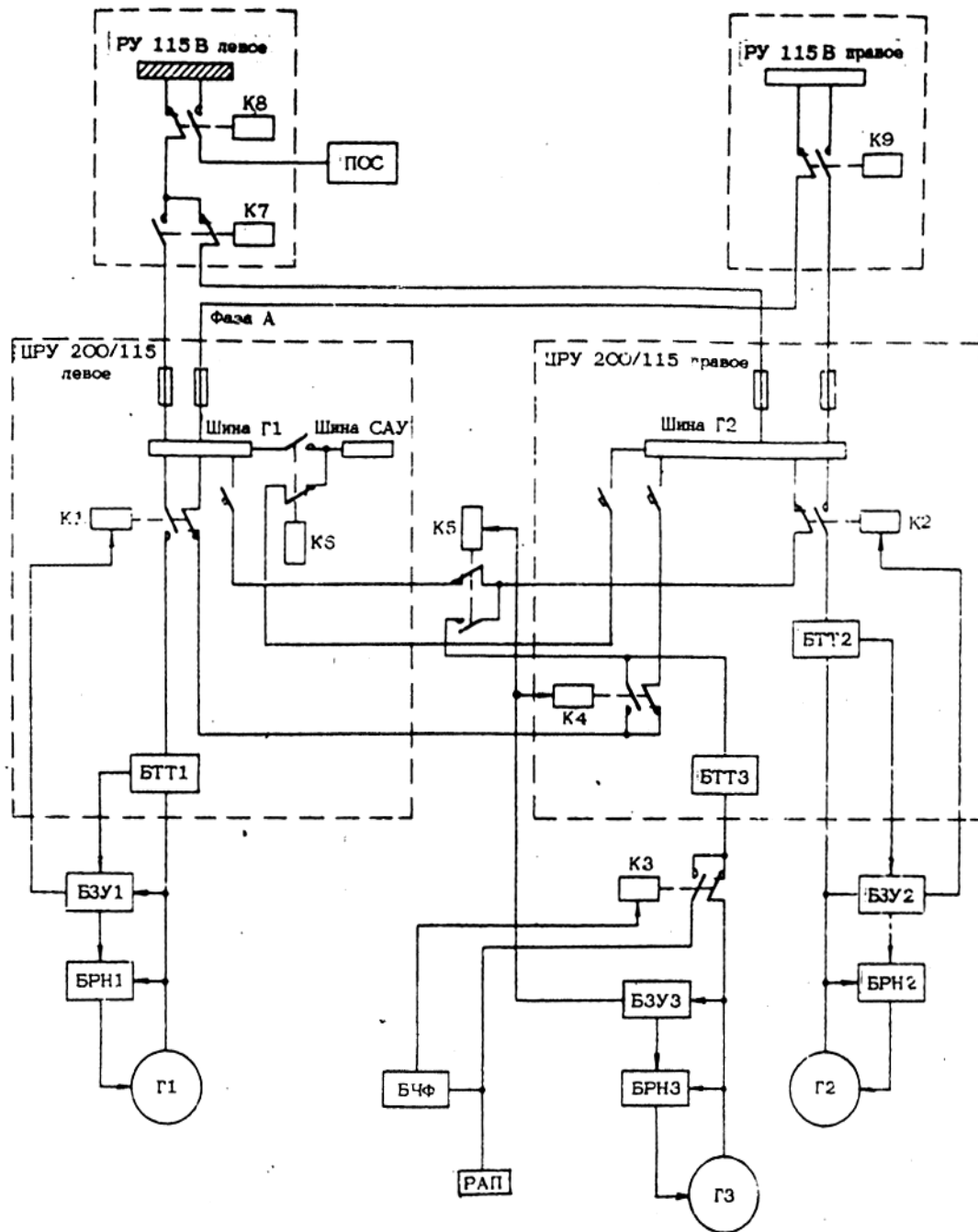


Рис. 1.1. Спрощена структурна схема системи електропостачання літака

- перетворювач трифазний статичний ПТС-800АМ (лівий борт шпангоут 10-11 під підлогою);

- два трансформатори ТС320СО4А (11-12 шпангоут на стелі);

- три акумуляторні батареї 20FR25Н1СТ-R (16-18 шпангоут правий обтічник шасі);

б) блоки управління, резервування, захисту і управління:

- два блоки захисту і управління БЗУСБ376Т (шпангоут 13-14 лівий і правий борт);

- блок захисту і управління БЗУ376СБ (шпангоут 24-25 правий борт);

- два блоки регулювання напруги БРН120Т5А - 3с (шпангоут 13-14 лівий і правий борт);
- блок регулювання напруги БРН208М7А (шпангоут 24-25 правий борт);
- диференційна - мінімальне реле ДМР - 200ВУ (ЦРУ 27 В);
- два блоки трансформаторів типу БТТ - 30БТ (ЦРУ 200 / 115 В ліве і праве);
- блок трансформатора типу БТТ40БТ (ЦРУ 200 / 115 В праве);
- блок чергування фаз БЧФ - 208 (РУ 200 / 115 У правий обтічник шасі);
- два автомати перемикання шин АПШ -3М (РУ 36 В);
- вольтметр змінного струму ВФ0 ,4 -150 (щиток електропостачання);
- частотомір ЧФ4 -1 (щиток електропостачання);
- вольтметр постійного струму В- 1 (щиток електропостачання);
- амперметр постійного струму А -1 (щиток електропостачання);
- вольтметр змінного струму ВФ0 ,4 -45 (щиток електропостачання);
- в) розподільні пристрої й щитки управління:
 - ліве ЦРУ 200 /115 В (шпангоут 13-14 стеся);
 - праве ЦРУ 200 / 115 В (шпангоут 14-16 стеся);
 - ліве РУ 115 В (шпангоут 6-8 лівий борт);
 - праве РУ 115 В (шпангоут 6-8 правий борт);
 - РУ 200 / 115 В обтічника правого (шпангоут 15-16);
 - РУ 36 В (шпангоут 9-11 стеся);
 - ліве ЦРУ 27 В (шпангоут 12-14 лівий борт);
 - праве ЦРУ 27 В (шпангоут 12-14 правий борт);
 - ліве РУ 27 В (шпангоут 6-8 лівий борт);
 - праве РУ 27 В (шпангоут 6-8 правий борт);
 - РУ 27 В обтічника правого (шпангоут 16-18);
 - щиток електропостачання (вертикальна панель лівого пульта);
- г) захисна , комутаційна і світлосигнальна апаратура - автомати захисту, запобіжники, вимикачі, перемикачі, реле, контактори, світлосигнальні табло.

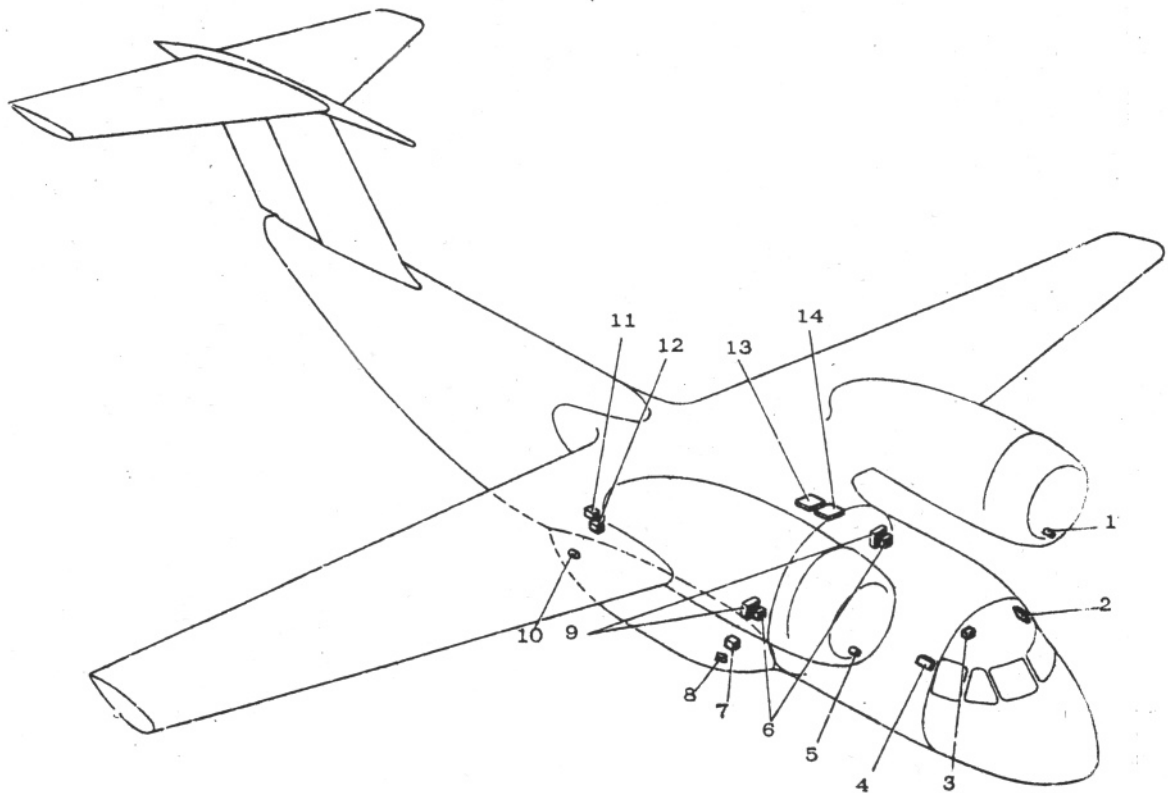


Рис. 1.2. Розміщення агрегатів системи електропостачання:
 де 1,5 - генератори ГТ30НЖ412-2с; 2 - ліве РУ 115 В; 3 - перетворювач ПОС-1000Б; 4 - праве РУ 115 В; 6 - БРН120Т5А-3с; 7 - РУ 200/115 В обтічника; 8 - ШРАП-400-3ф; 9 - БЗУСБ376Т; 10 - генератор ГТ40ПЧ8Б; 11 - БЗУ376СБ; 12 - БРН208М7А; 13 - праве ЦРУ 200/115 В; 14 - ліве ЦРУ 200/115 В.

1.1.2. Загальні відомості про системи електропостачання літака Ан-74ТК-200

Поєднана структурна схема систем електропостачання наведена на рис. 1.3. Система електропостачання 200/115 В є первинною, так як її генератори Г1, Г2, Г3 перетворюють механічну енергію двигунів безпосередньо в електричну енергію.

Системи електропостачання 36 В і 27 В є вторинними, так як їх основні джерела: трансформатори ТР1, ТР2 і випрямні пристрої ВУ1, ВУ2 - перетворюють електроенергію системи електропостачання 200/115 В в інший вид електроенергії.

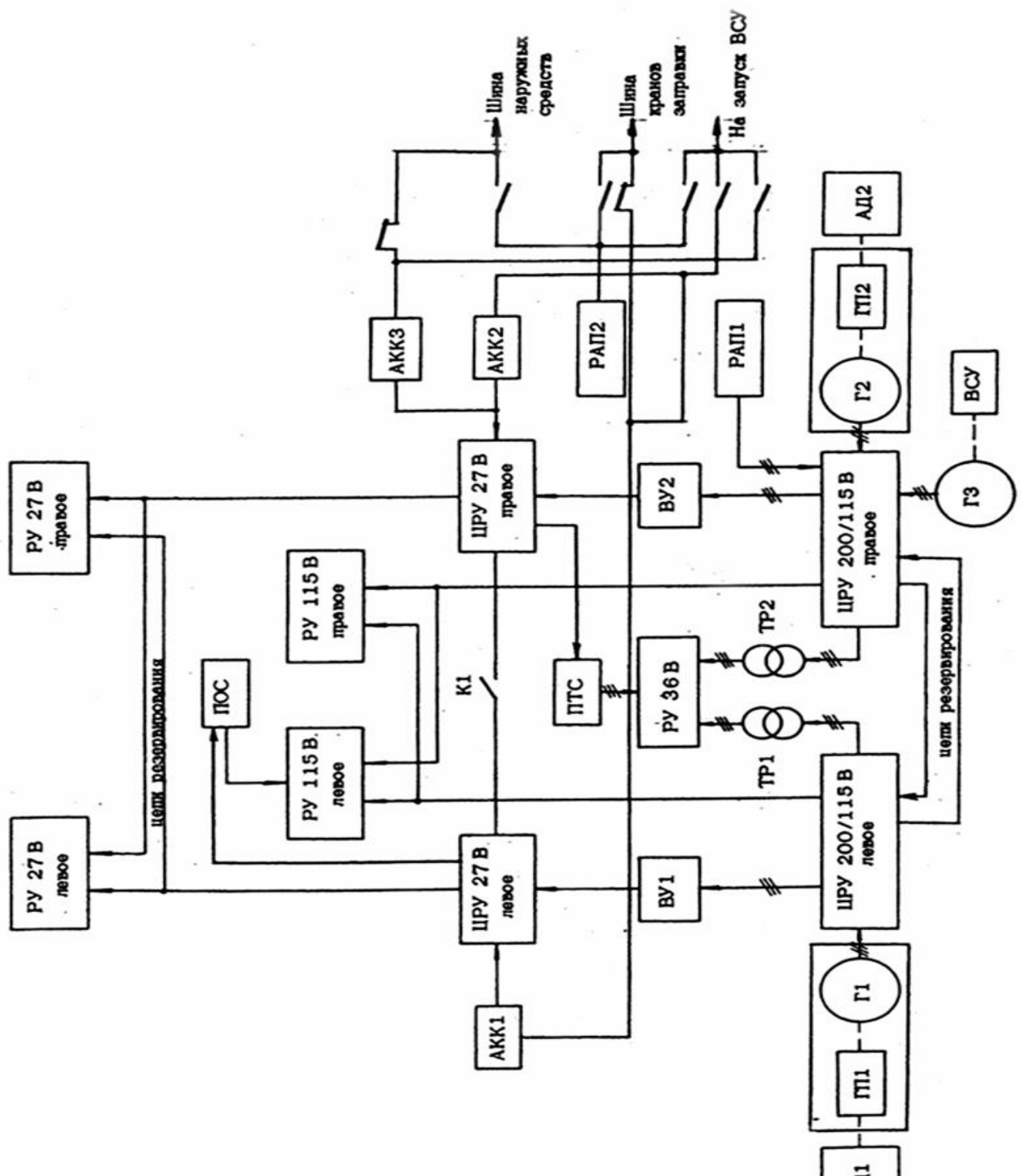
Генератори Г1 та Г2 в системі електропостачання 200/115 В, трансформатори ТР1, ТР2 в системі електропостачання 36 В, випрямні пристрої ВУ1, ВУ2 в системі електропостачання 27 В працюють одночасно, кожен на свою групу шин, утворюючи незалежні канали. При відмові будь-якого джерела системи електропостачання його шини автоматично перемикаються на працюючий джерело електроенергії.

Для передачі електроенергії від джерел до споживачів передбачені розподільні пристрої (РУ) та центральні розподільчі пристрої (ЦРУ). Прийняте розташування ЦРУ і РУ забезпечує оптимальну протяжність і вагу електромережі, а також зручність експлуатації при їх обслуговуванні.

У системах електропостачання передбачені різні види захисту, які автоматично відключають джерело електроенергії, що відмовило або несправну ділянку мережі.

Системи електропостачання 200/115 В і 27 В для підвищення надійності електроживлення побудовані за принципом двох бортів, тобто їх розподільні прилади і джерела електроенергії розміщені за різними бортами літака або, де це виявилось неможливим, віддалені один від одного. Траси джгутів електричного монтажу також рознесені по різних бортах.

Система електропостачання 36 В має два незалежні канали, однак вони не мають повного конструктивного поділу.



статичний ПОС- 1000В; ПТС - перетворювач трифазний статичний ПТС- 800АМ; РУ - розподільний пристрій; ЦРУ - центральний розподільний пристрій; РАП1, РАП2 - рознімання аеродромного живлення 200 /115 В і 27 В; К1 - контактор об'єднання бортів.

1.1.3. Система електропостачання 200/115 В 400Гц

Основними джерелами електроенергії системи електропостачання 200/115 В є два генератори Г1 та Г2, встановлені по одному на кожному двигуні. Генератор являє собою безконтактну синхронну електричну машину і розвиває потужність 30 кВа. Конструктивно генератор і привід об'єднані в один агрегат - інтегральний привід-генератор із загальною маслорозпилювальною системою охолодження. Частота обертання генераторів підтримується постійною на рівні 12000 об/хв. за допомогою гідромеханічних приводів постійної частоти ГП1 і ГП2. Привід постійної частоти забезпечений електромагнітним роз'єднувачем, котрий дозволяє роз'єднувати механічну передачу від двигуна до приводу. Роз'єднувач вмикається автоматично за допомогою вбудованого в привід датчика перевищення обертів або за сигналом граничної температури масла, а також вручну при виникненні небезпечної ситуації. Повернення приводу в зачеплення з двигуном можливо тільки на землі. Допоміжним джерелом електроенергії системи електропостачання 200/115 В є генератор Г3 потужністю 40 кВа, що приводиться в обертання від допоміжної силової установки ВСУ. Генератор являє собою безконтактну електричну машину і забезпечує незалежність літака від наземних джерел електроенергії, а також є резервним джерелом системи електропостачання в діапазоні висотності ДСУ. Аварійним джерелом системи є статичний однофазний перетворювач ПОС потужністю 1000 Ва, який в польоті забезпечує електроенергією обмежене число споживачів при знеструмленій основній мережі 200/115 В. Перетворювач виконаний із застосуванням напівпровідникових елементів і перетворює постійний струм напругою 27 В у змінний однофазний струм напругою 115 В, стабілізованої частоти 400 Гц. Генератори Г1 та Г2 при нормальній роботі системи утворюють два незалежних канали електропостачання: лівого і правого бортів - з автоматичним резервуванням бортів при відмові одного з генераторів. Попередньо ввімкнутий Г3, що приводиться в обертання від ВСУ автоматично підключається на один з двох бортів при відмові основного генератора цього борту, забезпечуючи цим відновлення в системі електропостачання двох незалежних каналів при відмові одного основного джерела електроенергії. При відмові обох генераторів Г1 та Г2 на обидва борти підключається Г3, забезпечуючи без обмеження електроживлення споживачів. Перетворювач запускається автоматично при відмові двох основних генераторів або вручну дистанційно незалежно від роботи основних генераторів. В обох випадках перетворювач підключається тільки на аварійну мережу 115 В. Рознімання аеродромного живлення РАП1, встановлений на правому обтічнику шасі, забезпечує підключення на борт мережу наземного джерела змінного трифазного струму напругою 200/115 В з заземленою нейтраллю. У системі

електропостачання допускається одночасне підключення на бортову мережу аеродромного джерела і одного з генераторів Г1 або Г2. Система блокування запобігає підключення наземного джерела до шин, які підключені до працюючого генератору Г1 або Г2. При підключенні на борт мережу генератора Г3 аеродромне джерело автоматично відключається від бортмережі. Система електропостачання 200/115 В виконана трипровідною з використанням корпусу літака в якості нульового проводу, що дозволяє жити від цієї системи як трифазні споживачі напругою 200 В, так і однофазні споживачі напругою 115 В (підключення споживачів на лінійну або на фазну напругу). Силові шини, до яких безпосередньо підключені споживачі електроенергії, розташовані в наступних РУ і ЦРУ:

а) в районі центроплана:

- основні шини 200/115 В - у лівому і правому ЦРУ 200 /115 В;
- шини 200/115 В САК - в лівому ЦРУ 200/115 В;

б) у кабіні екіпажу :

- основна шина 115 В - у правому РУ 115 В;
- аварійна шина 115 В - у лівому РУ 115 В.

1.1.4. Система електропостачання 36 В

Основними джерелами електроенергії системи електропостачання 36 В являються два трифазних трансформатора ТР1 і ТР2 потужністю по 2000 В·А. Трансформатори знижують напругу системи електропостачання 200/115 В до напруги 36 В. Аварійним джерелом системи є статичний трифазний перетворювач ПТС потужністю 800 В·А. Перетворювач виконаний із застосуванням напівпровідникових елементів і перетворює постійний струм напругою 27 В у змінний трифазний струм напругою 36 В, стабілізованою частотою 400 Гц. При нормальній роботі системи електропостачання 36 В трансформатори працюють одночасно, кожен на свою групу споживачів, утворюючи два незалежних каналів електропостачання. При відмові будь-якого трансформатора його споживачі автоматично перемикаються на працюючий трансформатор. При відмові обох трансформаторів або знеструмленні системи електропостачання 200/115 В запускається перетворювач ПТС і забезпечує електроенергією аварійні споживачі. Система електропостачання 36 В виконана трипровідною з ізолюваною нейтраллю. Передача електроенергії від джерел до споживачів здійснюється через дві основні та одну аварійну шину, які розташовані в РУ 36 В.

1.1.5. Система електропостачання 27В

Основними джерелами електроенергії системи електропостачання 27 В являються два випрямних пристрою ВУ1 і ВУ2 потужністю по 6 кВт. У випрямних пристроях напруга змінного трифазного струму 200 В знижується до заданої величини, випрямляється напівпровідниковими діодами і через згладжуючі фільтри надходить у систему електропостачання 27 В.

Аварійними джерелами постійного струму є три нікель-кадмієві акумуляторні батареї АКК1, АКК2, АКК3, які можуть бути використані для запуску ВСУ, а в деяких випадках - для перевірки обмеженого числа споживачів електроенергії.

У польоті при відмові основних джерел, акумуляторні батареї забезпечують електроживленням аварійних споживачів постійного струму та перетворювачів ПОС і ПТС.

Випрямні пристрої та акумуляторні батареї при нормальному стані системи утворюють два незалежні канали (борта) електроживлення. На каналі лівого борту працює випрямний пристрій ВУ1 і акумуляторна батарея АКК1, на каналі правого борту - випрямний пристрій ВУ2 і акумуляторні батареї АКК2 і АКК3. При цьому електроживлення забезпечується від випрямних пристроїв, а акумуляторні батареї заряджаються від них. При відмові будь-якого випрямного пристрою відбувається автоматичне об'єднання каналів з забезпеченням електроживленням всіх споживачів від працюючого випрямного пристрою. При відмові обох випрямних пристроїв відбувається автоматичне перемикання аварійної мережі 27 В на живлення від акумуляторних батарей.

Рознімання аеродромного живлення РАП2, встановлене на правому обтічнику шасі, забезпечує підключення аеродромного джерела 27 В до шини щитка заправки паливом, шині зовнішніх засобів і до агрегатів запуску ВСУ. При натисканні кнопки запуску ВСУ спрацьовує контактор і аеродромне джерело підключиться до агрегатів запуску ВСУ.

При запуску ВСУ від акумуляторних батарей на землі всі три акумуляторні батареї підключаються до агрегатів запуску.

При запуску ВСУ в повітрі акумуляторні батареї № 1 і № 2 відключаються від борт мережі і підключаються до агрегатів запуску, акумуляторна батарея № 3 залишається підключеною до борт мережі.

Система виконана однопровідною з використанням корпусу літака в якості другого проводу.

У кожному силовому розподільному пристрої (лівому і правому ЦРУ 27 В в районі центроплана, лівому і правому РУ 27 В в кабіні екіпажу) розміщена одна основна і одна аварійна шина.

1.1.6. Управління та індикація

Розміщення елементів керування та індикації представлено на рис. 1.4.

Управління системами електропостачання виконується зі щитка електропостачання, розташованого на вертикальній панелі лівого пульта. На щитку знаходяться вимикачі та перемикачі управління джерелами електроенергії, вимірювальні прилади з галетними перемикачами і світлосигнальні табло. Органи управління та індикації на щитку пов'язані між собою мнемосхемою, що виконані на його лицьовій панелі. Елементи мнемосхеми мають вбудоване освітлення і дають наочне уявлення про стан систем електропостачання. На верхньому пульті і на лівій панелі приладової дошки встановлені узагальнюючі світлосигнальні табло, які спалахують при

порушенні в роботі систем електропостачання. Функціональне призначення органів управління, контролю та сигналізації:

а) органи управління:

щиток електропостачання:

- перемикачі "ГЕНЕР 1" і "ГЕНЕР 2" основних генераторів системи електроживлення 200/115 В. Початкове положення - "ОТКЛ". Положення "ПОДГОТ" є проміжним і використовується для автоматичної перевірки вбудованим самоконтролем працездатності каналу генератора перед підключенням його на бортову мережу. У положенні "ВКЛ" забезпечується підключення генератора на бортову мережу і автоматична робота каналу цього генератора;

- вимикач "ГЕНЕР ВСУ" допоміжного генератора системи електроживлення 200 /115 В. Початкове положення - "ОТКЛ". При установці вимикача у верхнє увімкнете положення і при запущеному двигуні ВСУ генератор автоматично підключається :

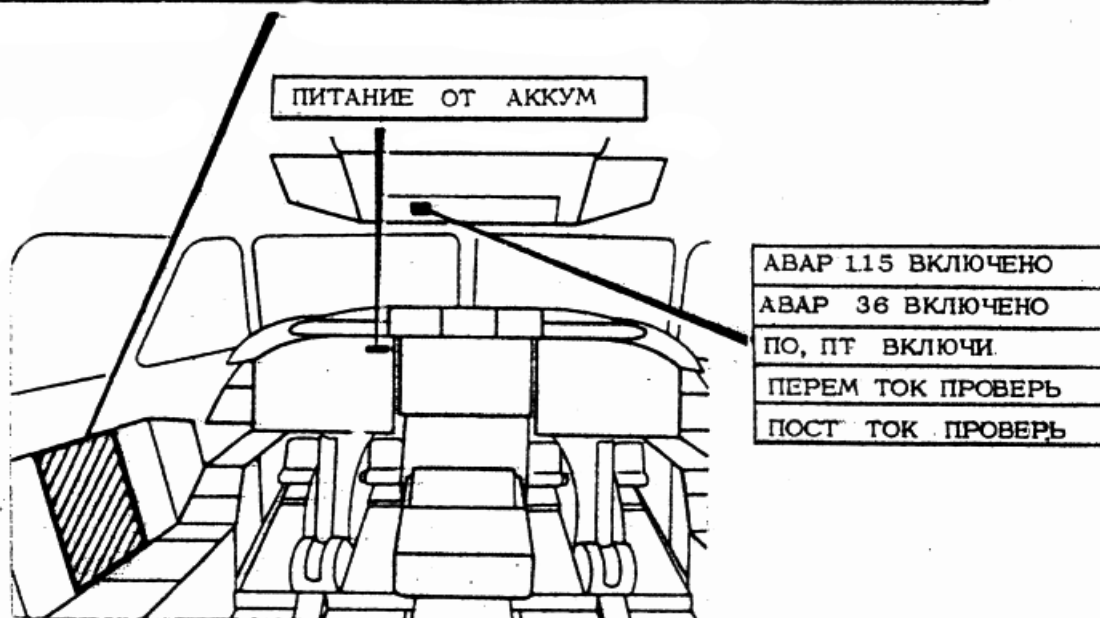
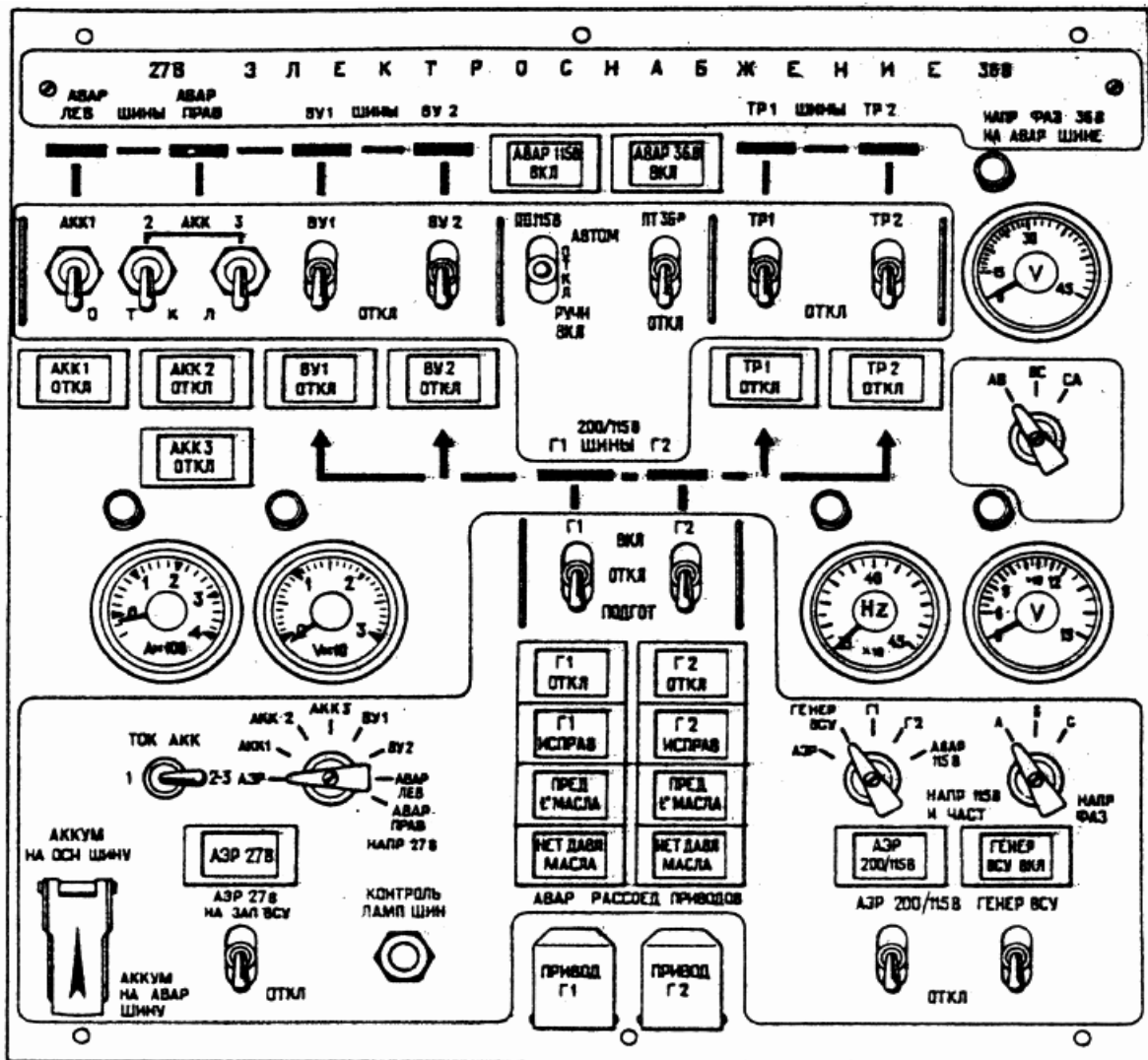


Рис. 1.4. Розміщення елементів керування та індикації системи
 - на шини лівого і правого бортів при відключених основних генераторах Г1 та Г2;
 - на шини лівого або правого борту при відключеному генераторі цього борту;

- в резерв при включених основних генераторах;
- перемикач "ПО 115 В" однофазного перетворювача 115 В. Початкове положення - "ОТКЛ". У положенні "АВТ" перетворювач автоматично запускається і підключається на аварійну шину 115 В, якщо відсутнє живлення цієї шини від основних шин 200 /115 В. У положенні "РУЧН ВКЛ" перетворювач запускається і підключається на аварійну шину 115 В незалежно від наявності на ній напруги генератора; при цьому генератор відключається від аварійної шини;

- вимикачі "ТР1" і "ТР2" трансформаторів 36 В. Початкове положення - "ОТКЛ". При установці вимикачів у верхнє включене положення трансформатори включаються для автоматичної роботи в системі електропостачання 36 В, якщо на шинах 200/115 В є напруга змінного струму;

- вимикач "ПТ 36 В" трифазного перетворювача 36 В. Початкове положення - "ОТКЛ". При установці вимикача в положення "АВТ" перетворювач запускається і підключається на аварійні шини, якщо відключені обидва трансформатора 36 В;

- вимикачі "ВУ1" і "ВУ2" випрямних пристроїв системи електропостачання 27 В. Початкове положення - "ОТКЛ". При установці вимикачів у верхнє (включене) положення випрямні пристрої включаються для автоматичної роботи в системі електропостачання 27 В, якщо на шинах 200/115 В є напруга змінного струму;

- вимикачі "АККУМ1" , "АККУМ2" і "АККУМ3" акумуляторних батарей. Сходне положення - "ОТКЛ". При установці вимикачів у верхнє (включене) становище акумуляторні батареї підключаються до аварійних шин постійного струму, розташованих у лівому і правому ЦРУ 27 В;

- перемикач "АККУМ НА ОСНОВ ШИНУ - АККУМ НА АВАР ШИНУ". У початковому положенні знаходиться під закритим ковпаком в положенні "АККУМ НА АВАР ШИНУ", при якому акумуляторні батареї підключаються тільки до аварійних шин постійного струму (при відключених "ВУ1" і "ВУ2"). При встановленні перемикача в положення "АККУМ НА ОСНОВ ШИНУ" акумуляторні батареї підключаються на всю розподільну мережу постійного струму;

- перемикач "ТОК АККУМ". Може знаходитися в будь-якому з двох положень - "1" або "2-3" і забезпечує підключення амперметра для вимірювання струму заряду (розряду) акумуляторних батарей. У положенні "1" амперметр підключається для вимірювання струму в ланцюзі акумуляторної батареї № 1, в положенні "2-3" - в ланцюзі акумуляторних батарей № 2 і № 3;

- вимикач "АЭР 200 /115 В" аеродромного електроживлення напругою 200/115 В. Початкове положення - "ОТКЛ ". При установці вимикача в положення "АЭР 200 /115 В" аеродромне джерело підключається на всю розподільну мережу 200 /115 В, якщо відключені обидва генератора Г1 та Г2. Якщо включений один з генераторів, наземне джерело підключається до того борту, генератор якого вимкнений. При включенні на борт генератора ВСУ

аеродромне джерело відключається від бортмережі навіть при включеному його вимикачі "АЭР 200/115 В";

- вимикач "АЭР 27 В НА ЗАП ВСУ" аеродромного електроживлення напругою 27 В. Початкове положення - "ОТКЛ". При установці вимикача у положення "АЭР 27 В НА ЗАП ВСУ" аеродромне джерело підключається до агрегатів запуску ВСУ (при запуску ВСУ);

- кнопки "АВАР РАССОЕД ПРИВОДОВ". У нормальній ситуації закриті запобіжними ковпаками і опломбовані. При виникненні аварійної ситуації натисканням кнопки "ПРИВОД ГЕНЕР1" або "ПРИВОД ГЕНЕР2" роз'єднується механічна передача з двигуном відповідного приводу. Повторне з'єднання приводу з двигуном можливе тільки на землі ;

- кнопка "КОНТРОЛЬ ЛАМП ШИН". Служить для перевірки справності ламп освітлення мнем сигналізації шин щитка електропостачання;

- галетний перемикач "НАПРЯЖ 115 В И ЧАСТОТ". Забезпечує підключення вольтметра і частотоміра в вимірювану точку розподільної мережі системи електропостачання 200/115 В. Починаючи від крайнього лівого положення перемикача за напрямком годинникової стрілки вольтметр і частотомір показує напругу і частоту :

"АЭР" - аеродромного джерела 200/115 В до або після його підключення до бортмережі;

"ГЕНЕР ВСУ" - генератора ВСУ. У цьому положенні галетного перемикача збуджується генератор ВСУ (при працюючому двигуні ВСУ) навіть при відключеному положенні вимикача генератора ВСУ, чим забезпечується вимірювання напруги і частоти генератора ВСУ до підключення його на бортмережі;

"ГЕНЕР 1" - лівого генератора до або після його підключення на бортмережу;

"ГЕНЕР 2" - правого генератора до або після його підключення на бортмережу;

"АВАР 115 В" - на аварійній шині 115 В лівого РУ 115 В;

- галетний перемикач "НАПРЯЖ ФАЗ". Забезпечує підключення вольтметра і частотоміра системи електропостачання 200/115 В на одну з фаз "А", "В", "С";

- галетним перемикач "НАПРЯЖ 27 В". Забезпечує підключення вольтметра постійного струму в вимірювану точку розподільної мережі системи електроживлення 27 В. Починаючи від крайнього лівого положення за напрямком годинникової стрілки, вольтметр показує напругу :

"АЭР" - аеродромного джерела 27 В до або після його підключення на запуск ВСУ;

"АККУМ1", "АККУМ2" і "АККУМ3" - на акумуляторних батареях до або після підключення їх на бортмережу;

"ВУ1", "ВУ2" - на випрямних пристроях до або після підключення їх до бортмережі;

"АВАР ЛЕВ" і "АВАР ПРАВ" - на аварійних шинах лівого і правого РП 27 В;

- галетний перемикач "НАПРЯЖ ФАЗ 36 В НА АВАР ШИНЕ".

Забезпечує підключення вольтметра для вимірювання лінійного напруги "АВ", "ВС" або "СА" на аварійній шині системи електропостачання 36 В.

б) контроль:

- вольтметр змінного струму ВФ0,4 -150 показує напругу однієї з фаз "А", "В" або "С" у системі електропостачання 200/115 В, робочий діапазон від 60 до 150 В, один поділ шкали відповідає 5 В;

- частотомір ЧФ4-1 показує частоту відповідного джерела системи електропостачання 200/115 В, робочий діапазон від 350 до 450 Гц, один поділ шкали відповідає 5 Гц;

- вольтметр постійного струму В-1 показує напругу в системі електропостачання 27 В, робочий діапазон від 0 до 30 В, один поділ шкали відповідає 1 В;

- амперметр постійного струму А-1 показує струм заряду або розряду акумуляторних батарей №1 або №2 і №3, робочий діапазон на заряд акумуляторних батарей від 0 до 40 А, на розряд - від 0 до 400 А, один поділ шкали на заряд або розряд відповідає 20 А;

- вольтметр змінного струму ВФ0,4-45 показує напругу в системі електропостачання 36 В, робочий діапазон від 15 до 45 В, один поділ шкали відповідних 1 В.

в) сигналізація представлена в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1.

| Найменування табло | Стан табло |
|---|---|
| 1 | 2 |
| Щиток електропостачання; | |
| <p>Жовті світлосигнальні табло:</p> <ul style="list-style-type: none"> - "АККУМ1 ОТКЛ" - "АККУМ2 ОТКЛ" - "АККУМ3 ОТКЛ" - "ВУ1 ОТКЛ" - "ВУ2 ОТКЛ" - "ТР1 ОТКЛ" - "ТР2 ОТКЛ" - "ГЕНЕР1 ОТКЛ" - "ГЕНЕР2 ОТКЛ" | <p>Спалахують при відмові або відключенні:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Акумуляторної батареї № 1; - Акумуляторної батареї № 2; - Акумуляторної батареї № 3; - Випрямного пристрою 27 В № 1; - Випрямного пристрою 27 В № 2; - Трансформатора 36 В № 1; - Трансформатора 36 В № 2; - Лівого генератора 200/115 В; - Правого генератора 200/115 В; |
| <p>Жовті світлосигнальні табло:</p> <ul style="list-style-type: none"> - "НЕТ ДАВЛ МАСЛА" - "ПРЕД Т МАСЛА" | <p>Спалахують:</p> <ul style="list-style-type: none"> - При зниженні за допустимі межі тиску масла в привід-генераторі; - При підвищенні температури масла в привід-генераторі вище допустимого рівня; |
| <p>Зелені світлосигнальні табло:</p> <ul style="list-style-type: none"> - "ГЕНЕР 1 ИСПРАВ" - "ГЕНЕР 2 ИСПРАВ" - "АВАР 115 ВКЛ" - "АВАР 36В" - "ГЕНЕР ВСУ ВКЛ" - "АЭР 200/115В" - "АЭР 27В" | <p>Спалахують:</p> <ul style="list-style-type: none"> - При нормальних параметрах електроенергії генератора, що перевіряється; - При підключенні однофазного перетворювача на аварійну шину 115 В; - При підключенні трифазного перетворювача на аварійну шину 36 В; - При підключенні генератора ВСУ до борт мережі; - При підключенні до борт мережі аеродромного джерела 200/115 В; - При підключенні аеродромного джерела 27 В на запуск ВСУ. |
| На нижній панелі верхнього пульта: | |
| <p>Жовті світлосигнальні табло:</p> <ul style="list-style-type: none"> - " = ТОК ПРОВЕРЬ " - " ~ ТОК ПРОВЕРЬ " | <p>Спалахують :</p> <ul style="list-style-type: none"> - При відключенні будь-якого одного випрямного пристрою або акумуляторної батареї; - При відключенні будь-якого одного джерела системи електропостачання |

| | |
|---|---|
| <p>- "АВАР 115 ВКЛЮЧЕНО" - "АВАР 36 ВКЛЮЧЕНО" - "ПО, ПТ ВКЛЮЧИ"</p> | <p>200/115 В або 36 В , або відмови приводу постійних оборотів (зниження за допустимі межі тиску масла або підвищення температури масла вище допустимого рівня) - При підключенні однофазного перетворювача на аварійну шину 115 В; - При підключенні трифазного перетворювача на аварійну шину 36 В; - При знеструмленій аварійної шині 115 В, а також за наявності напруги на аварійній шині 115 В (перемикач "ПО 115 В" в положенні "ОТКЛ") або на аварійній шині 36 В (вимикач "АВАР 36 В" в положенні "ОТКЛ").</p> |
| <p>На лівій панелі приладової дошки:</p> | |
| <p>Червоне світлосигнальне табло: - "ПИТАНИЕ ОТ АККУМ"</p> | <p>- Блимає, якщо відключені два випрямляч-них пристрої та живлення бортмережі здійснюється від акумуляторних батарей.</p> |

1.1.7. Мнемосигналізація щитка електропостачання

Для наочності роботи джерел електроенергії розподільчої мережі, а також для оперативного прийняття рішення при відмовах у системах електропостачання, на літаку передбачена мнемосигналізація щитка електропостачання. Для цього органи управління (вимикачі, перемикачі) і світлосигнальне табло на щитку електропостачання розташовані в максимально наблизеній до структурній побутовій системи електропостачання і функціонально пов'язані між собою мнемосхемою. При цьому органи управління розташовані в технологічній послідовності виконання в системах основних операцій. На мнемосхемі показана частина розподільчих пристроїв, основні та аварійні джерела електроенергії, які зображені:

- розподільні шини - прямокутниками ;
- шини 200/115 В з випрямними пристроями та трансформаторами - лініями зі стрілками;
- функціональний зв'язок шин між собою і шин з джерелами електроенергії - лініями. Всі елементи мнемосхеми забезпечені внутрішнім освітленням, яскравість якої регулюється вручну. Залежно від роботи систем електропостачання в мнемосхемі автоматично забезпечується освітлення відповідних елементів, що відбивають реальний стан системи електропостачання, таких як:
- вмикання і вимикання джерел електроенергії;
- наявність напруги на шинах розподільних пристроїв;

- вмикання резервування електроживлення шин та інше. Лампи освітлення елементів мнемосигналізації живляться від трансформатора ТР-60, який підключений на аварійну шину лівого ЦРУ 115 В. Умови загоряння елементів мнемо сигналізації (дивись рис. 1.5) наступні:

Система електропостачання 27 В:

- 1 - вмикання акумуляторної батареї № 1;
- 2 - наявність напруги на аварійній шині лівого ЦРУ 27 В;
- 3 - об'єднання аварійних шин 27 В обох бортів;
- 4 - вмикання акумуляторної батареї № 2 (або № 3);
- 5 - наявність напруги на аварійній шині правого ЦРУ 27 В;
- 6 - об'єднання основних і аварійних шин;
- 7 - включення випрямного пристрою ВУ1;
- 8 - наявність напруги на основній шині лівого ЦРУ 27 В;
- 9 - об'єднання основних шин 27 В обох бортів;
- 10 - наявність напруги на основній шині правого ЦРУ 27 В;
- 11 - включення випрямного пристрою ВУ2 ;

Система електропостачання 36 В:

- 12 - наявність напруги на шинах ТР1;
- 13 - включення трансформатора 36 В ТР1;
- 14 - об'єднання шин ТР1 і ТР2;
- 15 - наявність напруги на шинах ТР2;
- 16 - включення трансформатора 36 В ТР2;

Система електропостачання 200/115 В:

- 17, 20, 26 - наявність напруги на шинах Г1 лівого ЦРУ 200/115 В;
- 8, 23, 27 - наявність напруги на шинах Г2 правого ЦРУ 200/115 В;
- 19, 25 - наявність напруги на шинах Г1 і Г2;
- 21, 24 - включення генераторів;
- 22 - об'єднання шин 200 /115 В обох бортів.

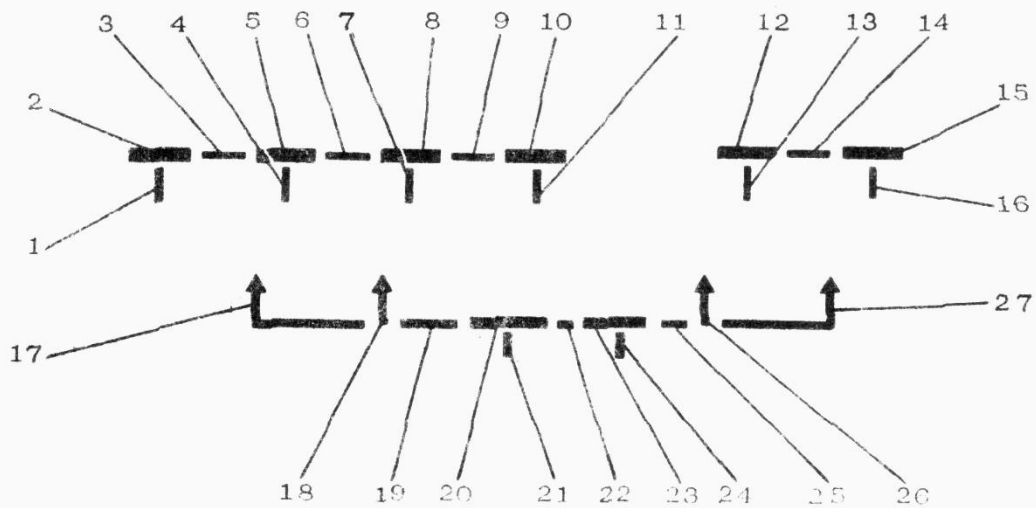
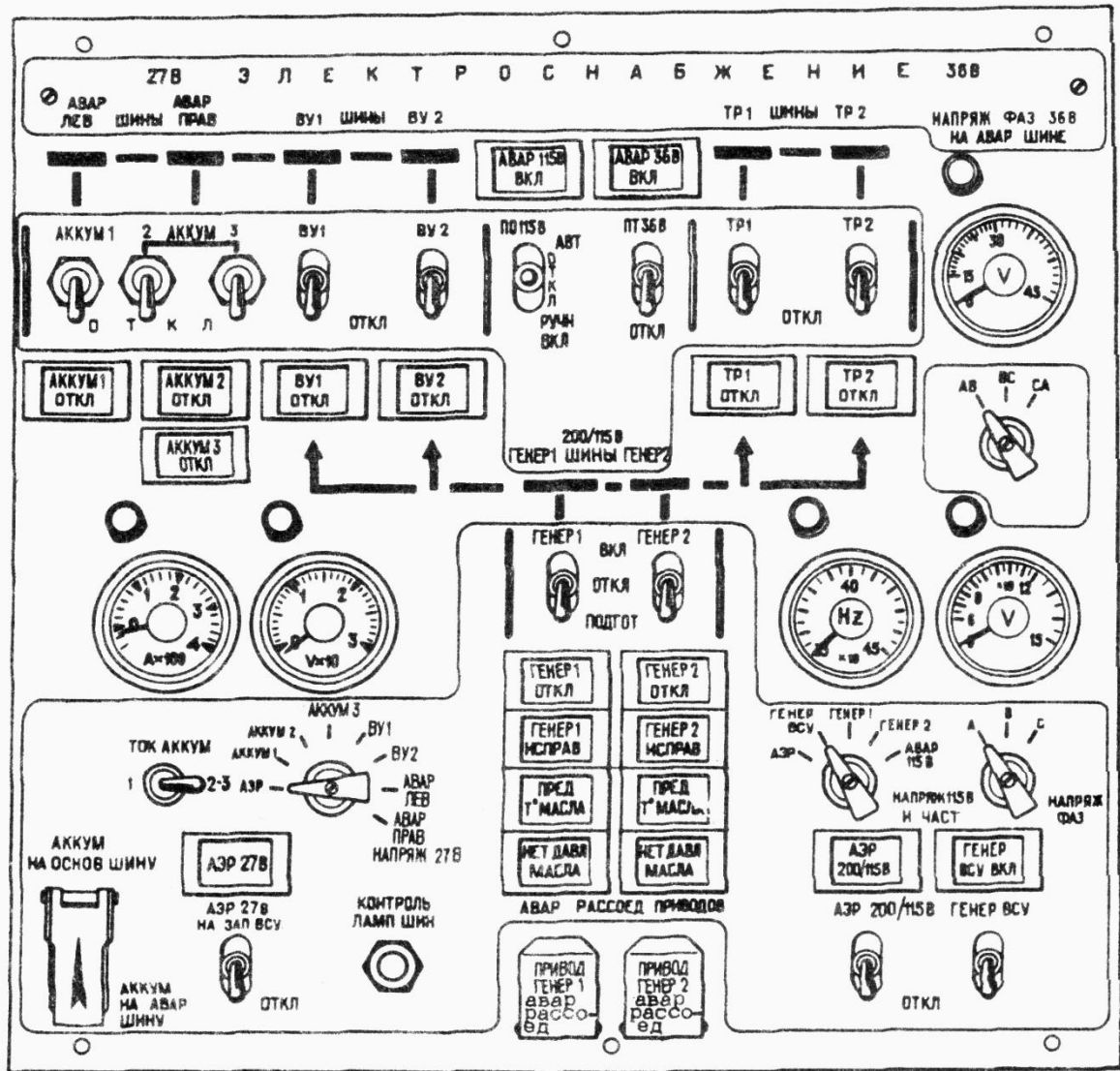


Рис. 1.5. Мнемосигналізація щитка електропостачання

1.2. Опис основного джерела змінного струму

ГЕНЕРАТОР ГТ30НЖЧ12

Генератор ГТ30НЖЧ12 призначений для перетворення механічної енергії двигуна в електроенергію змінного трифазного струму напругою 115/200 В, стабілізованою частотою 400 Гц.

Генератор приводиться в обертання гідроприводом постійних обертів і утворює разом з ним єдиний агрегат - інтегральний привід-генератор ГП21. Генератор являє собою чотириполосну синхронну безконтактну машину із вбудованим збудником змінного струму й блоком обертових випрямлячів, призначених для живлення постійним струмом обмотки збудження генератора. Для забезпечення автономності генератора і його ланцюгів захисту й керування на одному валу з генератором і збудником розташований підзбудник зі збудженням від постійного магніту. При обертанні ротора генератора постійний магніт підзбудника наводить у своїй нерухливій обмотці статора напруга частотою 800 Гц, яка через блок регулювання, захисту й керування подається на обмотку збудження збудника. Цим в обмотці якоря збудника наводиться напруга змінного струму, яка через блок обертових випрямлячів подається на обмотку збудження генератора. У трифазній нерухомій обмотці статора генератора наводиться основна напруга змінного трифазного струму. Корпус генератора стикується з корпусом привода й утворює із внутрішнім обсягом привода загальну порожнину. Генератор має тільки один підшипник з боку, протилежного привода. Кінець його вала з боку привода опирається на підшипник, що входить у конструкцію привода. Для охолодження генератора й змащення підшипників в маслосистему привід-генератора подається масло, що є робочою рідиною привода. Для охолодження лобових частин обмоток ротора й статора масло подається безпосередньо з порожнього вала генератора. На інші внутрішні елементи генератора для їхнього охолодження подається повітряно-масляна суміш.

Основні технічні дані генератора ГТ30НЖЧ12:

Таблиця 1.2

| | |
|-----------------------|-----------|
| Номінальна потужність | 30 кВа |
| Номінальна напруга | 115/200 В |
| Число фаз | 3 |
| Частота | 400 Гц |

1.3. Обґрунтування необхідності вдосконалення існуючої СЕП

В якості привода постійної частоти обертання генератора ГТ-30НЖЧ12 на літаку використовується гідромеханічний привод ГП-21, який виконаний в одному корпусі з генератором і має назву інтегральний привід-генератор (ІПГ). Основними елементами гідромеханічного привода є гідронасос, який приводиться в рух від авіадвигуна і гідродвигун, пов'язаний з генератором, що

приводиться. Стабілізація частоти обертання валу синхронного генератора при частоті обертання авіадвигуна, що змінюється, здійснюється за рахунок зміни продуктивності гідронасоса. При цьому гідронасос і гідродвигун утворюють гідравлічну передачу, в якій механічна енергія, що підводиться до ротора гідронасоса, перетворюється в гідравлічну, а потім гідравлічна енергія перетворюється гідродвигуном в механічну енергію обертання ротора гідродвигуна і генератора що приводиться.

У гідравлічній передачі гідромашини пов'язані між собою магістраллю високого і низького тиску.

Механізм відключення дозволяє від'єднувати привід від авіадвигуна при виникненні аварійних ситуацій: надмірного збільшення частоти обертання вихідного валу приводу і тиску масла нижче за допустимий рівень.

Залежно від частоти обертання валу авіадвигуна привід може працювати в режимах: докручування (допомагає авіадвигуну підтримувати номінальну частоту обертання генератора), номінальному (режим прямої передачі) і реверсу.

До загальних недоліків гідромеханічних ППЧО відносять складність конструкції, що містить велике число деталей, що труться, і вузлів, працюючих при високій механічній напрузі і вимагаючих високої точності при виготовленні, жорсткі вимоги до герметичності системи. Для забезпечення робочого діапазону температур гідросуміші 150 - 350 ° С використовують спеціальні агресивні рідини, що ускладнює процес експлуатації.

Гідромеханічним приводам, крім загальних недоліків, притаманний ряд інших недоліків, а саме:

- інтегральний привод-генератор (ГП-21+ГТ30НЖЧ12) складається з гідравлічних і електричних частин, елементів механічної та масляної систем, що робить агрегат великої конструктивної складності, високої вартості і недостатньої надійності роботи;
- виробництво механічної частини ППГ вимагає високої міри точності обробки складових частин привода і високої кваліфікації працівників які виготовляють ці частини;
- масло, яке забезпечує роботу привода, проходячи через ППГ піниться, в нього потрапляє стружка, воно вимагає охолодження і фільтрації. У зв'язку з цим в гідроприводі ГП-21 потрібна система фільтрації і охолодження масла;
 - в трубопроводах гідропривода ГП-21 можлива поява тріщин, руйнувань, заломів і зім'яття труб;
 - в місцях герметизації гідропривода можливе протікання назовні масла з трубопроводів, в з'єднаннях трубопроводів між собою або агрегатами;

- токсичність масла впливає на обслуговуючий персонал, а також на навколишнє середовище;
- механічні характеристики гідроприводу (залежність частоти обертання гідродвигуна від навантаження на валу гідродвигуна) мають дуже малий кут нахилу, тобто являються дуже жорсткими, тому важко забезпечити високу чутливість надійності підтримання постійної частоти обертання генератора при змінах навантаження та обертів авіадвигуна;
- особливістю роботи гідромеханічного привода є те, що в випадку його відмови в польоті або на землі повернення привода в зачеплення з двигуном літака можливе тільки на землі.

Досвід експлуатації ГП-21 на літаках цивільної авіації показав, що при початковій вартості ГП-21 приблизно 86% вартості усіх агрегатів системи генерування на його ремонт надалі доводилося 80% витрат часу і засобів, що йдуть на обслуговування усієї системи електропостачання.

Виконаний аналіз системи електропостачання літака, а в першу чергу СЕП змінного струму постійної частоти дозволяє зробити висновки про необхідність вдосконалення існуючої системи електропостачання на даному літаку. В якості первинної системи електропостачання на літаку АН-74ТК-200 пропонується залишити СЕП змінного струму постійної частоти, але в якості привода постійної частоти обертання синхронного генератора ГТ-30НЖЧ12 використати більш простий і однорідний з конструкції, більш дешевший, надійний, зручний і безпечний в експлуатації електромеханічний привод постійної частоти обертання.

В якості такого привода в системі електропостачання літака АН-74ТК-200 пропонується використовувати електромеханічний привод, який складається з трифазної електромагнітної муфти ковзання (ЕМК), збудженої змінним струмом та асинхронного перетворювача (АП) частоти і напруги. Каскадне з'єднання АП і ЕМК виконує роль привода постійної частоти обертання синхронного генератора.

Дослідження показало, що ЕМК і АП забезпечують точність стабілізації частоти обертання СГ, при частоті обертання АД, що змінюється в широких межах:

- у встановленому режимі $\pm 2\% f_n$;
- у перехідному режимі $\pm 8\% f_n$.

ППЧО і генератор виконуються в одному корпусі, утворюючи єдиний привід-генераторний агрегат (ПГА).

Живлення споживачів трьохфазного змінного струму напругою 36 В частотою 400 Гц та споживачів постійного струму від вторинних СЕП, які передбачені в існуючій СЕП літака.

РОЗДІЛ 2

РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СХЕМИ, ПРИНЦИП ДІЇ ТА РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПГА

2.1. Принципова схема привод-генераторного агрегату

Принципова електрична схема привод-генераторного агрегату (ПГА) змінного струму постійної частоти з приводом від АД представлена на рис. 2.1. На цьому ж рисунку приведена схема системи автоматичного управління (САУ) роботою ПГА при широкій зміні частоти обертання авіадвигуна $n_{ад}$. В склад ПГА входять:

СГ – безконтактний трьохфазний синхронний генератор, що приводиться з постійною частотою обертання $n_{сг}$;

ЕМК – електромагнітна муфта ковзання, що збуджується змінним струмом;

АП – асинхронний перетворювач частоти та напруги, що живить трифазну обмотку ведучого ротора ЕМК;

ЕСУП – електрична схема управління та підсилення, що забезпечує перемикання ЕМК та АП з одного ступеня на інший, в залежності від частоти обертання АД;

ВЧ – вимірювач частоти синхронного генератора (резонансний контур);

БТТ – блок трансформаторів струму, що видає сигнал, пропорційний величині струму навантаження СГ;

РН – регулятор напруги системи стабілізації частоти СГ;

Тр – трьохфазний трансформатор системи стабілізації частоти СГ;

ВП1 – випрямний прилад в системі автоматичного управління роботою ПГА;

ВП2 – випрямні прилади системи стабілізації частоти СГ;

К1 – реле в ланцюзі живлення обмотки електромагнітного чи тиристорного

К3 – реле в ланцюзі живлення обмотки перемикача К4, що змінює послідовність чергування фаз АП;

К5 – реле в ланцюзі живлення перемикача К6, що змінює послідовність напруги живлення обмотки збудження АП зі змінної трьохфазної на постійну та назад, в залежності від робочого ступеня ПГА;

S – пускова кнопка;

ТГ – тахогенератор на вхідному валу АП.

Стабілізація частоти обертання синхронного генератора $n_{ст}$, при частоті обертання авіадвигуна $n_{ад}$, що широко змінюється, в ПГА досягається:

1. Ступінчатою зміною частоти і напруги, що підводиться до ЕМК, за допомогою перемикачів контакторів К4 та К6.

2. Зміною напрямку обертання електромагнітного поля ЕМК, за допомогою перемикачів фаз ЕМК К2, що обертаються.

3. Плавною зміною ковзання відомого ротору ЕМК відносно магнітного потоку, що обертається, її ведучого ротора шляхом автоматичного регулювання напруги за допомогою РН.

Завдяки ступінчатій зміні частоти та напруги, що підводиться до ЕМК від роторної обмотки АП, а також зміні напрямку оберту магнітного потоку ЕМК частота ковзання її ведучого ротору відносно магнітного потоку, який обертається, при широкому діапазоні зміни частоти оберту АД виходить на всіх ступенях відносно невеликою. Це суттєво обмежує втрати ковзання, підвищує ККД та забезпечує виконання завдання охолодження ЕМК.

ПГА, який складається з АП, ЕМК та СГ, в залежності від величини частоти обертання СГ (6000, 8000 або 12000 об/хв.), може мати до шести робочих ступенів і забезпечує стабілізацію частоти струму СГ при зміні частоти обертання приводу у ПГА діапазоні 5 : 1. Запуск ПГА здійснюється короткочасним натисненням на кнопку S. При цьому напруга постійного струму поступає на обмотку збудження АП, створюючи нерухоме магнітне поле, яке наводить ЕРС у обмотці ротора АП, яка обертається, що викликає появу струмів у трьохфазній обмотці ЕМК. Трифазні струми, протікаючи у обмотці ЕМК, створюють обертове магнітне поле, яке захоплює за собою відомий ротор ЕМК, з'єднаний з ротором СГ. При певній частоті обертання ротора, СГ самозбуджується, і на його виході з'являється напруга і починається робота системи стабілізації частоти.

2.2. Розрахунок параметрів ПГА

На літаку Ан-74ТК-200 авіадвигун має діапазон зміни частоти обертання який дорівнює 1,41. В залежності від режиму роботи частота обертання вала АД змінюється наступним чином:

Таблиця 2.1.

| Режим роботи | Земний малий газ | Крейсерський режим | Номинальний режим | Злітний режим |
|----------------------------|------------------|--------------------|-------------------|--------------------|
| Частота обертання (об/хв.) | 9500-9650 | 12940-13090 | 12940-13090 | 13520-13600 |
| Час роботи | 30 хв. | необмежено | необмежено | не більше 5 хвилин |

Параметри привод-генераторного агрегату суттєвим чином залежать від відношення чисел пар полюсів АП і ЕМК, а це у свою чергу визначається величиною діапазону зміни частоти обертання та особливостей роботи АД. На основі попередніх розрахунків, а також з урахуванням особливостей роботи авіадвигуна, встановлено, що найбільш прийнятним відношенням чисел пар полюсів АП і ЕМК, являється відношення $P_{АП} : P_{ЕМК} = 1 : 10$. Для обраного значення $P_{АП}$ і $P_{ЕМК}$ виконаємо розрахунок частотних співвідношень ПГА для всіх шести ступенів.

На першому ступені АП збуджується змінним струмом постійної частоти $f_{сг}$, причому електромагнітне поле статора обертається навпроти напрямку обертання ротора АП. Тобто на першій ступені АП працює у режимі електромагнітного гальма, забираючи від авіадвигуна механічну енергію і перетворюючи частоту напруги, що підводиться до ЕМК.

Частота обертання поля статора АП:

$$n_{п.ап} = (60 \cdot f_{сг}) / P_{АП} = (60 \cdot 400) / 1 = 24000 \text{ об/хв.},$$

Мінімальна частота обертання АД на першій ступені при якій забезпечується мінімальна частота обертання СГ – ($n_{сг} = 12000$ об/хв.):

$$n_{АД.МІН.} = n_{АД.1МІН.} = \frac{n_{сг} - \left[n_{п.ап} \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}} \right] + n_{кМ}}{1 + \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}} = 8955 \text{ об./хв.},$$

де: $n_{кМ} = 250$ об/хв. – мінімальне значення ковзання на всіх ступенях, при якому ЕМК забезпечує номінальний момент ПГА.

При обертанні ротора АП з частотою $n_{АД1}$ в обмотці його ротора наводиться електрорушійна сила (ЕРС), частота якої $f_{2ап1}$ визначається за формулою

$$f_{2ап1} = f_{сг} \cdot S_{ап1} = 400 \times 1,37 = 548 \text{ Гц},$$

де: $S_{АП1} = \frac{n_{п.ап} + n_{АД.1АД.МІН.}}{n_{п.ап}} = 1,37$ – ковзання АП на початку першого ступеня.

В показаному на рис. 2.1 положенні контактів перемикача фаз муфти ковзання К2 порядок чергування фаз обмоток ведучого ротора ЕМК і ротора АП неоднаковий, тому електромагнітний потік, що утворюється системою трифазних струмів у ведучому роторі ЕМК, обертається в напрямку обертання

її ведучого ротора з частотою $n_{п.відн1}$. При цьому на першому ступені ЕМК працює одночасно в режимі муфти ковзання та асинхронного двигуна, додаючи до обертів авіадвигуна необхідну кількість обертів веденого ротору ЕМК, щоб оберти СГ дорівнювали 12000 об/хв.

Мінімальна частота обертання електромагнітного поля ЕМК відносно нерухомого простору на першому ступені:

$$n_{п.абс1} = n_{АД1\min} + n_{п.відн1} = 8955 + 3295 = 12250 \text{ об/хв.},$$

де: $n_{п.відн1} = (60 \cdot f_{2АП1}) / P_{ЕМК} = (60 \cdot 548) / 10 = 3295 \text{ об/хв.}$

Ковзання веденого ротора ЕМК відносно електромагнітного поля муфти, що обертається, на початку першого ступеня визначається за формулою:

$$S_1 = (n_{п.абс1} - n_{сг}) / n_{п.абс1} = (12250 - 12000) / 12250 = 0,01.$$

Так як частота обертання поля статора АП $n_{п.ап}$ більше частоти обертання авіадвигуна на першому ступені роботи ПГА $n_{АД1}$ ($n_{п.ап} > n_{АД1}$), то при досягненні частоти обертання АД значення:

$$n_{АД1-2} = n_{АД1\max} = n_{АД2\min} = \frac{n_{сг} + n_{К\min} - n_{п.ап} \cdot \left(\frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}} \right)}{1 - \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}} = 10944 \text{ об/хв}$$

електронна система управління і підсилювання видає сигнал на спрацювання реле К3 і контактора К4, який змінює порядок чергування фаз обмотки статора АП. Електромагнітне поле АП змінює напрямок свого обертання на протилежний і обертається згідно з ротором АП, тобто АП працює одночасно у режимі перетворювача частоти і асинхронного двигуна, перетворюючи електричну енергію в механічну енергію і допомагаючи авіадвигуну обертати СГ. Оскільки при зміні чергування фаз статорної обмотки АП відбувається зміна чергування фаз і роторної обмотки АП, то для збереження попереднього напрямлення обертання електромагнітного поля ЕМК одночасно з контактором К4 повинен спрацювати і перемикач фаз ЕМК К2. ПГА переходить на другий ступінь роботи. Раніше ніж розглянути співвідношення ПГА на другому ступені його роботи, визначимо частотні співвідношення наприкінці першого ступеня. Частота струму ротора АП і ЕМК:

$$(f_{2АП1})^x = f_{сг} \cdot (S_{АП1})^x = 400 \cdot 1,4 = 560 \text{ Гц},$$

де: $(S_{АП1})^x = \frac{n_{п.ап} + n_{АД1\max}}{n_{п.ап}} = \frac{24000 + 10944}{24000} = 1,4$ – ковзання АП наприкінці

першого ступеня.

Максимальне значення $(n_{п.абс1})^x$, $(n_{п.відн1})^x$, $(n_{к1})^x$ наприкінці першого ступеня:

$$(n_{п.абс1})^x = n_{АД1\max} + (n_{п.відн1})^x = 10944 + 3388 = 14332 \text{ об/хв.},$$

$$(n_{п.відн1})^x = (60 \cdot (f_{2АП1})^x) / P_{ЕМК} = (60 \cdot 560) / 10 = 3360 \text{ об/хв.},$$

$$(n_{к1})^x = (n_{п.абс1})^x - n_{сг} = 14332 - 12000 = 2332 \text{ об/хв.}$$

Максимальне значення ковзання наприкінці першого ступеня $(S_1)^x$:

$$(S_1)^x = S_{1\max} = ((n_{п.абс1})^x - n_{сг}) / (n_{п.абс1})^x = (14332 - 12000) / 14332 = 0,16.$$

Частота струму ротора АП і ЕМК на другому ступені:

$$(f_{2АП2})^x = f_{сГ} \cdot (S_{АП2})^x = 400 \cdot 0,54 = 216 \text{ Гц},$$

$$\text{де: } (S_{АП2})^x = \frac{n_{ПАП} - n_{АД2 \min}}{n_{ПАП}} = \frac{24000 - 10944}{24000} = 0,54 .$$

Оскільки напрям обертання електромагнітного поля ЕМК залишився колишнім, то:

$$n_{п.відн2} = 60 \cdot (f_{сГ}/P_{ЕМК}) - n_{АД2 \min} (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 1306 \text{ об/хв.},$$

$$n_{п.абс2} = n_{АД2 \min} (1 - (P_{АП}/P_{ЕМК})) + n_{ПАП} (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 12250 \text{ об/хв.}$$

Ковзання на початку другого ступеня роботи ПГА дорівнює:

$$S_2 = 1 - \frac{n_{сГ}}{n_{АД2 \min} \cdot \left(1 - \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right) + n_{ПАП} \cdot \left(\frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)} = 0,03$$

При збільшенні частоти обертання АД до $n_{2-3} = n_{АД2 \max}$ контактор К6 перемикає статорну обмотку АП на живлення випрямленим струмом з виходу ВП2, а К2 одночасно змінює чергування фаз ЕМК, з метою збереження попереднього напрямку обертання електромагнітного поля муфти відносно її ведучого ротора. На другому і третьому ступенях, як і на першому ЕМК працює у режимі асинхронного двигуна і муфти ковзання. При спрацюванні К6 АП переводиться з режиму асинхронного двигуна у режим синхронного генератора, перетворюючи механічну енергію авіадвигуна в електричну енергію живлення ЕМК.

Перемикання ПГА з другого ступеня на третій відбувається при:

$$n_{АД2-3} = n_{АД2 \max} = n_{АД3 \min} = \frac{n_{сГ} + n_{К \min}}{1 + \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}} = 11136 \text{ об/хв.}$$

Визначимо частотні співвідношення ПГА наприкінці другого ступеня:

$$(f_{2АП2})^x = f_{сГ} \cdot (S_{АП2})^x = 400 \cdot 0,5 = 200 \text{ Гц},$$

$$\text{де: } (S_{АП2})^x = \frac{n_{ПАП} - n_{АД2 \max}}{n_{ПАП}} = \frac{24000 - 11136}{24000} = 0,5,$$

$$(n_{п.абс2})^x = n_{АД2 \max} (1 - (P_{АП}/P_{ЕМК})) + n_{ПАП} (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 12250 \text{ об/хв.},$$

$$(n_{п.відн2})^x = 60 \cdot (f_{сГ}/P_{ЕМК}) - n_{АД2 \max} (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 1287 \text{ об/хв.},$$

$$(S_2)^x = 1 - \frac{n_{сГ}}{n_{АД2 \max} \cdot \left(1 - \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right) + n_{ПАП} \cdot \left(\frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)} = 0,03,$$

$$(n_{к2})^x = (n_{п.абс2})^x - n_{сГ} = 12422 - 12000 = 422 \text{ об/хв.}$$

Оскільки на третьому ступені АП збуджується випрямленим струмом, і електромагнітне поле ЕМК обертається згідно з її ведучим ротором, то:

$$f_{2ап3} = n_{АД3 \min} (P_{АП}/60) = 11136 \cdot (1/60) = 185 \text{ Гц},$$

$$n_{п.абс3} = n_{АД3 \min} (1 + (P_{АП}/P_{ЕМК})) = 11136 \cdot 1,125 = 12250 \text{ об/хв.},$$

$$n_{п.відн3} = n_{АД3 \min} (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 11136 \cdot (1/10) = 1113 \text{ об/хв.},$$

$$S_3 = 1 - \frac{n_{сг}}{n_{АД3 \min} \cdot \left(1 + \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)} = 0,03.$$

Визначимо частотні співвідношення ПГА наприкінці третього ступеня:

$$(f_{2АП3})^x = n_{АД3 \max} \cdot \frac{P_{АП}}{60} = 226 \text{ Гц},$$

$$(n_{п.абс3})^x = n_{АД3 \max} (1 + (P_{АП}/P_{ЕМК})) = 14972 \text{ об/хв.},$$

$$(S_3)^x = 1 - \frac{n_{сг}}{n_{АД3 \min} \cdot \left(1 + \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)} = 0.2.$$

$$(n_{к3})^x = (n_{п.абс3})^x - n_{сг} = 14972 - 12000 = 2972 \text{ об/хв.}$$

Перемикання ПГА з третього ступеня на четвертий відбувається в результаті спрацьовування реле К5 і контактора К6 при:

$$n_{АД3-4} = \frac{n_{сг} + n_{к\min} + n_{пап} \cdot \left(\frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)}{1 + \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}} = 13611 \text{ об/хв.}$$

З початком четвертого ступеня роботи ПГА статорна обмотка АП знов підключається до регулятора напруги з таким порядком чергування фаз, що електромагнітне поле статора обертається згідно з ротором АП (як на другому ступені). Тому:

$$f_{2АП4} = f_{сг} - n_{АД.4\min} \cdot \frac{P_{АП}}{60} = 400 - 16277 \cdot \frac{1}{60} = 129 \text{ Гц},$$

$$n_{п.відн4} = 60 \cdot (f_{сг}/P_{ЕМК}) - n_{АД4 \min} \cdot (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 60 \cdot (400/10) - 13611 \cdot (1/10) = 1371 \text{ об/хв.}$$

Оскільки на четвертому ступені поле ведучого ротора ЕМК $n_{п.відн4}$ обертається назустріч ведучому ротору, то:

$$S_4 = 1 - \frac{n_{сг}}{n_{АД4 \min} \cdot \left(1 + \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right) - n_{пап} \cdot \left(\frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)} = 0.23.$$

Якщо частота обертання авіадвигуна $n_{АД}$ досягає значення:

$$n_{АД.4-5} = n_{АД.4\max} = n_{АД.5\max} = \frac{n_{сг} + n_{к.\min} + n_{п.АП} \cdot \left(\frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)}{1 - \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}} = 16277 \text{ об./хв.}$$

то відбувається відпускання реле К3 і перемикання контактора К4, що призводить до зміни чергування фаз статорної обмотки АП (воно стає таким, як на першому ступені) і ПГА переходить на п'яту ступінь роботи.

Значення частотних співвідношень наприкінці четвертого ступеня:

$$(f_{2АП4})^x = f_{сг} - n_{АД.4\max} \cdot \frac{P_{АП}}{60} = 400 - 16277 \cdot \frac{1}{60} = 129 \text{ Гц},$$

$$\begin{aligned} (n_{п.відн4})^x &= 60 \cdot (f_{сг}/P_{ЕМК}) - n_{АД4макс}(P_{АП}/P_{ЕМК}) = 773 \text{ об/хв.}, \\ (n_{п.абс4})^x &= n_{АД4макс} - (n_{п.відн4})^x = 16277 - 773 = 15504 \text{ об/хв.}, \\ (S_4)^x &= 1 - \frac{n_{сг}}{n_{АД4макс} \cdot \left(1 + \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right) - n_{п.АП} \cdot \frac{P_{АП}}{P_{ЭМС}}} = 1 - \frac{12000}{11504} = 0,23. \end{aligned}$$

Оскільки на п'ятому ступені роботи ПГА електромагнітне поле АП обертається назустріч ведучому ротору, то для початку п'ятої ступені частотні співвідношення визначаються наступним чином:

$$\begin{aligned} f_{2АП5} &= f_{сг} + n_{АД5мін} \cdot \frac{P_{АП}}{60} = 400 + 16277 \cdot \frac{1}{60} = 671 \text{ Гц}, \\ n_{п.відн5} &= 60 \cdot (f_{сг}/P_{ЕМК}) + n_{АД5мін} \cdot (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 60 \cdot (400/10) + 16277 \cdot (1/10) = 4027 \text{ об/хв.}, \\ n_{п.абс5} &= n_{АД5мін} (1 - (P_{АП}/P_{ЕМК})) - n_{п.АП} (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 16277 \cdot 0,9 - 2400 = 12250 \text{ об/хв.}, \\ S_5 &= 1 - \frac{n_{сг}}{n_{АД5} \cdot \left(1 - \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right) - n_{п.АП} \cdot \left(\frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)} = 1 - \frac{12000}{12249} = 0,03. \end{aligned}$$

Якщо максимальне значення частоти обертання АД на п'ятій ступені прийняти рівним $n_{АД5макс} = 18000$ об/хв., то:

$$\begin{aligned} (f_{2АП5})^x &= f_{сг} + n_{АД5макс} \cdot \frac{P_{АП}}{60} = 700 \text{ Гц}, \\ (n_{п.відн5})^x &= 60 \cdot (f_{сг}/P_{ЕМК}) + n_{АД6макс} (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 60 \cdot (400/10) + 16000(1/10) = 4200 \text{ об/хв.}, \\ (n_{п.абс5})^x &= n_{АД6макс} (1 - (P_{АП}/P_{ЕМК})) - n_{п.АП} (P_{АП}/P_{ЕМК}) = 16000 \cdot 0,9 - 2400 = 13800 \text{ об/хв.}, \\ (n_{к5})^x &= n_{АД6макс} - n_{сг} = 13800 - 12000 = 1800 \text{ об/хв.}, \\ (S_6)^x &= 1 - \frac{n_{сг}}{n_{АД5макс} \cdot \left(1 - \frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right) - n_{п.АП} \cdot \left(\frac{P_{АП}}{P_{ЕМК}}\right)} = 1 - \frac{12000}{12249} = 0,03. \end{aligned}$$

Стабілізація частоти обертання СГ ($n_{сг}$) на кожному ступені роботи ПГА при збільшенні $n_{АД}$ забезпечується за рахунок збільшення ковзання від $n_{кмін}$ до $(n_{кі})^x$, де i - номер ступені. У випадку пониження частоти обертання АД від $n_{АД5макс}$ до $n_{АД1мін}$ розглянута вище черговість спрацювання контакторів і обертаючого перемикача відбувається у зворотній послідовності, що призводить до почергового переходу агрегату з п'ятого ступеня на четвертий, і т.д. аж до першого ступеня.

Основні енергетичні співвідношення на всіх ступенях роботи ПГА розглянемо для випадку постійного навантаження СГ, тобто $S_{сг} = 30$ кВА. При цьому момент на валу СГ:

$$M_{сг} = \frac{S_{сг} \cdot \cos(\varphi_{сг})}{n_{сг} \cdot \omega_{сг}} = \frac{30000 \cdot 0,8}{0,85 \cdot 1257} = 22 \text{ Н} \cdot \text{м},$$

де $S_{сг}$, $\cos(\varphi_{сг})$, $\eta_{сг}$ – повна електрична потужність, коефіцієнт потужності та ККД СГ, відповідно;

$\omega_{сг}$ – кутова частота обертання СГ (рад/с):

$$\omega_{\text{сг}} = \frac{n_{\text{сг}}}{9,55} = 1257 \text{ рад/с.}$$

Момент на веденому валу ЕМК, у встановленому режимі роботи дорівнює моменту навантаження СГ, тобто $M_{\text{ЕМК}} = M_{\text{СГ}} = M$. На першому ступені роботи ПГА до АП, який працює в режимі електромагнітного гальма та перетворювача частоти, підводиться, як електрична так і механічна потужності.

Механічна потужність, що підводиться до ротора АП від АД, $P_{2\text{АП1мех}}$, перетворюється у електричну (як у генераторі) $P_{2\text{АП1ел}}$ і передається у обмотку ведучого ротора ЕМК:

$$P_{2\text{АП1ел}} = P_{2\text{АП1мех}} \cdot \eta_{\text{АП}} = M_{\text{АП1}} \cdot \omega_{\text{АД1min}} \cdot \eta_{\text{АП}} = 6659 \cdot 0,9 = 5993 \text{ Вт,}$$

$$M_{\text{АП1}} = \frac{M \cdot \omega_{\text{ВД1}} \cdot f_{\text{СГ}}}{\omega_{\text{ПАП}} \cdot \eta_{\text{АП}} \cdot \eta_{\text{ЕМК}} \cdot f_{2\text{АП1}}} = \frac{22 \cdot 344 \cdot 400}{2513 \cdot 0,9 \cdot 0,9 \cdot 560} = 2,65 \text{ Н} \cdot \text{м,}$$

$$\omega_{\text{АД1min}} = \frac{\eta_{\text{АД1min}}}{9,55} = \frac{8955}{9,55} = 937,7 \text{ рад/с,}$$

$$\omega_{\text{ПВД1}} = \frac{n_{\text{ПВД1}}}{9,55} = \frac{3288}{9,55} = 344 \text{ рад/с,}$$

$$\omega_{\text{ПАП}} = \frac{n_{\text{ПАП}}}{9,55} = \frac{24000}{9,55} = 2513 \text{ рад/с,}$$

$\eta_{\text{АП}} = \eta_{\text{ЕМК}} = 0,9$ – коефіцієнт корисної дії АП та ЕМК.

Електрична потужність, яка підводиться до статора АП від приводимого СГ $P_{1\text{АП1ел}}$, також перетворюється у АП (передається зі статора на ротор, як у (трансформаторі) і поступає у обмотку ЕМК:

$$P_{1\text{АП1ел}} = P_{1\text{АП1ел}} \cdot \eta_{\text{АП}} = 6659 \cdot 0,9 = 5993 \text{ Вт,}$$

де $P_{1\text{АП1ел}} = M_{\text{АП1}} \cdot \omega_{\text{ПАП}} = 2,6 \cdot 2513 = 6659 \text{ Вт.}$

Отже активна електрична потужність, яку віддає ротор АП і яку споживає ЕМК, працюючи на першому ступені у режимі асинхронного двигуна дорівнює:

$$P_{2\text{АП1ел}} = P_{1\text{АП1ел}} + P_{2\text{АП1ел}} = 5993 + 2234 = 8227 \text{ Вт.}$$

Активна електрична потужність яку споживає ЕМК на першому ступені, виражається через момент на валу ЕМК:

$$P_{\text{ЕМК1ел}} = \frac{M \cdot \omega_{\text{ПВД1}}}{\eta_{\text{ЕМК}}} = \frac{22 \cdot 344}{0,9} = 8408 \text{ Вт.}$$

Механічна потужність, яку відбирає агрегат від АД на початку першого ступеня:

$$P_{\text{АД1}} = (M + M_{\text{АП1}}) \cdot \omega_{\text{АД1min}} = (22 + 2,65) \cdot 937 = 23097 \text{ Вт.}$$

Активна електрична потужність, що віддається споживачам та ККД ПГА на початку першого ступеня:

$$P_{\text{Е1}} = P_{\text{СГ}} - P_{1\text{АП1ел}} = 13466 \text{ Вт,}$$

$$\eta_1 = \frac{P_{\text{СГ}}}{P_{\text{АД1}}} = \frac{13466}{23097} = 0,58$$

Енергетичні характеристики ПГА наприкінці першого ступеня:

$$P_{2\text{АП1ел}}^x = M_{\text{АП1}}^x \cdot \omega_{\text{АД1max}} \cdot \eta_{\text{АП}} = 2,65 \cdot 1146 \cdot 0,9 = 2732 \text{ Вт,}$$

де, $\omega_{AD1max} = 1146$ рад/с,

$$P_1^{x_{АП1ел}} = P_1^{x_{АП1ел}} \cdot \eta_{АП} = 6659 \cdot 0,9 = 5993 \text{ Вт},$$

$$P_2^{x_{АП1ел}} = P_1^{x_{АП1ел}} + P_2^{x_{АП1ел}} = 5393 \text{ Вт},$$

$$P_{EMK1ел}^x = (M \cdot \omega_{від1max}) / \eta_{EMK} = (22 \cdot 344) / 0,9 = 8408 \text{ Вт},$$

де $\omega_{від1max} = 344$ рад/с,

$$P_{AD1}^x = (M + M_{АП1}) \cdot \omega_{AD1max} = (22 + 2,65) \cdot 1146 = 28246 \text{ Вт},$$

$$P_{E1}^x = P_{СГ} - P_1^{x_{АП1ел}} = 12629 - 5993 = 6639 \text{ Вт},$$

$$\eta_1^x = P_{E1}^x / P_{AD1}^x = 6639 / 28246 = 0,23,$$

де $\omega_{AD1max} = 616$ рад/с;

$$\omega_{Mвід1}^x = 373 \text{ рад/с}.$$

Активна електрична потужність, яка підводиться до ЕМК, що працює на другому ступені у режимі асинхронного двигуна:

$$P_{EMK2ел} = (M \cdot \omega_{Пвід2}) / \eta_{EMK} = (22 \cdot 137) / 0,9 = 3344 \text{ Вт},$$

де $\omega_{Пвід2} = 137$ рад/с.

АП на другій ступені працює у режимі асинхронного двигуна. При цьому електрична потужність, яка споживається перетворювачем,

$$P_{1АП2ел} = M_{АП2} \cdot \omega_{П.АП} = 2513 \cdot 2,65 = 6659 \text{ Вт},$$

$$\text{де } M_{АП2} = \frac{M \cdot \omega_{від2} \cdot f_{СГ}}{\omega_{ПАП} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{EMK} \cdot f_{2АП2}} = \frac{22 \cdot 137 \cdot 400}{2513 \cdot 0,9 \cdot 0,9 \cdot 216} = 2,73 \text{ Н} \cdot \text{м},$$

трансформується на його ротор і поступає на обмотку ведучого ротора ЕМК. Ротор АП віддає на вал механічну потужність:

$$P_{2АП2мех} = M_{АП1} \cdot \omega_{AD2min} = 2,73 \cdot 1146 = 3128,3 \text{ Вт},$$

де $\omega_{AD2min} = 1146$ рад/с.

Значення механічної потужності, яка відбирається агрегатом від АД, електричної потужності, яка віддається споживачам та ККД агрегату на початку другої ступені:

$$P_{AD2} = (M + M_{АП2}) \cdot \omega_{AD2min} = (22 + 2,73) \cdot 1146 = 22081 \text{ Вт},$$

$$P_{E2} = M \cdot \left(\frac{\omega_{СГ} \cdot f_{2АП2} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{СГ} \cdot \eta_{EMK} - \omega_{Пвід2} \cdot f_{СГ}}{f_{2АП2} \cdot \eta_{EMK} \cdot \eta_{АП}} \right) = 2349,1 \text{ Вт},$$

$$\eta_2 = P_{E2} / P_{AD2} = 2349 / 22081 = 0,10.$$

Активна електрична потужність ЕМК та механічна потужність АП наприкінці другої ступені:

$$P_{EMK2ел}^x = (M \cdot \omega_{від2}^x) / \eta_{EMK} = (22 \cdot 135) / 0,9 = 3292 \text{ Вт},$$

$$P_{2АП2мех}^x = M_{АП1}^x \cdot \omega_{AD2max} = 3183 \text{ Вт},$$

$$\text{де, } \omega_{від2}^x = 135 \text{ рад/с},$$

$$\omega_{AD2max} = 116,6 \text{ рад/с}.$$

Значення механічної потужності, яка відбирається агрегатом від АД та ККД агрегату наприкінці другої ступені:

$$P_{AD2}^x = (M - M_{АП2}^x) \cdot \omega_{AD2max} = (22 - 2,90) \cdot 1166 = 22270 \text{ Вт},$$

$$\eta_2^x = P_{E2} / P_{AD2}^x = 16187 / 22270 = 0,72.$$

Оскільки на третій ступені АП збуджується постійним струмом, то він працює в режимі СГ, віддаючи електричну потужність ЕМК, що працює у режимі

асинхронного двигуна. Електрична потужність, яку споживає ЕМК, потужність збудження, що підводиться до статора АП і момент АП на початку третьої ступені:

$$P_{EMK3ел} = (M \cdot \omega_{п.від3}) / \eta_{EMK} = (22 \cdot 116,6) / 0,9 = 2850 \text{ Вт},$$

$$P_{1EMK3ел} = (0,05 \cdot P_{EMK3ел}) / \eta_{АП} = (0,05 \cdot 2820) / 0,9 = 158,3 \text{ Вт},$$

$$M_{АП3} = \frac{M \cdot \omega_{ВІД3}}{\omega_{АД3min} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{EMK}} = \frac{22 \cdot 166,6}{1166 \cdot 0,9 \cdot 0,9} = 2,7 \text{ Н} \cdot \text{м},$$

де $\omega_{п.від3} = 166,6 \text{ рад/с}$;

$$\omega_{АД3} = 1166 \text{ рад/с}$$

Механічна потужності, яка відбирається агрегатом від АД, електрична потужність яку видає ПГА споживачам та ККД агрегату на початку третьої ступені:

$$P_{АД3} = (M + M_{АП3}) \cdot \omega_{АД3min} = (22 + 2,7) \cdot 1166 = 28800 \text{ Вт},$$

$$P_{Е3} = M \cdot \left(\frac{\omega_{сг} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{сг} \cdot \eta_{EMK} - \omega_{ПВІД3max} \cdot 0,05}{\eta_{EMK} \cdot \eta_{АП}} \right) = 2333,5 \text{ Вт},$$

$$\eta_3 = \frac{(\omega_{сг} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{сг} \cdot \eta_{EMK} - \omega_{ПВІД3max} \cdot 0,05)}{\omega_{АД3} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{EMK} + \omega_{ПВІД3}} = 0,81$$

Наприкінці третьої ступені енергетичні характеристики ПГА дорівнюють:

$$P_{EMK3ел}^x = (M \cdot \omega_{п.від3}^x) / \eta_{EMK} = (22 \cdot 142,5) / 0,9 = 3483 \text{ Вт},$$

$$P_{1EMK3ел}^x = (0,05 \cdot P_{EMK3ел}^x) / \eta_{АП} = (0,05 \cdot 3483) / 0,9 = 193,5 \text{ Вт},$$

$$P_{АД3}^x = (M + M_{АП3}^x) \cdot \omega_{АД3max} = (22 + 2,71) \cdot 1425,2 = 35216 \text{ Вт},$$

$$\eta_3^x = P_{Е3} / P_{АД3}^x = 1,51.$$

Активна електрична потужність, яка генерується ЕМК та віддається на ротор АП, на четвертій ступені:

$$P_{EMK4ел} = P_{2АП4ел} = M \cdot \omega_{п.від5} \cdot \eta_{EMK} = 22 \cdot 0,9 \cdot 111,8 = 2830,5 \text{ Вт},$$

де, $\omega_{п.від4} = 111,8 \text{ рад/с}$.

Активна електрична потужність, яка віддається споживачам зі статора АП дорівнює:

$$P_{1АП4ел} = (P_{2АП4ел} \cdot \eta_{АП} \cdot f_{сг}) / f_{2АП4} = 4475 \text{ Вт}.$$

Механічна потужність і момент на валу АП:

$$P_{2АП4мех} = (P_{1АП4ел} / \eta_{АП}) - P_{2АП4ел} \cdot \eta_{АП} = 2514 \text{ Вт},$$

$$M_{АП4} = P_{2АП4мех} / \omega_{АД4min} = 1,8 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Механічна потужність, яка відбирається агрегатом від АД, електрична потужність, яка віддається споживачам та ККД ПГА на початку п'ятої ступені:

$$P_{АД4} = (M + M_{АП4}) \cdot \omega_{АД4min} = (22 + 1,8) \cdot 1394,5 = 33177 \text{ Вт},$$

$$P_{Е4} = M \cdot \left(\omega_{сг} + \eta_{сг} \cdot \omega_{ПВІД4} - \eta_{АП} \cdot \eta_{EMK} \cdot \left(\frac{f_{сг}}{f_{2АП4}} \right) \right) = 25916 \text{ Вт},$$

$$\eta_4 = P_{Е4} / P_{АД4} = 25916 / 33177 = 0,78.$$

Наприкінці четвертої ступені ПГА має наступні енергетичні характеристики:

$$P_{EMK4ел}^x = P_{2АП4ел}^x = M \cdot \omega_{п.від4}^x \cdot \eta_{EMK} = 22 \cdot 0,9 \cdot 80,8 = 1599 \text{ Вт},$$

$$P_{2AP4мех}^x = (P_{1AP4ел}^x / \eta_{АП}) - P_{2AP4ел}^x \cdot \eta_{АП} = 7203 \text{ Вт},$$

$$P_{АД4}^x = (M + M_{АП4}) \cdot \omega_{АД4max} = (22 + 4,22) \cdot 1704 = 44678 \text{ Вт},$$

$$\eta_{4}^x = P_{Е4} / P_{АД4}^x = 25234 / 44678 = 0,56,$$

де, $\omega_{п.від4}^x = 80,8 \text{ рад/с}$.

На п'ятій ступені ЕМК працює, віддаючи активну електричну потужність на ротор АП. Асинхронний перетворювач перетворює частину цієї потужності у механічну потужність на валу, а частину яка залишилась, віддає зі статора споживачам.

Величина цих потужностей на початку п'ятої ступені:

$$P_{ЕМК5ел} = M \cdot \omega_{п.від5} \cdot \eta_{ЕМК} = 22 \cdot 0,9 \cdot 422 = 8335 \text{ Вт},$$

$$P_{1АП5ел} = M_{АП5} \cdot \omega_{П.АП} \cdot \eta_{АП} = 0,9 \cdot 2513 \cdot 1,9 = 4297,2 \text{ Вт},$$

$$P_{2АП5мех} = M_{АП5} \cdot \omega_{АД5min} = 1885 \cdot 1,9 = 3581 \text{ Вт}.$$

Визначимо момент АП на п'ятій ступені:

$$M_{АП5} = \left(\frac{\omega_{ПД5} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{ЕМК}}{\omega_{АД5min} \cdot \omega_{ПАП} \cdot \eta_{АП}} \right) \cdot M = 1,9 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Механічна потужність, яка відбирається агрегатом від АД, активна електрична потужність, яка віддається споживачам та ККД ПГА на початку і наприкінці ступені:

$$P_{АД5} = (\omega_{АД5min} + \omega_{П.АП} - \eta_{АП} - \omega_{п.від5} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{ЕМК} \cdot M \cdot \omega_{АД5min}) / \omega_{АД5min} + \omega_{П.АП} \cdot \eta_{АП} = 34264 \text{ Вт},$$

$$P_{Е5} = M \cdot (\omega_{СГ} \cdot \eta_{СГ} + (\omega_{П.АП} \cdot \omega_{п.від5} \cdot \eta_{АП}^2 \cdot \eta_{ЕМК}) / \omega_{АД5max} + \omega_{П.АП} \cdot \eta_{АП}) = 27779 \text{ Вт},$$

$$\eta_5 = P_{Е5} / P_{АД5} = 27779 / 34264 = 0,81,$$

$$P_{АД5}^x = (\omega_{АД5min} + \omega_{П.АП} - \eta_{АП} - \omega_{п.від5} \cdot \eta_{АП} \cdot \eta_{ЕМК} \cdot M \cdot \omega_{АД5min}) / \omega_{АД5min} + \omega_{П.АП} \cdot \eta_{АП} = 37883 \text{ Вт},$$

$$\eta_{5}^x = P_{Е5} / P_{АД5}^x = 27770 / 37883 = 0,73.$$

Аналізуючи отримані розрахункові частотні характеристики ПГА і особливості режимів роботи двигуна Д- 36 4сер літака АН-74ТК- 200 можна зробити висновок, що для підвищення коефіцієнта корисної дії (ККД) ПГА між вихідним валом двигуна і вихідним валом ПГА необхідно поставити підвищуючий редуктор з коефіцієнтом редукції 1.26. Тоді обороти двигуна на режимі земного малого газу, рівні 9500 об / хв., будуть відповідати розрахунковій частоті обертання вала ПГА 11970 об / хв. третього ступеня його роботи. Обороти двигуна на злітному режимі рівні 13600 об / хв. будуть відповідати розрахунковій частоті обертання вала ПГА 17030 об / хв. п'ятого ступеня роботи ПГА. При цьому тривала робота двигуна на крейсерському і номінальному режимах, а відповідно і ПГА відбувається на п'ятому ступені з мінімальними втратами ковзання в електромагнітній муфті і високим ККД агрегату, рівним 0,8. В даному випадку спрощується також електронна схема управління та посилення ПГА, так як він працює на третьому та п'ятому ступенях виключаючи перший, другий і четвертий ступені (рис. 2.2). Тому електромагнітний розрахунок електричних машин ПГА і системи управління його роботою необхідно виконувати виходячи з цих початкових умов. Енергетичні характеристики ПГА для всіх ступенів його роботи приведені на

рис. 2.3, а енергетичні діаграми (потоки енергії на кожній ступені) показані на рис. 2.4 – 2.8.

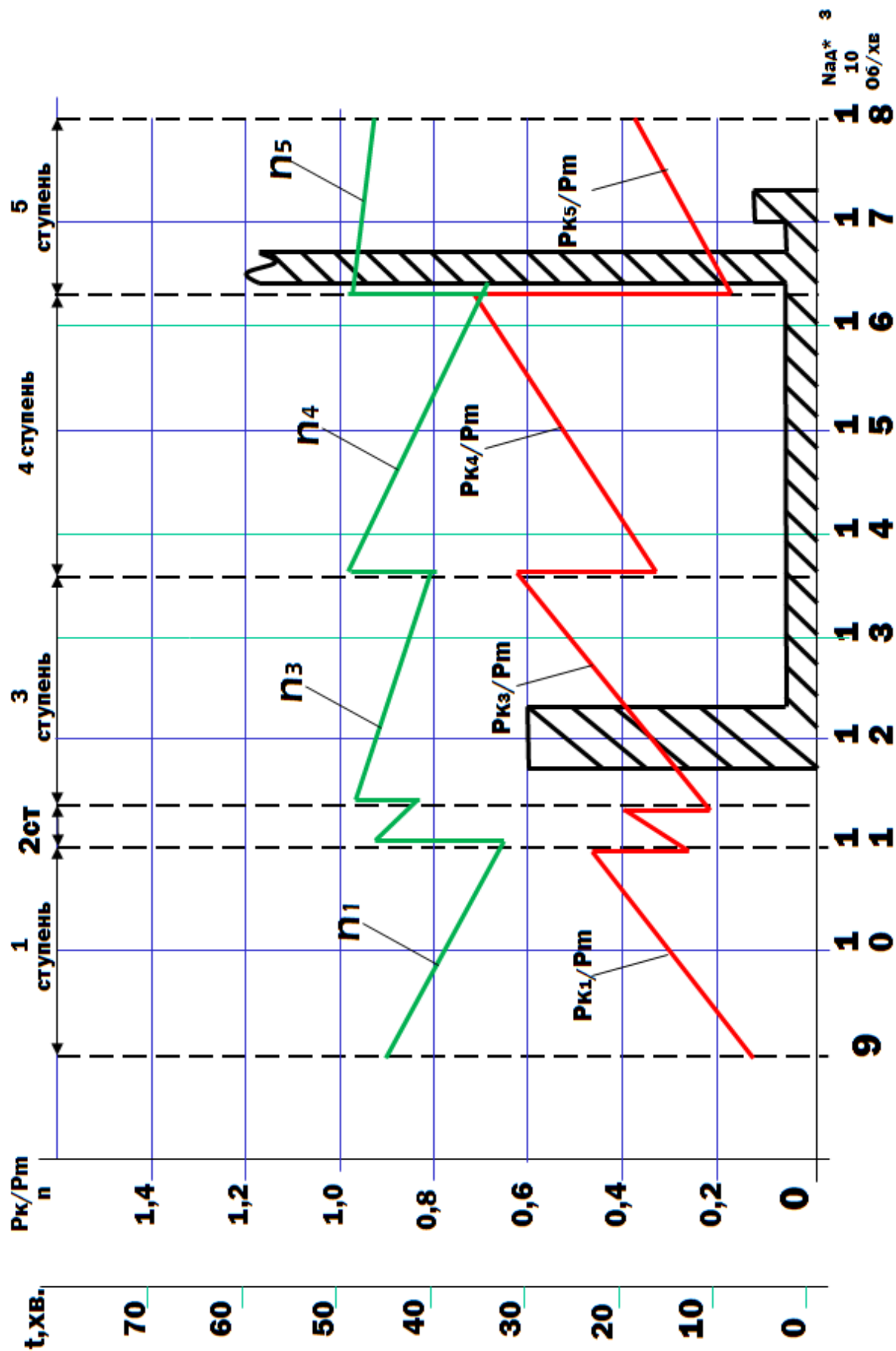


Рис. 2.2. Частотні діаграми ПГА і частота обертання авіадвигуна на режимах його роботи

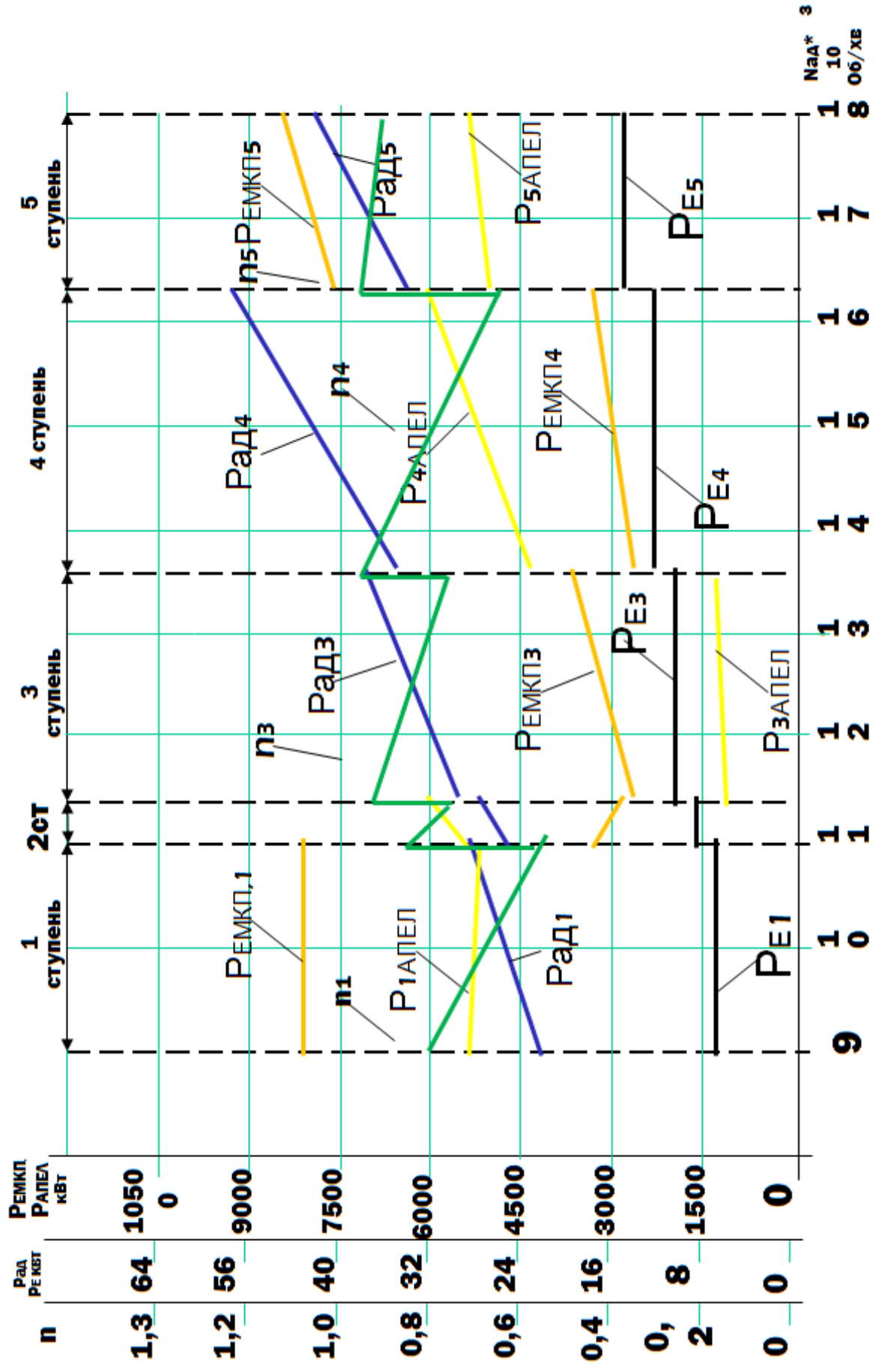


Рис.2.3. Энергетичні характеристики ПГА

Над* 3
10
06/ХВ

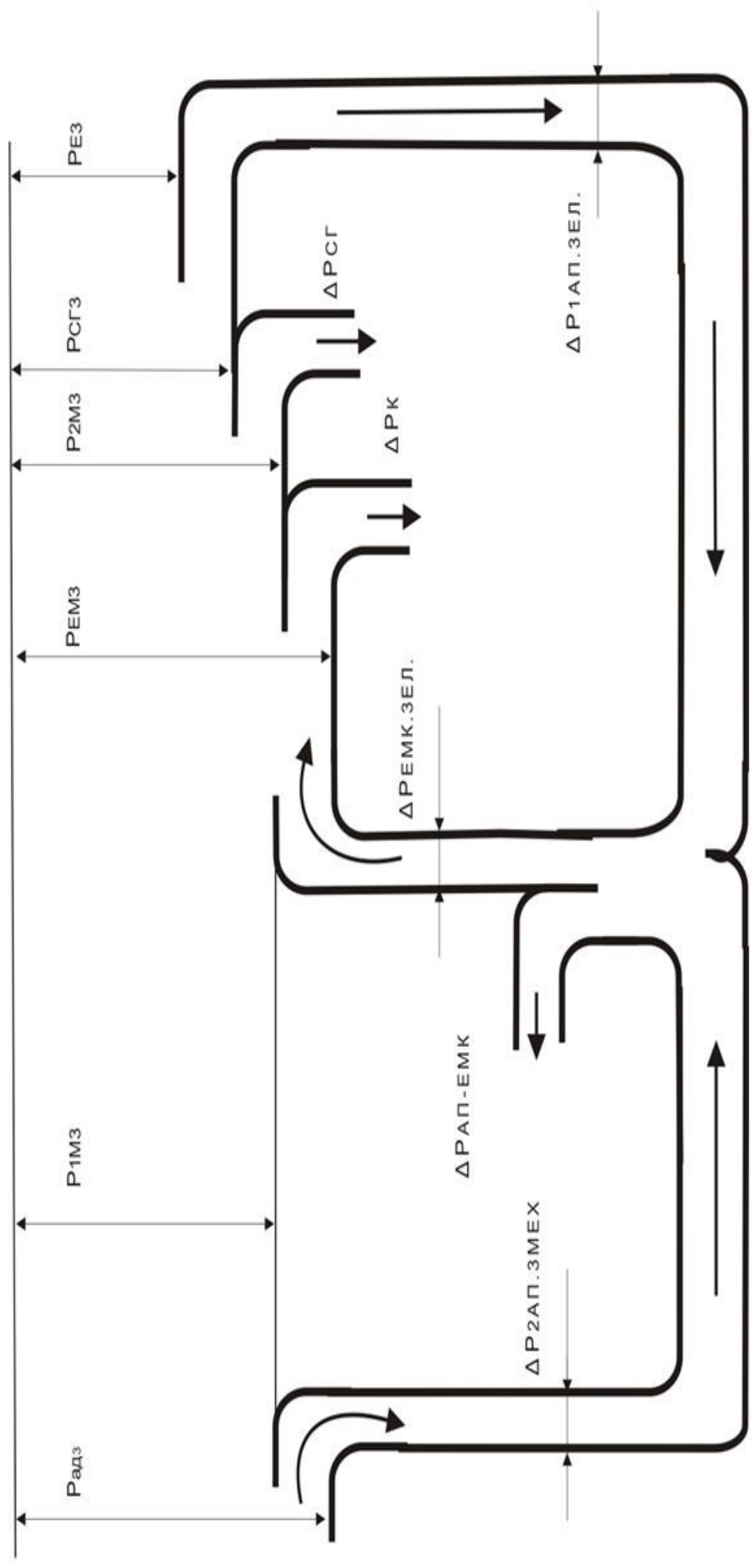


Рис 2.4. Третій ступінь

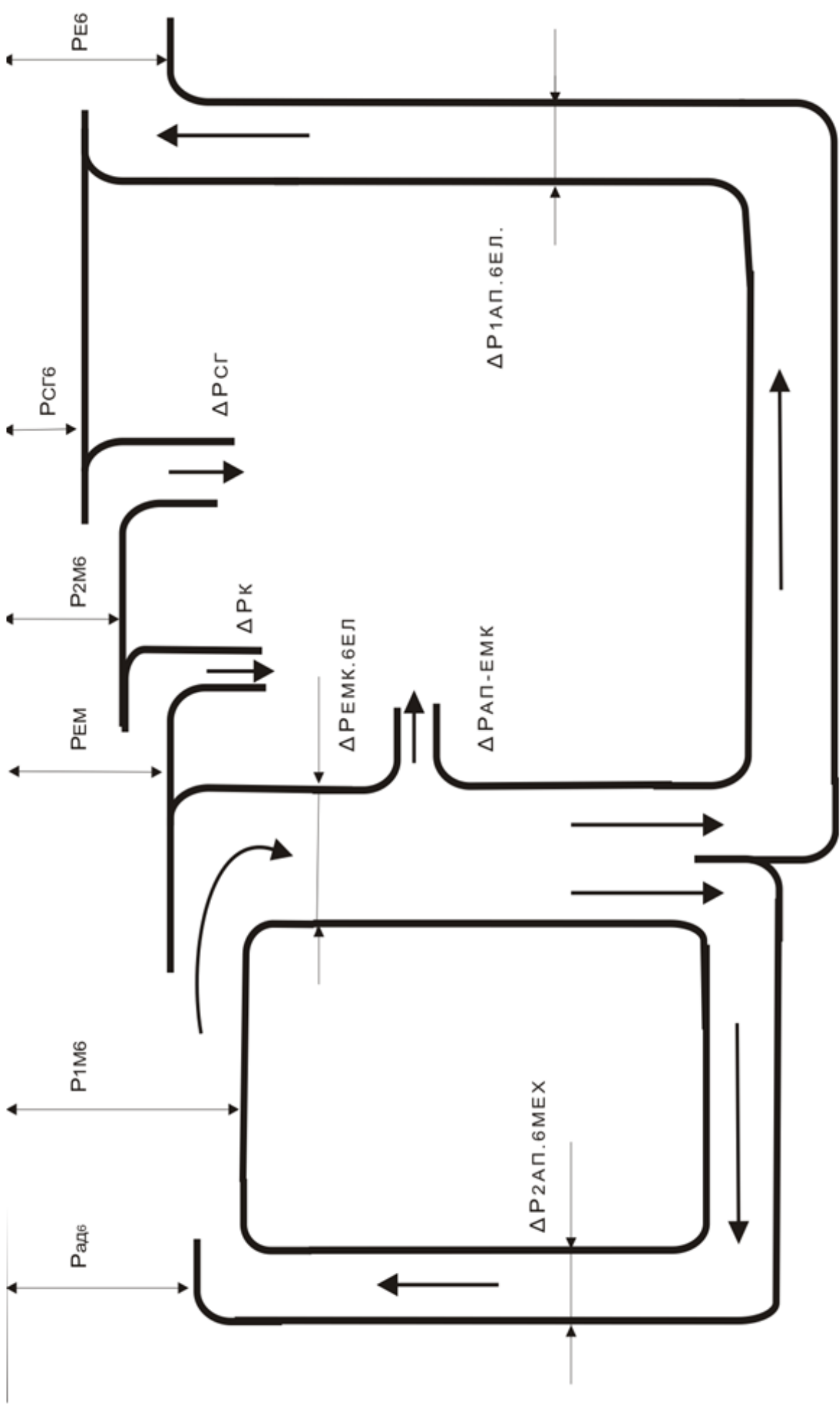


Рис. 2.5. П'ятий ступінь

РОЗДІЛ 3

ОБГРУНТУВАННЯ ВИБОРУ ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ, РЕГУЛЮВАННЯ І ЗАХИСТУ

3.1. Вибір елементів системи автоматичного управління ПГА

У ПГА стабілізація частоти обертання синхронного генератора при зміні частоти обертання валу авіадвигуна або при зміні навантаження мережі здійснюється:

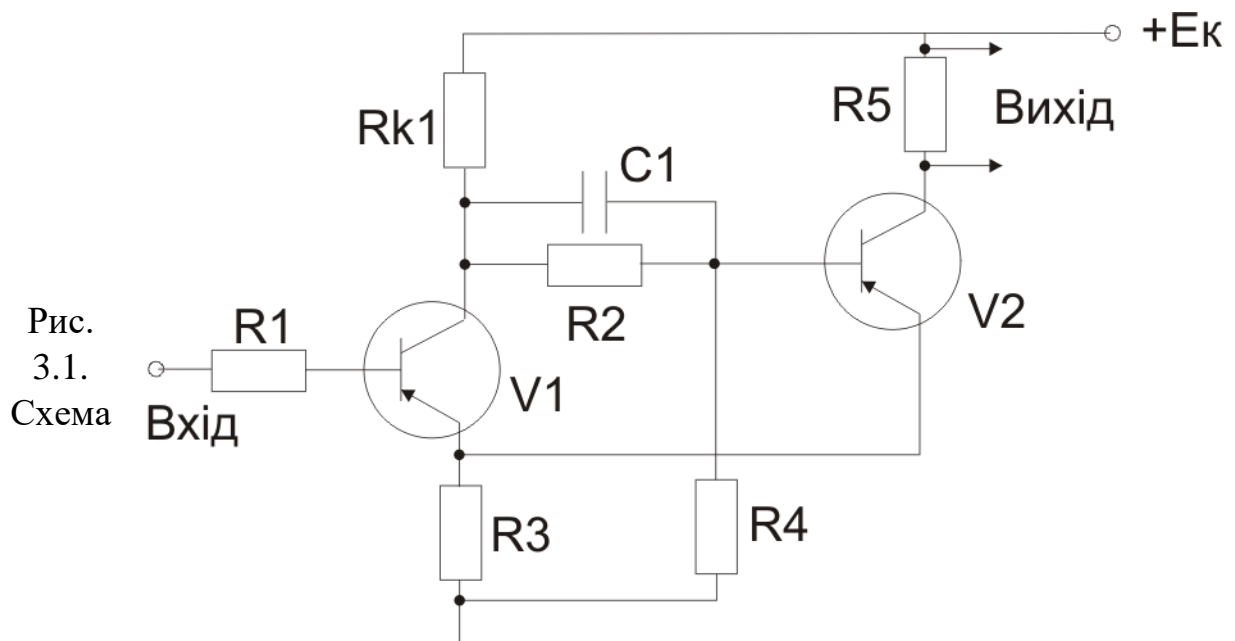
- ступінчастою зміною частоти і напруги, що підводить до ЕМК, за допомогою перемикаючих контакторів К4 і К6;
- зміною напрямку обертання магнітного поля ЕМК за допомогою перемикача фаз К2, що обертається, електромагнітної муфти ковзання;
- плавною зміною ковзання веденого ротора ЕМК, щодо магнітного потоку її ведучого ротора, що обертається, шляхом автоматичного регулювання напруги за допомогою РН.

Для забезпечення перемикання ППЧО з однієї ступені на іншу за сигналами тахогенератора (ТГ), тобто для забезпечення постійної частоти обертання СГ, використовується електронна схема управління і підсилення (ЕСУП).

Дана електронна схема управління зможе бути виконана на тригерах з емітерним зв'язком (тригерах Шмідта). Схема несиметричного тригера з емітерним зв'язком представлена на рис.4.1.

Тригер Шмідта є двокаскадним підсилювачем постійного струму з позитивним зворотним зв'язком, здійснюваним через резистор R3, включеним в загальний емітерний ланцюг обох транзисторів. Тригер з емітерним зв'язком має два стійкі стани. Переведення його з одного стійкого стану в інший здійснюється за допомогою напруги, що повільно змінюється та подається на базу транзистора V1.

При цьому транзистор V1 переходить в режим насичення, а транзистор V2 виявляється закритим.



несиметричного тригера з емітерним зв'язком

Напруга на виході тригера стрибком зростає до напруги джерела живлення E_k . При зменшенні вхідного сигналу відбувається зворотний процес тобто транзистор $V1$ закривається, а транзистор $V2$ відкривається і напруга на виході тригера стрибком зменшується.

Підбираючи певним чином напругу спрацьовування несиметричних тригерів, на яких побудована ЕСУП, можна домогтися чіткого перемикання ППЧО за допомогою реле і контакторів з одної ступені на іншу.

Для плавної зміни ковзання веденого ротора ЕМК, щодо магнітного потоку, що обертається, її ведучого ротора, може бути використаний автоматичний регулятор напруги, виконаний на магнітних підсилювачах або напівпровідниках.

Особливістю даного ППЧО є те, що як перемикач фаз каскадного з'єднання АП і ЕМК (К2) контактного типу можуть бути застосовані тиристорні перемикачі, що є істотною перевагою даного ППЧО.

Для стабілізації частоти струму СГ при зміні його навантаження і частоти обертання авіадвигуна в схемі ПГА передбачені канали регулювання частоти по відхиленню (вимірювач частоти - звичайний резонансний контур) і збуренню (блок трансформаторів струму). Сигнали від чутливих елементів поступають на регулятор напруги, робота якого розглянута вище. Канал регулювання частоти по відхиленню може бути використаний, як розподільник активної потужності між синхронними генераторами.

3.2. Вибір елементів захисту, управління і регулювання для СГ

В процесі експлуатації електрообладнання літака можливо виникнення аварійних режимів роботи генераторів та інших елементів СЕП літального апарату. Для своєчасного і швидкого відключенні генератора від мережі при появі аварійних режимів, застосовується апаратура захисту і управління.

Існують наступні види захисту:

- захист від пониження напруги;
- захист від підвищення напруги;
- захист від пониження частоти;
- захист від підвищення частоти;
- захист від коротких замикань;
- захист при обриві фаз та інші.

До апаратів захисту і управління пред'являються наступні основні вимоги:

- надійність і довговічність апаратів захисту і управління;
- стабільність роботи елементів захисту при дії таких чинників як температура, вологість, механічні дії;
- збільшення видів захисту залежно від призначення, тобто поєднання максимальнотокowego захисту із захистом від обриву фаз і т.д.;
- можливість регулювання параметрів і характеристик захисту, що необхідне для здійснення підстроювання захисту в процесі експлуатації і управлінні калібрування в процесі виготовлення. В даний час застосовуються надійні апарати захисту і управління. Прикладом такого апарату може служити БЗУСБ376Т, який забезпечує:
- дистанційне включення і виключення генератора;
- автоматичне включення генератора на навантаження при напрузі більше 175-185 В і частоті 372-380 Гц з видачею сигналу;
- захист генераторів і споживачів з необоротним відключенням генератора при підвищенні напруги в межах 220-230 В з витримкою часу $0,5 \pm 0,15$ с і при пониженні напруги в межах 175-185 В з витримкою часу $4 \pm 0,6$ с;
- необоротне відключення генератора при зниженні частоти в межах 420-428 Гц, з витримкою часу $6 \pm 0,9$ с;
- захист від усіх видів коротких замикань усередині генератора або на його фідері;
- живлення всіх елементів захисту і управління генератора і пристрою управління приводу напругою 24-28 В при аварії мережі постійного струму через ТВУ.

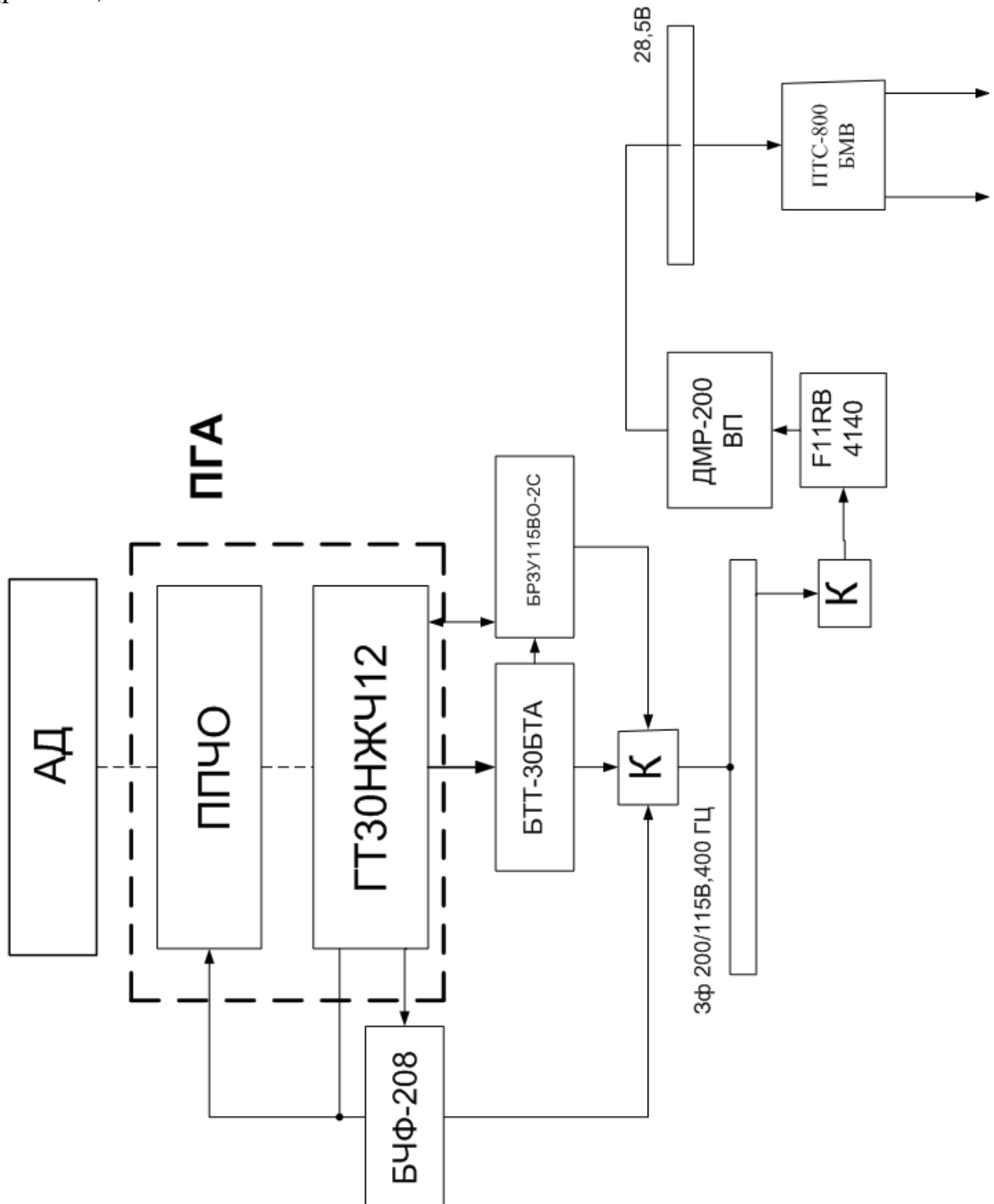
Як апарат захисту і управління вибираємо БЗУСБ376Т.

Для забезпечення регулювання напруги генератора ГТ30НЖЧ12 використовуються автоматичний регулятор напруги БРН120Т5А - 3с який виконаний на магнітних підсилювачах. Блок регулювання напруги забезпечує точність регулювання напруги генератора в межах $208 \text{ В} \pm 2\%$ при зміні

симетричного навантаження від 0 до 83,5 А і частоти обертання генератора 12000 об/хв. $\pm 2\%$.

Для захисту від виключення джерела живлення трьохфазного змінного струму (бортового або наземного) при неправильному чергуванні фаз може бути використаний блок чергування фаз БЧФ-208. Блок БЧФ-208 випускається у відрегульованому стані і додаткового налагодження в процесі експлуатації не вимагає. При відмові якого-небудь елемента блок замінюється новим.

Після вибору елементів захисту, управління і регулювання структурна схема вдосконаленої СЕП одного каналу може бути представлена у вигляді (рис. 4.2):



РОЗДІЛ 4 РОЗРОБКА ІНСТРУКЦІЙ З ТЕХНІЧНІЙ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СПРОЕКТОВАНОГО ПГА

Так як на літаку джерелами електричної енергії є встановлені безконтактні синхронні генератори, то система генерування змінного струму володіє високою експлуатаційною надійністю.

Оскільки на даному літаку застосовується блокова побудова системи електропостачання (апаратура захисту, управління і регулювання, зосереджена в окремих блоках) це дає можливість здійснювати автоматичний перед польотний контроль несправностей системи вбудованого контролю і скоротити час на підготовку системи до роботи.

Працездатність і справність ПГА полягає в тому, щоб перевірити відповідність переходу генераторного агрегату з одного режиму роботи на інший, тобто з однієї ступені на іншу.

Для того щоб визначити перехід з одного режиму на інший не варто судити лише по стрибкоподібній зміні струму АГ чи додатковій сигналізації.

Є відповідна таблиця перемикання ступенів ПГА. Перевірка переходу на різні ступені роботи ПГА проводиться при зміні режиму роботи авіадвигуна від малого газу до злітного і назад. При цьому для того щоб не погіршилися теплові умови роботи ПГА розкид частоти обертання веденого ротора ЕМК, при перемиканні, не повинен перевищувати ± 50 об/хв.

Оскільки частота перемикання повинна бути в невеликих межах, для цього у системі автоматичного управління роботою ПГА повинне бути передбачене під регулювання частоти при перемиканні.

На літаку підвищена небезпека враження електричним струмом, в наслідок високої напруги 208 В 400 Гц, тому при експлуатації системи обов'язково про це необхідно пам'ятати, і всі роботи по огляду та демонтажу електричних агрегатів повинні проводитися при знеструмленій мережі.

Потрібно дотримувати заходів з техніки безпеки. При відмові агрегатів необхідно переконатися:

- у відсутності зовнішніх пошкоджень, деформацій, перегрівів на поверхнях машин і монтажних проводах;
- у надійності кріплення генераторного агрегату, проводів, патрубків охолодження, стиковки і контурування штепсельних рознімів.

Синхронний генератор ГТ90НЖЧ12 - безконтактна машина, його термін служби практично рівний терміну служби підшипників, які вимагають виконання регламентних робіт через 400 годин роботи. Номінальні параметри:

U_n , f_n , I_n контролюються контрольно-вимірювальними приладами і табло, розміщеними на щитку контролю енергетики.

АП і ЕМК виконані безконтактними, а ЕМК має короткозамкнутий ведений ротор, що збільшує надійність роботи ПГА, тому у перевірці і огляді мають потребу тільки підшипники. Особливу увагу при експлуатації ПГА необхідно звернути на своєчасне і якісне змащування підшипників, інакше можливо їх руйнування і вихід з ладу ПГА.

Отже пропонується ПГА має деякі переваги в експлуатації:

- простота конструкції;
- вимагає малу кількість трудовитрат на експлуатацію;
- надійність.

Список використаних джерел

1. Красношапка М.М. "Теория и расчет электродинамических редукторов с регулируемым передаточным отношением" КВИАВУ ВВС, 1976
2. Власов С.Г. "Проектирование систем электроснабжения ЛА" Москва 1967
3. Лужбин В.Н. "Теория и расчёт авиационных электромеханических привод-генераторных агрегатов переменного тока постоянной частоты" ХВВАИКУ 1981
4. Свириденко П.А., Красношапка М.М., Винокуров В.А. "Расчёт электрических машин переменного тока повышенной частоты" ВВИА им. Н.Э.Жуковского
5. Красношапка М.М. "Электроснабжение и энергетические системы ЛА" КВИАВУ ВВС, 1976
6. Красношапка М.М. " Электроснабжение ЛА" Москва 1973
7. Лужбин В.Н "Анализ авиационных привод-генераторных агрегатов переменного тока постоянной частоты" ХВВАИКУ 1982
8. Техническое описание системы электроснабжения самолёта Ан-74ТК200

ВИСНОВОК

На основі аналізу тактико-технічних характеристик літака Ан-74ТК-200 та його існуючої системи електропостачання, вказані недоліки даної СЕП в цілому, а також недоліки гідромеханічного приводу постійної частоти обертання генератора. Для усунення цих недоліків у дипломній роботі надане обґрунтування необхідності вдосконалення СЕП шляхом її заміни на СЕП змінного струму постійної частоти, встановивши на літаку привод-генераторний агрегат, що складається з електромагнітної муфти ковзання, асинхронного перетворювача (привод постійної частоти обертання) та синхронного генератора, розміщених у одному корпусі. Розроблена принципова схема безконтактного багатоступінчатого ППЧО. Виконаний розрахунок відносної потужності втрат ковзання ЕМК агрегату і частот перемикання ППЧО з однієї ступені на іншу в залежності від відношення чисел пар полюсів АП і ЕМК. Середнє розрахункове значення ККД для ППЧО складає 0,8.

На основі аналізу режимів роботи авіадвигуна і розрахунку відносної потужності втрат ковзання ЕМК встановлено, що на даному ЛА немає необхідності використовувати всі шість ступень роботи ППЧО, а достатньо двох.

Виконаний вибір елементів системи автоматичного управління, регулювання і захисту ПГА та розроблена інструкція його технічній експлуатації.

Крім того запропонована СЕП володіє кращими експлуатаційними показниками з точки зору можливості обслуговування агрегату спеціалістами з авіоніки, зменшення обсягу та часу виконання різних видів робіт, ремонтпридатності (заміна, того що відмовив на справний) та інших видів обслуговування.

Запропонована СЕП відповідає вимогам, які висуваються до систем електропостачання і може бути використана на літаку Ан-74ТК-200 та на інших літаках.