МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускової кафедри

_____С.В. Павлова
(підпис)

«_____»___лютого___2022р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР

Тема: Привід постійної частоти обертання синхронного генератора магістрального літака

Виконавець: _____ Заруба Віктор Анатолійович
(підпис) (П.І.Б.)

Керівник: _____ доцент Лужбін Віктор Миколайович
(підпис) (П.І.Б.)

Нормоконтролер:_____ Левківський Василь Васильович
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіоніки
Напрям (спеціальність) 173 «Авіоніка»
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____ С.В. Павлова

«___»_____2022р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи
Заруби Віктора Анатолійовича

1. Тема дипломного проекту: «Привід постійної частоти обертання синхронного генератора магістрального літака» затверджена наказом ректора від 06.12.2021р. № 2658/ст

2. Термін виконання проекту: з 10.01.2022р. по 28.02.2022р.

3. Вихідні дані до проекту: Існуюча система електропостачання та споживачі електричної енергії літака Іл-96.

4. Зміст пояснювальної записки: Аналіз існуючої системи електропостачання. Розробка структурної схеми існуючої та вдосконаленої СЕП літака. Розрахунок частотних та енергетичних характеристик привід-генераторного агрегату. Порівняльна характеристика показників надійності існуючої і вдосконаленої системи електропостачання.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстрованого) матеріалу: Структурна схема існуючої та вдосконаленої систем електропостачання літака Іл-96. Схема електрична принципова привід-генераторного агрегату. Енергетичні діаграми та енергетичні характеристики ПГА.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Підбір і вивчення відповідної літератури	10.01-15.01.2022	виконав
2.	Аналіз існуючої СЕП літака Іл-96 та обґрунтування необхідності її вдосконалення. Розробка структурної схеми вдосконаленої СЕП	17.01-22.01.2022	виконав
3.	Розробка принципової електричної схеми і розрахунок частотних та енергетичних характеристик привід-генераторного агрегату	24.01-05.02.2022	виконав
4.	Визначення експлуатаційної надійності ПГА	07.02-12.02.2022	виконав
5.	Оформлення пояснювальної записки і графічного матеріалу дипломної роботи	14.02-19.02.2022	виконав
6.	Підготовка доповіді до захисту	19.02-28.02.2022	виконав

8. Дата видачі завдання: “20" грудня 2021р.

Керівник дипломної роботи _____ доц. Лужбін В.М.

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____Заруба В.А.

(підпис дипломника) (П.І.Б)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Привід постійної частоти обертання синхронного генератора магістрального літака»: 67 сторінок, 20 рисунків, 5 таблиць, 11 використаних джерел.

Ключові слова: система електропостачання літака, привід постійної частоти обертання, електромагнітна муфта ковзання, асинхронний перетворювач, розрахунки, привод-генераторний агрегат.

Об'єкт дослідження – система електропостачання літака Іл-96.

Предмет дослідження – привід постійної частоти обертання синхронного генератора магістрального літака.

Мета дипломної роботи – вдосконалення встановленої системи електропостачання літака Іл-96 шляхом розробки приводу постійної частоти обертання електромеханічного типу.

Метод дослідження – аналіз системи електропостачання, 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 та енергетичних характеристик привод-генераторного агрегату.

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

ЗМІСТ……....5
Перелік умовних позначень, скорочень, термінів……...6
Вступ……..7
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧОЇ СЕП ЛІТАКА ІЛ-96 ТА ОБҐРУНТУВАННЯ НЕОБХІДНОСТІ ЇЇ ВДОСКОНАЛЕННЯ. РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ ВДОСКОНАЛЕНОЇ СЕП……10
1.1. Аналіз системи електропостачання літака Іл-96……10
1.2. СЕП змінного струму напругою 200/115 В частотою 400 Гц……...12
1.3. Система електропостачання постійним струмом наругою 27В……15
1.4. Основні джерела електроенергії змінного струму……..20
1.5. Аналіз існуючої системи електропостачання літака Іл-96 300 та обґрунтування необхідності її вдосконалення……27
РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СХЕМИ, ПРИНЦИП ДІЇ ТА РОЗРАХУНОК ЕНЕРГЕТИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПГА……..31
2.1. Принципова схема привод-генераторного агрегату……31
2.2 Розрахунок параметрів ПГА……34
РОЗДІЛ 3. ПОРІВНЯЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ПОКАЗНИКІВ НАДІЙНОСТІ ІСНУЮЧОЇ І ВДОСКОНАЛЕНОЇ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ…….60
3.1. Кількісні показники надійності……..60
3.2. Розрахунок надійності існуючої СЕП…… ..61
3.3. Розрахунок системи генерування вдосконаленої СЕП……62
ВИСНОВКИ……65
Список використаних джерел……67

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

АД – авіадвигун.

АП – асинхронний перетворювач.

АіРЕО – авіаційне і радіоелектронне обладнання.

БЗУ – блок захисту і управління.

БРН – блок регулювання напруги.

БРЧ – блок регулювання частоти.

ВП – випрямний пристрій.

ГМП – гідромеханічний привід.

ДСУ – допоміжна силова установка.

ЕМК – електромагнітна муфта ковзання.

ЕРС – електрорушійна сила.

ККД – коефіцієнт корисної дії.

ОЗГ – обмотка збудження генератора.

ОЗЗ – обмотка збудження збудника.

ПГА – привод-генераторний агрегат.

ПОС – перетворювач однофазний статичний

ППО – привід постійних обертів.

ППЧО – привід постійної частоти обертання.

ПС – повітряне судно.

РН – регулятор напруги.

РОГ – робоча обмотка генератора.

РОПЗ – робоча обмотка підзбудника.

СЕП – система електропостачання.

ТВБ – трансформаторно-випрямний блок.

ЦРП – центральний розподільчий пристрій.

ХРП – хвостовий розподільчий пристрій.

ВСТУП.

Під терміном «авіоніка» сьогодні розуміють авіаційну електроніку. Вона є складовою частиною практично всього бортового обладнання. На базовому рівні це системи комунікації, навігації, відображення та управління різноманітними пристроями – від найпростіших до дуже складних. У вітчизняній системі цивільної авіації прийнятий поділ на спеціалістів авіоніки та спеціалістів ЛД (літак та двигун).

Авіоніка та інші системи літака не можуть працювати без електричної енергії. Саме тому надійність функціонування системи електропостачання (СЕП) у значній мірі визначає безпеку польотів. Тобто основна вимога, що пред'являється до СЕП, це вимога високої надійності, тобто система повинна виконувати задані функції, зберігаючи експлуатаційні показники в заданих межах, при заданих режимах і умовах експлуатації протягом необхідного проміжку часу.

З основної вимоги випливають вимоги: до міцності (механічна, електрична і термічна) елементів систем електропостачання; допустимих впливів навколишнього середовища (температура, тиск і вологість); зручності та безпеці при обслуговуванні; безпеки щодо пожежі та вибуху; незалежності роботи від положення літака у просторі, швидкості і прискорень. Кількісна характеристика цих вимог визначена нормами льотної придатності літаків цивільної авіації.

Іншою важливою вимогою, що пред'являється до літакового обладнання в цілому і до СЕП зокрема, є вимога мінімальної маси і габаритних розмірів. Для елементів СЕП кількісна характеристика маси зазвичай виражається у вигляді питомих показників: питомої маси, тобто відношення маси елемента до потужності, яку вона генерує (для джерел та перетворювачів), відношення маси до комутованої потужності (для комутаційної апаратури) і т. п. або у вигляді зворотного відношення - питомої потужності.

Для переважної більшості повітряних суден (ПС) СЕП представлена у вигляді ланцюгів живлення постійним струмом напругою 27 В та змінним струмом постійної частоти 400 Гц напругою 115/200 В.

В якості об’єкту дослідження в дипломній роботі вибрана СЕП змінного струму постійної частоти 400 Гц напругою 115/200 В літака Іл-96. Основним джерелом змінного струму на даному літаку є синхронні трифазні генератори, в якості приводу яких використовуються приводи постійної частоти обертання (ППЧО) гідромеханічного типу (ГМП), які мають ряд значних недоліків:

- конструктивна складність;
- низька якість електроенергії та низький ККД (коефіцієнт корисної дії) в СЕП;
- висока вартість виробництва;
- недостатньо висока надійність в роботі;
- висока вартість обслуговування та ін.

Для усунення цих недоліків пропонується замість ППЧО гідромеханічного типу на даному літаку застосувати ППЧО електромеханічного типу. Дослідження показали, що електромеханічні ППЧО можуть забезпечити якість електроенергії не гірше, ніж ГМП, а по надійності в роботі, простоті виготовлення і обслуговування значно перевершують їх.

Метою даної дипломної роботи є розробка принципової схеми електромеханічного багатоступінчатого ППЧО, що складається з електромагнітної муфти ковзання, асинхронного перетворювача, синхронного генератора та апаратури регулювання і управління, розрахунок його частотних і енергетичних характеристик ППЧО.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ІСНУЮЧОЇ СЕП ЛІТАКА ІЛ-96 ТА ОБҐРУНТУВАННЯ НЕОБХІДНОСТІ ЇЇ ВДОСКОНАЛЕННЯ. РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ ВДОСКОНАЛЕНОЇ СЕП

1.1. Аналіз системи електропостачання літака Іл-96

Система електропостачання літака призначена для постійного забезпечення усіх систем літака електроенергією змінного струму напругою 115/200В постійною частотою 400Гц та постійним струмом напругою 27В.

Первинною СЕП літака є система постачання електроенергії змінного струму напругою 115/200В постійної частоти 400Гц. Вторинна СЕП являє собою систему електропостачання постійного струму 27В.

Основними джерелами електроенергії у первинній СЕП літака Іл-96 є чотири привід-генератори ГП25, що виробляють змінний трифазний струм напругою 115/200 В стабільної частоти 400 Гц, встановлені по одному на кожному двигуні. ГП25 складається з розміщених у спільному корпусі генератора змінного струму та гідромеханічного приводу постійних обертів, що забезпечує стабільність обертання ротора генератора, а, отже, і постійну частоту генерованого струму.

Від цих генераторів і шести випрямних пристроїв, які є вторинними джерелами, що перетворюють змінний трифазний струм напругою 115/200 В 400 Гц в постійний струм напругою 28,5 В, отримують основне живлення такі бортові електросистеми:

- система змінного трифазного струму напругою 115/200 В 400 Гц з заземленою силовою нейтраллю (первинна система);
- основна система постійного струму напругою 27 В (вторинна система);
- хвостова система постійного струму напругою 27 В (вторинна система).

Резервним джерелом живлення в СЕП трифазного змінного струму напругою 115/200 В постійної частоти 400 Гц є генератор змінного трифазного струму,

встановлений на двигуні ДСУ, а аварійним джерелом постійного струму - п’ять лужних акумуляторних батарей напругою 24 В.

У якості аварійних джерел живлення невеликої кількості споживачів змінного струму 115 В 400 Гц, вкрай необхідних для продовження польоту до запуску ДСУ у разі відмови або відключення усіх (чотирьох) генераторів, встановлено два однофазних статичних перетворювача ПОС-1000Б. Правий перетворювач ПОС-1000Б використовується також для живлення приладів і сигнальних пристроїв контролю роботи ДСУ при запуску його у польоті та на землі (коли у бортмережу не підключено наземне джерело змінного трифазного струму).

У якості резервного джерела електроенергії постійного струму на літаку Іл-96 використовуються п’ять лужних акумуляторних батареї 20НКБН-25-Д-УЗ. Розміщення агрегатів та блоків СЕП літака Іл-96 зображено на рис. 1.1.

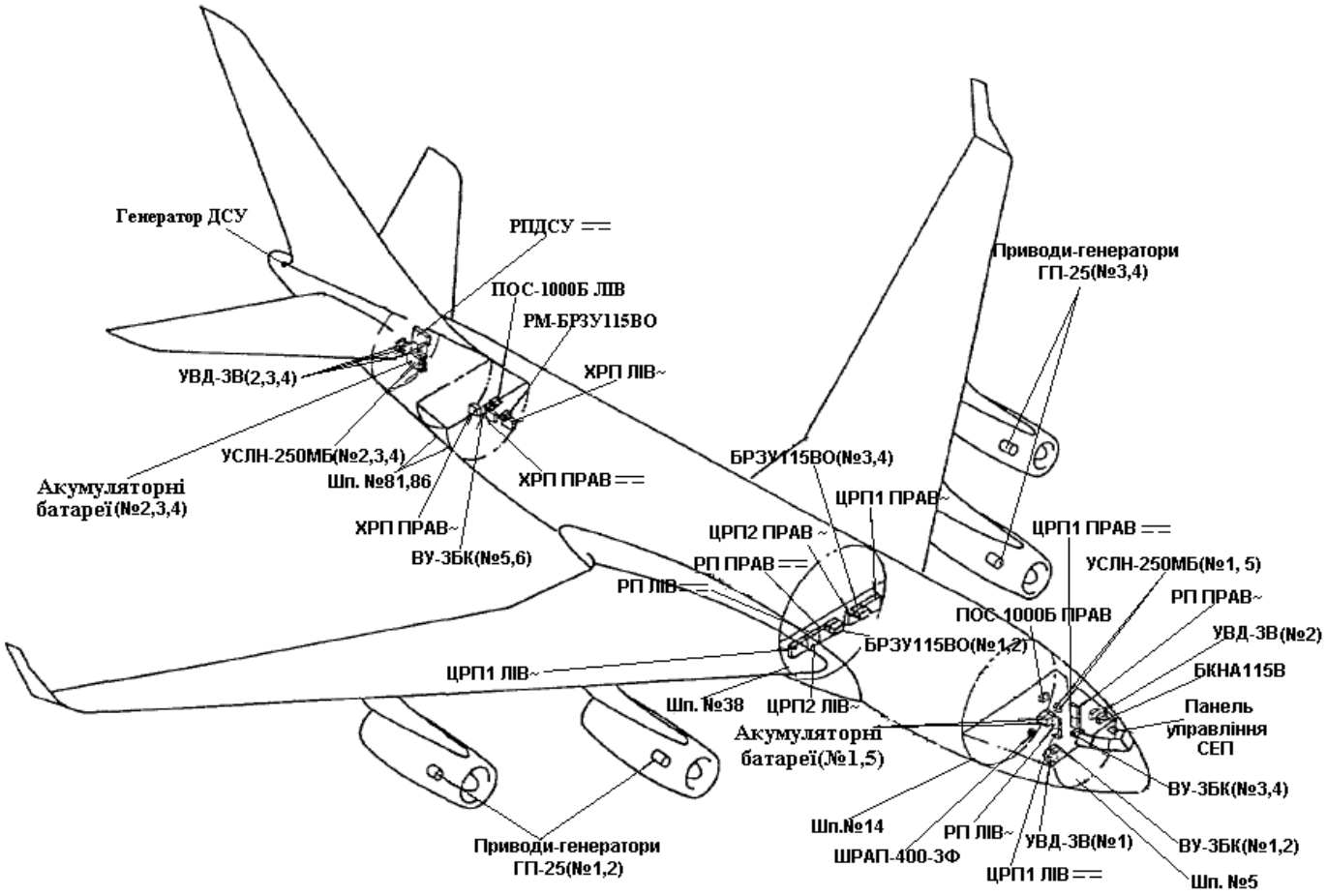

Рис. 1.1. Розміщення агрегатів та блоків СЕП літака Іл-96

Електропостачання літака при виконанні наземного технічного обслуговування та під час підготовки до польоту здійснюється або від генератора ДСУ, або від наземних джерел живлення змінним струмом, що підключаються до бортового рознімання аеродромного живлення ШРАП-400-3Ф. Розміщення елементів управління та контролю СЕП літака Іл-96 зображено на рис. 1.2.

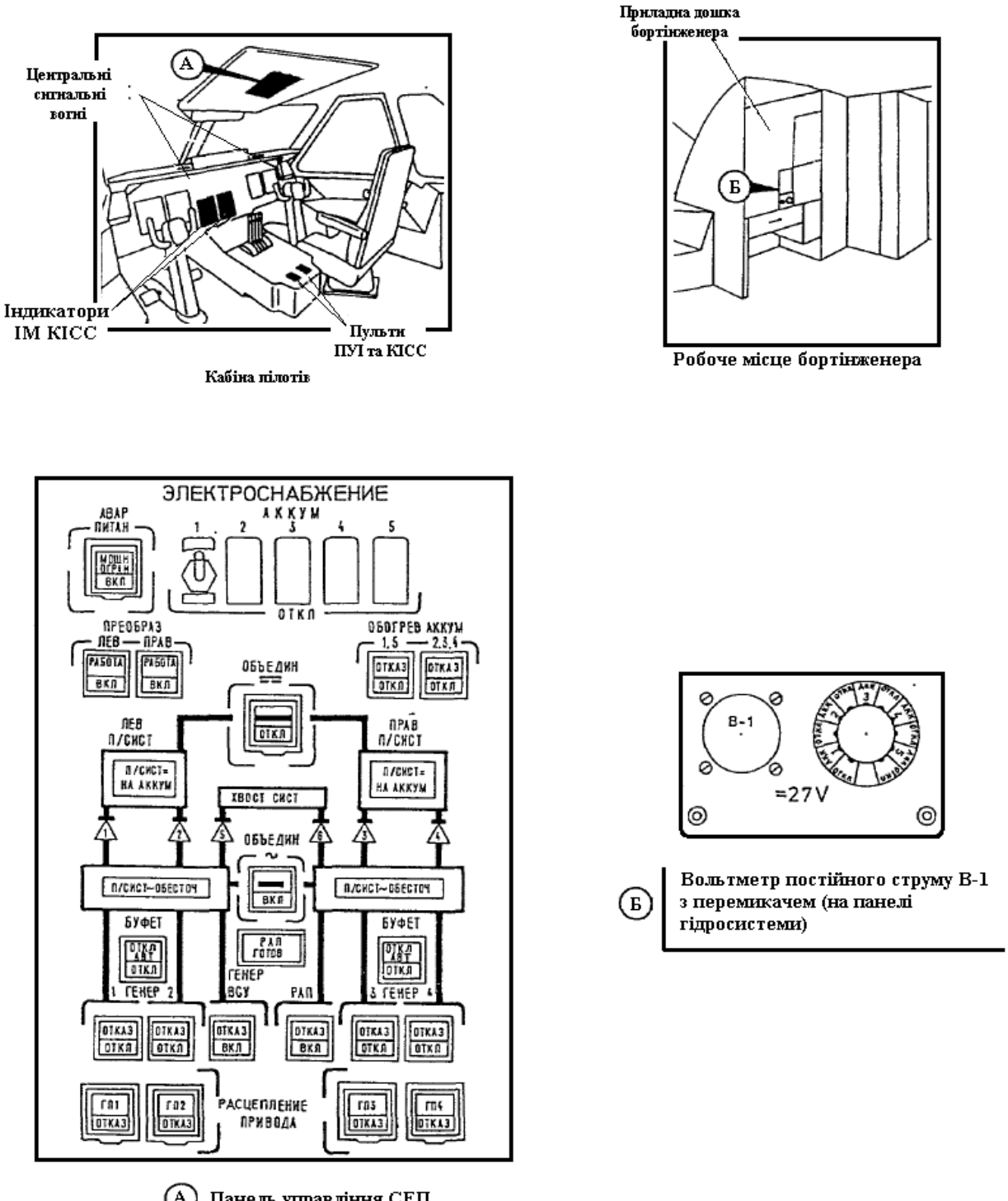

Рис. 1.2. Розміщення елементів управління та контролю СЕП літака Іл-96

1.2. СЕП змінного струму напругою 200/115 В частотою 400 Гц

Система змінного трифазного струму напругою 115/200 В постійної частоти 400 Гц із заземленим нульовим проводом є основною і складається з двох незалежних підсистем: лівого і правого борту. Кожна підсистема має два автономних канали генерування. Канал генерування включає привід-генератор з комплектом апаратури регулювання, захисту і управління, а також центральний розподільчий пристрій (ЦРП), до шин якого підключається генератор при включенні його в роботу.

Підсистема лівого борту включає генератори № 1 і 2, підсистема правого борту - генератори № 3 і 4.

Паралельна робота генераторів не передбачена. При відмові будь-якого генератора споживачі цього каналу автоматично перемикаються на живлення від іншого (справного) генератора даної підсистеми.

При відмові двох генераторів одного борту передбачено ручне об'єднання бортів за допомогою кнопки-табло "ОБЪЕДИНЕНИЕ" на панелі управління СЕП, при якому споживачі обох несправних каналів підключаються до справного генератору внутрішнього двигуна іншого борту (до генератора № 2 або № 3).

Генератор ДСУ використовується у польоті для живлення шин однієї підсистеми при відмові трьох генераторів, а також у разі відмови всіх генераторів - для живлення шин всіх чотирьох каналів.

Для забезпечення перевірки працездатності літакових систем і обладнання на землі і проведення робіт з технічного обслуговування літака передбачено використання як генератора ДСУ, так і наземного джерела змінного трифазного струму 115/200 В 400 Гц з виведеною силовий нейтраллю, потужністю не менше 50 кВА (типу АПА-50М), для підключення якого до бортової мережі на панелі правої задньої стулки відсіку носової ноги шасі встановлена вилка рознімання аеродромного живлення ШРАП-400-3Ф.

Обмежене число споживачів змінного і постійного струму, що використовуються при підготовці літака до польоту підключені до шин наземного обслуговування (ШНО). ШНО постійно підключені до основної бортової мережі, а також можуть отримувати живлення від наземного джерела без підключення до нього

основної частини споживачів (в цілях збереження ресурсу незадіяних споживачів та економії електроенергії наземного джерела).

При одночасному підключенні до бортової мережі генератора ДСУ і наземного джерела змінного струму перший підключається до шин підсистеми лівого борту, а наземне джерело - до шин підсистеми правого борту.

Від генераторів електроенергія подається на шини наступних ЦРП, розміщених в електровідсіку (між шпангоутами № 37 і 38):

- ЦРП 1 лівий (ЦРП371) від генератора № 1 (двигуна 1);
- ЦРП 2 лівий (ЦРП372) від генератора № 2 (двигуна 2);
- ЦРП 1 правий (ЦРП381) від генератора № 4 (двигуна 4);
- ЦРП 2 правий (ЦРП382) від генератора № 3 (двигуна 3).

Від ЦРП електроенергія надходить на шини наступних розподільчих пристроїв (РП) і хвостових розподільчих пристроїв (ХРП), розміщених поблизу основної частини споживачів:

- лівий РП змінного струму екіпажу (РП211);
- правий РП змінного струму екіпажу (РП221);
- лівий ХРП змінного струму (РП391);
- правий ХРП змінного струму (РП392).

Структурна схема СЕП змінного струму літака Іл-96 зображена на рис. 1.3.

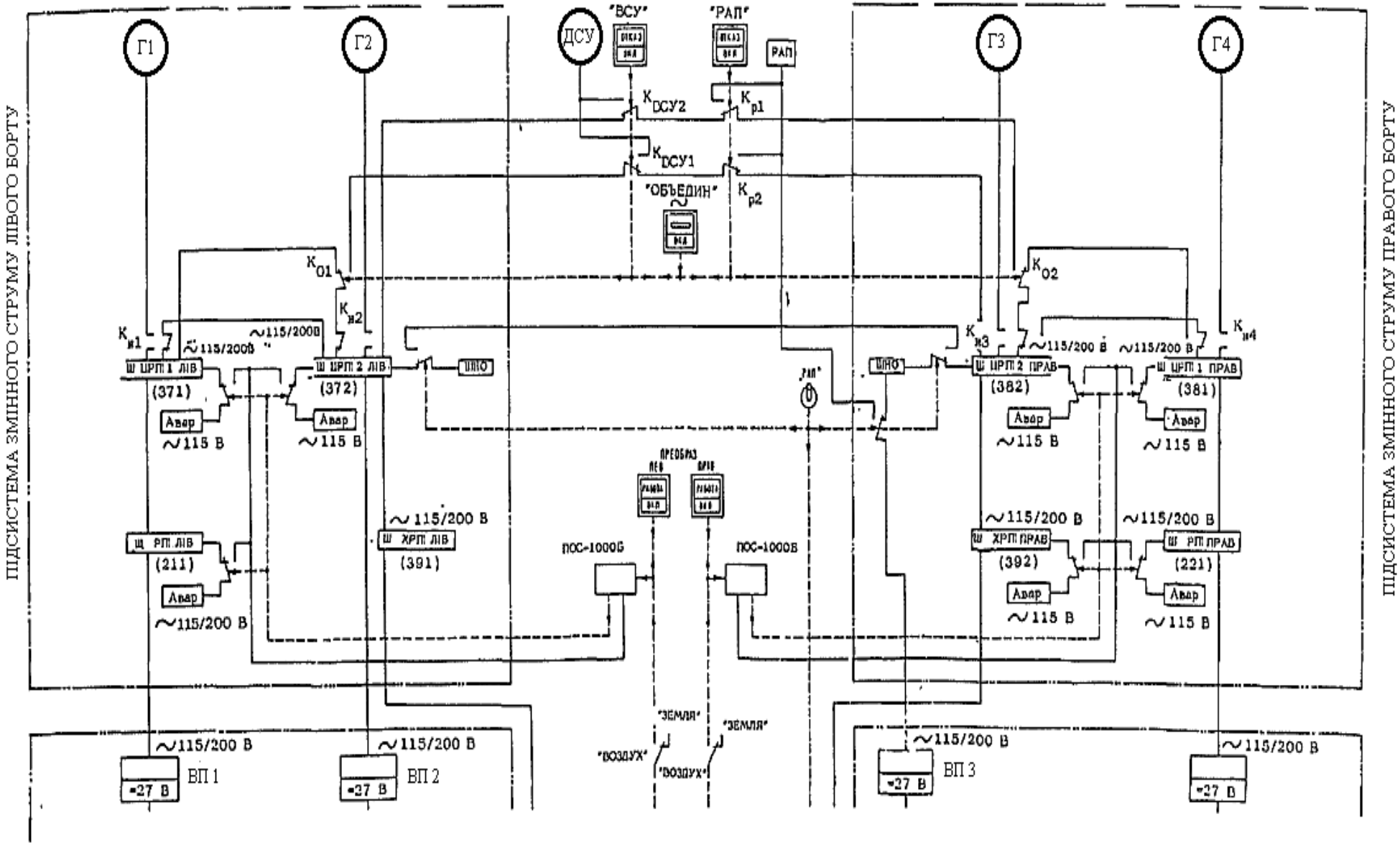

Рис. 1.3. Структурна схема СЕП змінного струму літака Іл-96

1.3. Система електропостачання постійним струмом наругою 27 В

Система електропостачання постійним струмом включає в себе дві незалежні і незв'язані між собою системи - основну і хвостову.

Основна система постійного струму складається з двох автономних підсистем: лівої (лівого борту) і правої (правого борту). У кожній підсистемі є два канали отримання постійного струму напругою 27 В (за допомогою випрямного пристрою ВУЗБК) і один канал аварійного живлення від двох акумуляторних батареї 20НКБН-25-Д-УЗ, що працюють паралельно.

Хвостова система складається з двох каналів постійного струму і одного каналу аварійного живлення від трьох акумуляторних батареї, що працюють паралельно. В кожен канал входить окремий випрямний пристрій, комутаційна і захисна апаратура.

Система електропостачання постійним струмом є вторинною, так як основним джерелом у ній є випрямний пристрій, що перетворює електроенергію первинної системи електропостачання змінним струмом 115/200 В 400 Гц в постійний струм напругою 27 В.

У якості резервного джерела електроенергії постійного струму на літаку Іл-96 використовуються п’ять лужних акумуляторних батареї 20НКБН-25-Д-УЗ, які являють собою комплект з двадцяти послідовно з'єднаних нікель-кадмієвих акумуляторів з номінальною ємністю 25 А*ч. 20 послідовно з'єднаних акумуляторів, складових батареї (рис. 1.4) розташовані в два ряди, поміщені в контейнер з нержавіючої сталі і ізольовані від передньої і задньої стінок прокладками.

Один ряд від іншого відділений ізоляційною прокладкою. Задня стінка і кришка контейнера – знімні. Конструкція контейнера забезпечує ізоляцію батареї від літака: знизу і з боків розташовані ізоляційні куточки, зверху ізоляцією служить кришка контейнера, виготовлена з ізоляційного матеріалу. На бічних стінках контейнера є оглядові вікна з мітками, що дозволяють оцінити рівень електроліту в акумуляторі. Струмовідводи батареї виведені на рознімання штепсельного рознімання СНЦ23-10/18Р-1-В.

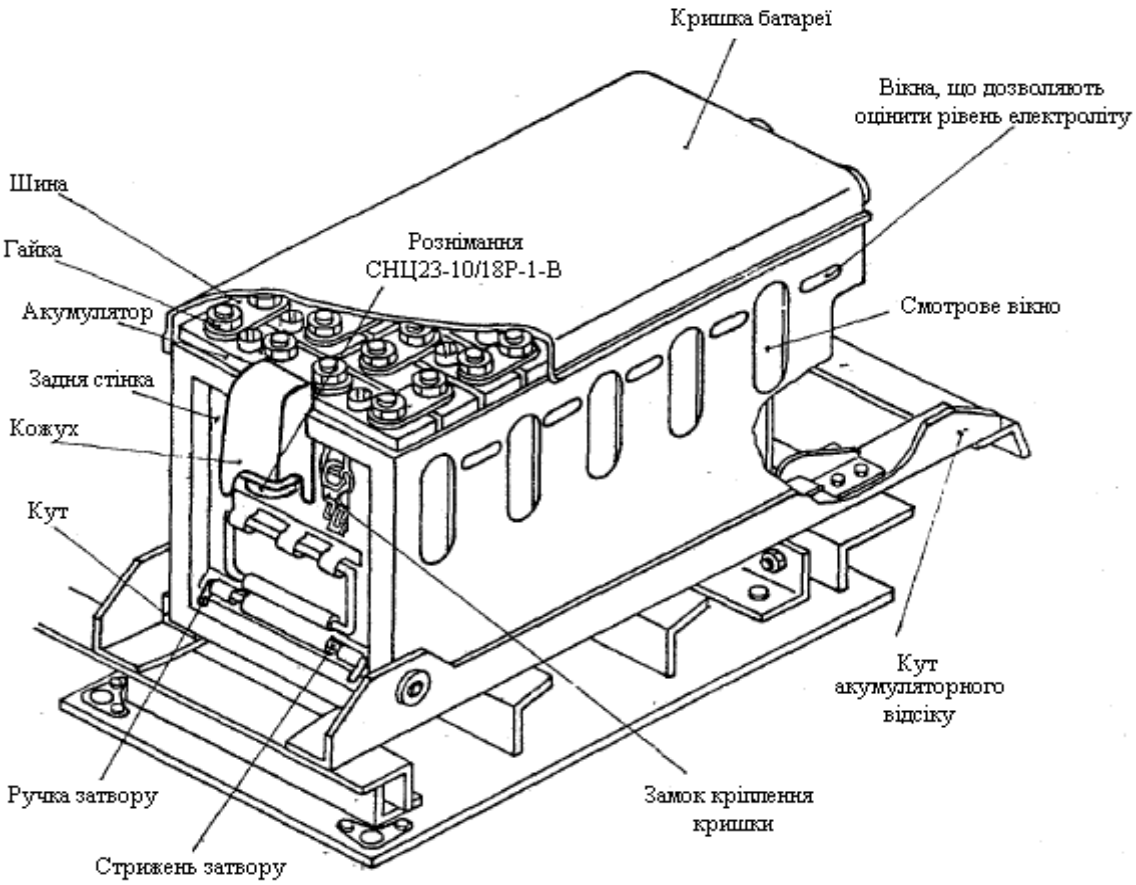

Рис. 1.4. Акумуляторна батарея 20НКБН-25-Д-УЗ

Акумулятор складається з блоку позитивних електродів з активною масою з оксиду нікелю і блоку негативних електродів з активною масою з оксиду кадмію, блоки поміщені в пластмасову посудину. Електроди різної полярності ізольовані один від одного лужностійкою сепарацією.

Пристрій УСЛН-250МБ призначено для сигналізації про критичний стан акумуляторної батареї, викликаний її нагріванням до 65±2 °С; (температура вимірюється термодатчиком акумуляторної батареї) або порушенням балансу напруги між двома групами акумуляторів в батареї (група - 10 акумуляторів), через внутрішнє замикання окремих акумуляторів або недопустимого підвищення напруги при заряді.

Пристрій УСЛН-250МБ являє собою штамповану коробку, на основі якої встановлена печатна плата з елементами схеми, на одній з бічних стінок встановлений блок транзистора.

На передній стінці блоку розміщені вилка з'єднувача, через яку пристрій підключається до схеми літака, і клема металізації. Пристрій закривається штампованою кришкою і кріпиться за спеціальні лапи у основи.

Робоча частина являє собою пристрій визначення несправності окремого елемента акумуляторної батареї і пристрій визначення критичної температури. Визначення несправності окремого елемента побудовано за принципом порівнянь абсолютних значень напруги двох половин акумуляторної батареї. Якщо різниця між цими напругами більше (1,5 ±0,1) В - пристрій видає сигнал про несправність.

Пристрій визначення критичної температури являє собою мостову схему, в одне плече якої включений терморезистор, розташований на міжелементному з'єднанні між п'ятим і шостим елементами батареї. Схема балансується при температурі +65±2 °С і побудована так, що при температурі +65 ±2 °С видається сигнал несправності.

Пристрій УВД-3В призначено для підвищення напруги в точці підключення акумуляторної батареї до шин бортової мережі при її зарядці щодо рівня напруги основних джерел бортової мережі в системі електропостачання постійним струмом. УВД-3В працює спільно з апаратом АЗУВД100А.

Пристрій припиняє підзарядку з відключенням його від батареї при зниженні струму підзарядки, що проходить через пристрій, до 3±0,6 А, а також при підвищенні напруги на батареї більше 31±0,3В.

На передній панелі пристрою знаходиться плата "ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЯ (Х2)", що дозволяє встановлювати вихідну напруга 3В або 2,5В. Для даного типу літака перемичка на платі встановлена в положення 2,5 В.

Апарат АЗУВД100А призначений для підключення акумуляторної батареї до аварійної шині, вимірювання зарядного струму акумуляторної батареї та видання сигналу про підключення акумуляторної батареї до аварійної шини.

Апарат працює тільки спільно з зарядним пристроєм УВД-3В.

На включення апарат спрацьовує при напрузі на виводах АБ не більше 24В, на відключення - при напрузі на виводах АБ і "-" не більше 8В. При зарядному струмі з

мережі понад 5-35 А забезпечується роз'єднання виводів С1 і С2, при зниженні від 35 до 5 А забезпечується з'єднання С1 і С2.

Управління системою електропостачання постійним струмом здійснюється з панелі СЕП, встановленої на верхньому щитку в кабіні пілотів (див. рис. 1.2).

Розподіл енергії в системі електропостачання постійним струмом здійснюється за допомогою РП та ЦРП.

Структурна схема СЕП постійного струму літака Іл-96 зображена на рис. 1.5.

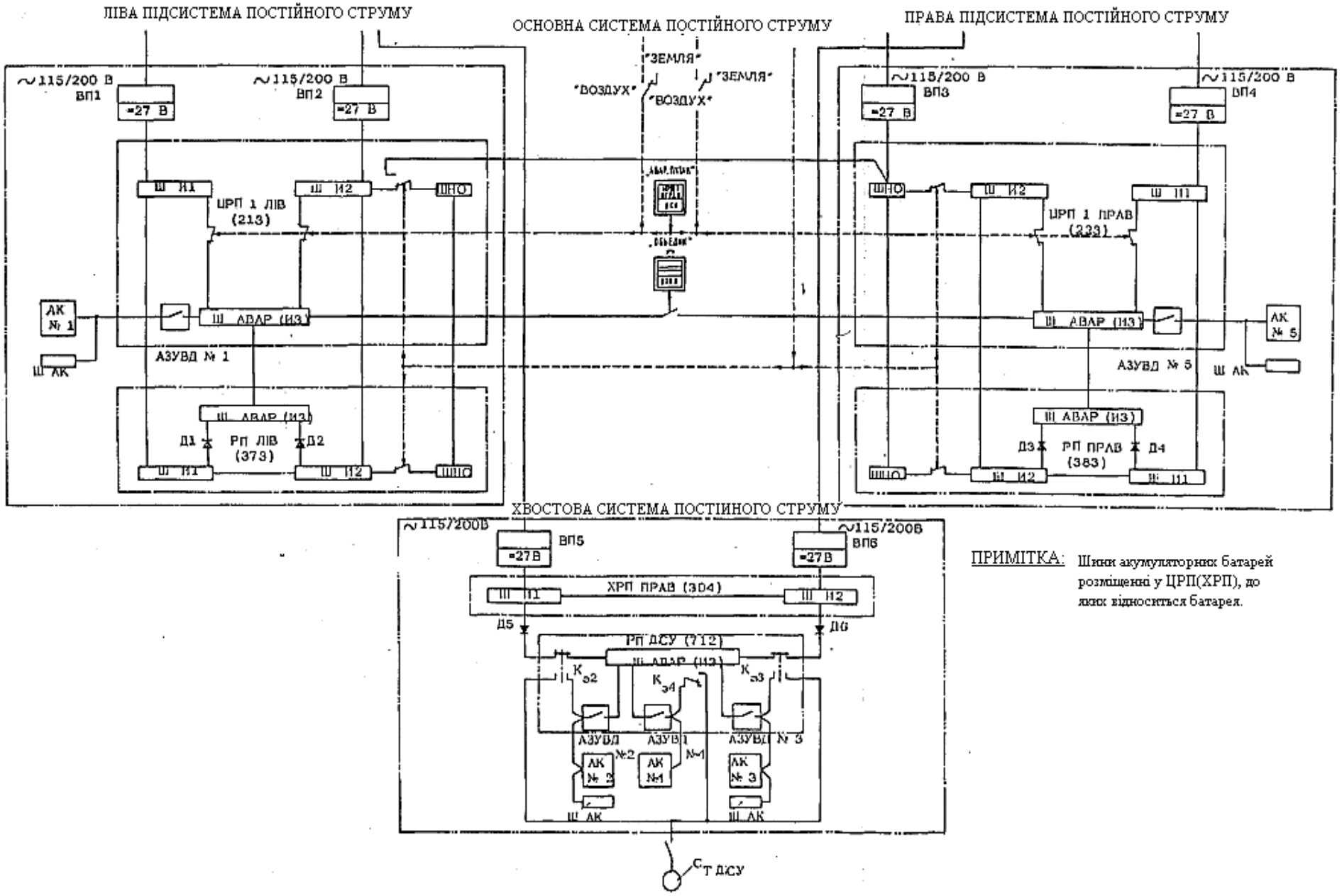

Рис. 1.5. Структурна схема СЕП постійного струму літака Іл-96

1.4. Основні джерела електроенергії змінного струму

Джерелами електроенергії змінного струму з напругою 200/115В стабільної частоти 400Гц СЕП літака Іл-96 300 є чотири привод-генератора ГП-25, що виробляють змінний трифазний струм напругою 115/200 В стабільної частоти 400 Гц, встановлені по одному на кожному двигуні (рис. 1.6). ГП-25 складається з розміщених у спільному корпусі генератора змінного струму та ГМП постійних обертів, що забезпечує стабільність обертання генератора, а, отже, і постійну частоту генерованого струму.

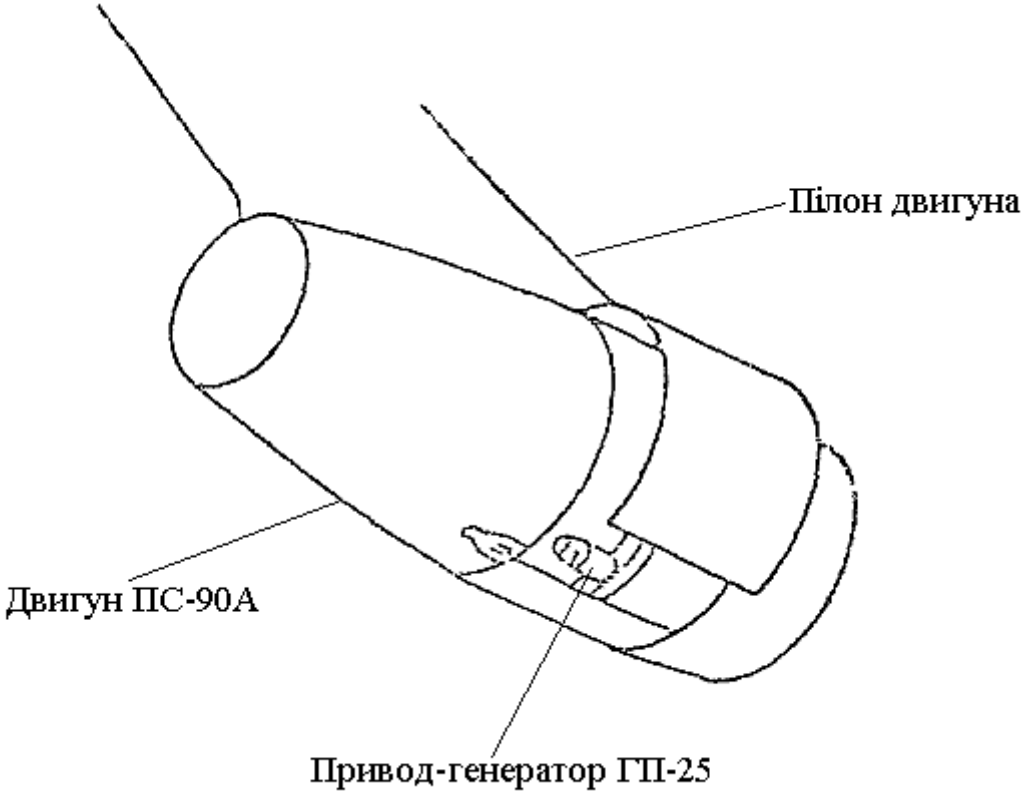

Рис. 1.6. Розміщення ГП-25 на двигуні ПС-90А

Привід генератора призначений для забезпечення постійної частоти обертання ротора генератора незалежно від режимів роботи двигуна, від якого він приводиться в рух, навантаження генератора та інших умов польоту літака. Цю функцію виконує гідромеханічний привід постійних обертів привода-генератора ГП-25.

На літаку встановлено чотири привод-генератора ГП-25, по одному на кожному двигуні.

При роботі двигуна гідромеханічний привід справного ГП-25 постійно знаходиться в роботі.

ГП-25 являє собою єдиний агрегат, що складається з гідромеханічного приводу постійних обертів і генератора змінного трифазного струму, розміщених у загальному корпусі і мають загальну систему змащення й охолодження.

Робочою рідиною гідромеханічного приводу є те саме масло, що циркулює в системі змащення і охолодження, яка є автономною для кожного ГП. У цій системі для охолодження масла використовуються повітряномасляний теплообмінник і паливно-масляний радіатор, які не входять у комплект привод-генератора ГП-25.

Привід включає наступні основні вузли, взаємопов'язані з допомогою гідравлічної (масляною) системи і забезпечують сталість обертів вихідного валу привода-генератора при зміні оборотів його вхідного валу в робочому діапазоні:

- зубчастий диференційний механізм (диференціал);
- гідравлічна передача (гідромашини ГМ1 і ГМ2);
- керуючий циліндр;
- відцентровий регулятор.

Від вхідного валу ППЧО обертання передається на водило диференціала, який через одну шестерню пов'язаний з регульованою гідромашиною ГМ1, а через іншу (сонячну) шестерню з нерегульованою гідромашиною ГМ2. Диференціал являє собою сумуючий пристрій, який видає на вихідний вал привод-генератора (коронну шестерню) суму швидкостей ведучого валу і допоміжного валу. При нерухомому допоміжному валу (сонячній шестірні, що не обертається) передача диференціала дорівнює 1:2, тобто вихідний вал ГП25 обертається в 2 рази швидше його вхідного валу. Таку передачу прийнято називати прямою передачею.

При обертанні допоміжного валу в напрямку, протилежному напрямку обертання водила, швидкість обертання вихідного валу диференціала буде більше, ніж у випадку прямої передачі (прискорювальна передача).

При обертанні допоміжного валу в тому ж напрямку, що й водила, передача буде понижувальної.

Зміна частоти та напрямку обертання допоміжного валу (сонячної шестерні) гідравлічної передачі, яка управляється за допомогою циліндра управління і відцентрового регулятора, забезпечується постійність швидкості обертання вихідного валу диференціала.

Вхідний вал привід-генератор приводиться в обертальний рух від коробки приводів двигуна. Напрямок обертання валу - проти годинникової стрілки, якщо дивитися з боку валу. Кріплення привід-генератора до фланцю коробки приводів проводиться за допомогою стрічкового багатоланкового хомута, що стягується бовтом.

Привод-генератор має пристрій для дистанційного відключення його вхідного валу від двигуна літака в разі несправності за допомогою вбудованого електромагніту постійного струму, що включається автоматично при неприпустимо високих обертах або вручну пілотом за допомогою кнопки-табло "РАСЦЕПЛЕНИЕ ПРИВОДА" з панелі управління СЕП (див. рис. 1.2) при сигналізації про його відмову. Допустима витримка електромагніту під струмом (натискання кнопки-табло) при відключенні не більше 3 с.

Сигналізація про несправність може надходити з датчика мінімально допустимого тиску (при тиску 9 ±1 кгс/см^2 і нижче) або з датчика максимально допустимої температури (+155 ° С і вище). Обидва ці датчика розміщені у привод-генераторі. Для зручності при транспортуванні і установці на двигуні привід-генератор має такелажні точки (2 шт.) у нижній половині агрегату й гніздо під рим-бовт у верхній частині агрегату.

Вхідний вал привід-генератора з'єднується з валом коробки приводів двигуна за допомогою проміжної ресори і має запобіжний слабкий елемент (шийку, що зрізається), руйнується при неприпустимих перевантаженнях або несправності ГП.

Крім того, у разі несправності приводу або генератору вхідний вал приводу відключається від приводу за допомогою механізму відключення, що приводиться в дію електромагнітом, що керується автоматично (блок БРЗУ) або вручну.

Повернення механізму відключення у вихідне положення здійснюється вручну за допомогою спеціального кільця на гідроприводі тільки при зупиненому двигуні.

Привід-генератор встановлений на двигуні знизу, праворуч по польоту.

При запуску авіадвигуна починає обертатися вхідний вал ППЧО і в масло систем, і привод-генератора створюється тиск; починає обертатись вилка центрального регулятора, золотник якого під дією відцентрових сил грузиків, що обертаються, переміщується, забезпечуючи підвід тиску масла до циліндру управління. В результаті поршень циліндра управління перемагає протидію пружині перемістить шток, який поверне похилу шайбу керованої гідромашини ГМ 1 в положення, що відповідає прискорювальній передачі.

При досягненні вхідним валом ППО швидкості обертання нижнього порогу робочого діапазону двигуна "малий газ" швидкість обертання вихідного валу ППЧО досягне заданої (номінальної) величини, при якій частота току, який генерується, дорівнює 400 Гц.

При цьому золотник центрального регулятора встановиться в нейтральне положення, при якому до циліндру управління буде подаватися такий редуцированний тиск масла, при якому його поршень знаходиться в стані рівноваги.

При подальшому збільшенні швидкості обертання вхідного валу ППЧО швидкість обертання його вихідного валу зростатиме, грузики відцентрового регулятора здвинуть золотник від центрального положення, що приведе до зміни (зменшення) редуцированого тиску в циліндр і управління, і до такої зміни кута установки похиленої шайби гідромашини ГМ1, при якій швидкість обертання вихідного валу зменшиться до заданої (номінальної).

При визначенні швидкості обертання вхідного валу ППЧО кут установки похиленої шайби гідромашини ГМ1 і її продуктивність стануть рівними нулю, гідромашина ГМ2 і сонячна шестерня при цьому нерухомі і швидкість обертання вихідного валу ППЧО створюється тільки через пряму диференціальну передачу. Такий режим називається "режимом розрахункової точки".

При подальшому збільшенні швидкості обертання вхідного валу сонячна шестерня і водило диференціалу будуть обертатися в одному напрямку, тобто робота буде виконуватись в режимі скрутки (понижуюча передача), при цьому буде забезпечуватися задана (номінальна) швидкість обертання вихідного валу ППЧО.

Постійна швидкість обертання валу ППЧО при зміні навантаження на генератор на всіх режимах роботи ППЧО забезпечується за рахунок витікання масла в гідромашинах (по плунжерам, на торцях золотника).

Наприклад, при роботі ППЧО в режимі докручування, при збільшенні навантаження генератора зросте момент на вихідному валу, значить тиск в місці нагнітання і витікання масла збільшиться. Виникне зниження продуктивності гідромашини, а це приведе до зниження швидкості обертання вихідного вала. В результаті, золотник відцентрового регулятора змінить подачу масла в циліндрі управління, який збільшить кут похиленої ї шайби ГМ1 та її продуктивність збільшиться до відновлення швидкості обертання вихідного валу ППЧ0.

Електросхема привод-генератора ГП-25 зображена на рис. 1.7.

До складу ГП-25 входить серійний трифазний безконтактний генератор ГТ-60НЖЧ12К, який складається з каскадного з’єднання трьох електричних машин - підзбудника, збудника та основного генератора і працює таким чином. При обертанні ротора генератора постійні магніти підзбудника, які знаходяться на роторі, наводять в нерухомій трифазній обмотці підзбудника (4, 5, 6, 10) електрорушійну силу (ЕРС), яка подається в регулятор напруги генератора, де випрямляється і підводиться до обмотки збудження збудника (Н-К), яка розташована на статорі. Постійний струм, що проходить по обмотці збудження збудника наводить нерухоме магнітне поле в якому обертається трифазна робоча обмотка збудника. В цій обмотці наводиться ЕРС, яка випрямляється у обертовому випрямлячі (1-6) та живить обмотку збудження основного генератора. Постійний струм наводить у цій обмотці нерухоме магнітне поле, що обертається та наводить у робочій трифазній обмотці основного генератора ЕРС. Отримана таким чином трифазна напруга знімається з клем А, В, С генератора і живить бортову мережу літака.

Основні технічні характеристики привод-генератора ГП-25:

- номінальна потужність привод-генератора - 60 кВА;
- номінальна напруга змінного струму - 120/208 В;
- робочий діапазон вимірювання частоти обертання вхідного валу привод-генератора, у межах якого привід-генератор забезпечує необхідну кількість електроенергії – від 4500 до 9000 об/хв.;
- частота змінного струму, що забезпечується приводом-генератором у сталому режимі роботи – від 392 до 408 Гц;

температура робочої рідини на вході у привід-генератор:

під час запуску – від -40 до +140 °С;

при тривалій роботі – від +35 до +115;

- допустимі експлуатаційні навантаження на генератор:

90 кВА (150 %) – не більше 5 хвилин;

120 кВА (200 %) – не більше 5 секунд;

- режим роботи – тривалий.

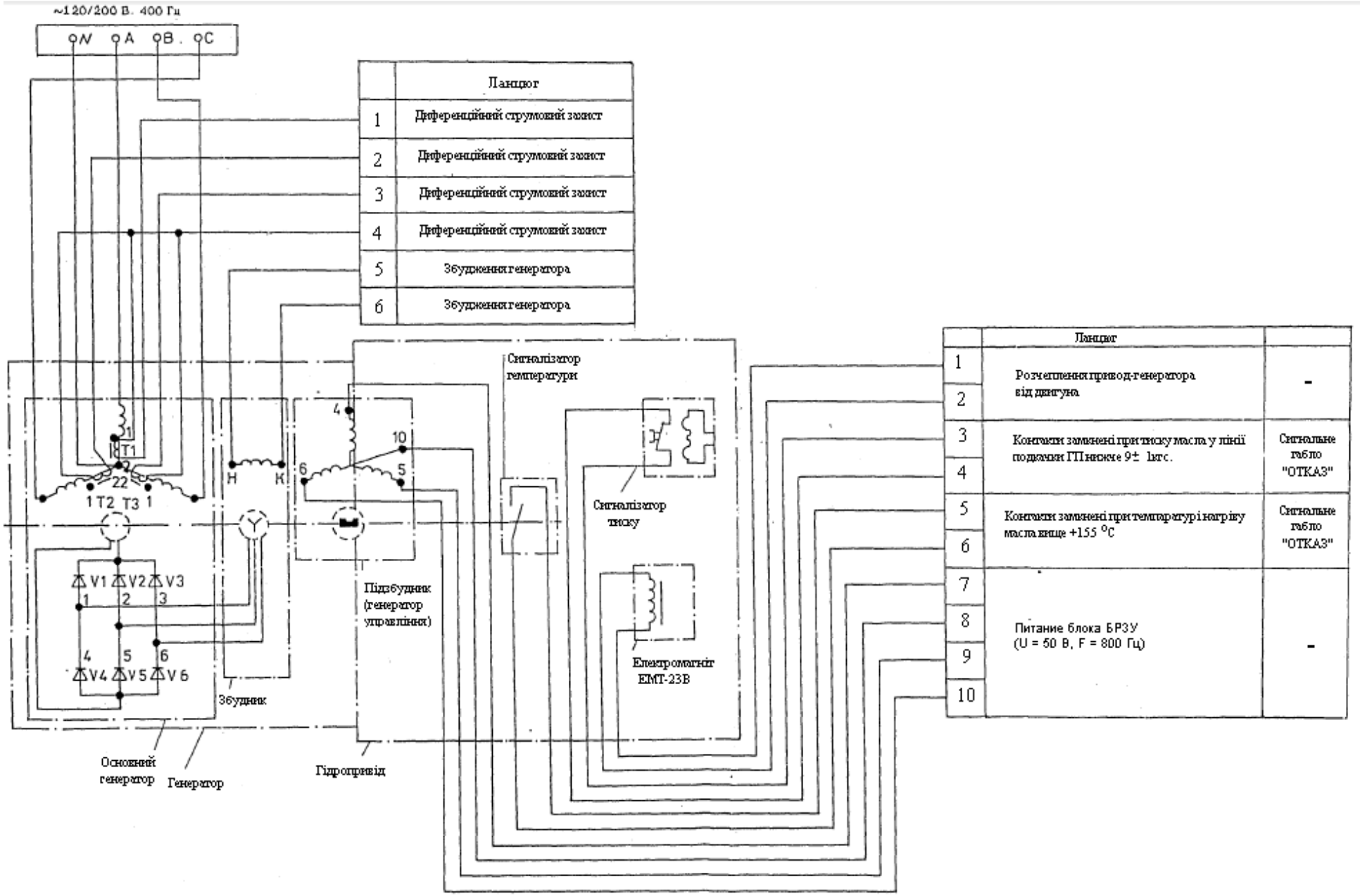

Рис. 1.7. Електросхема привода-генератора ГП-25

1.5. Аналіз існуючої системи електропостачання літака Іл-96 та обґрунтування необхідності її вдосконалення

Провівши аналіз структурної схеми системи електропостачання встановленої на літаку Іл-96 з'ясовано, що для підтримання постійної частоти обертання генератора ГТ60НЖЧ12К використовується гідромеханічний привід постійної частоти обертання ГП-25, який входить до складу СЕП змінного трифазного струму напругою 115/200 В постійної частоти 400 Гц з заземленою силовою нейтраллю (первинна система). Загальні характеристики приводу, його склад, принцип роботи та електрична схема представлені в питанні 1.4 раніше.

ГП-25, як і інші гідромеханічні ППЧО, має ряд значних недоліків, основні з яких [6, 7]:

- складність конструкції (велика кількість деталей і вузлів що зношуються);
- високі вимоги до герметичності системи;
- використовуються спеціальні агресивні рідини для забезпечення робочих температур +(150-350) °С, що затрудняє процес експлуатації;
- обслуговується спеціалістами різних спеціальностей;
- висока вартість виробництва;
- недостатньо висока надійність в роботі;
- висока вартість обслуговування та ін.

Спрощена структурна схема існуючої первинної СЕП зображена на рис. 1.8.

Так як надійність функціонування СЕП у значній мірі визначає безпеку польотів, для усунення вищезазначених недоліків ГП-25 пропонується замінити ГМП на ППЧО електромеханічного типу, дослідження яких показали, що вони можуть забезпечити якість електроенергії не гірше, ніж ГМП, а по надійності в роботі, простоті виготовлення і обслуговування значно перевершують їх.

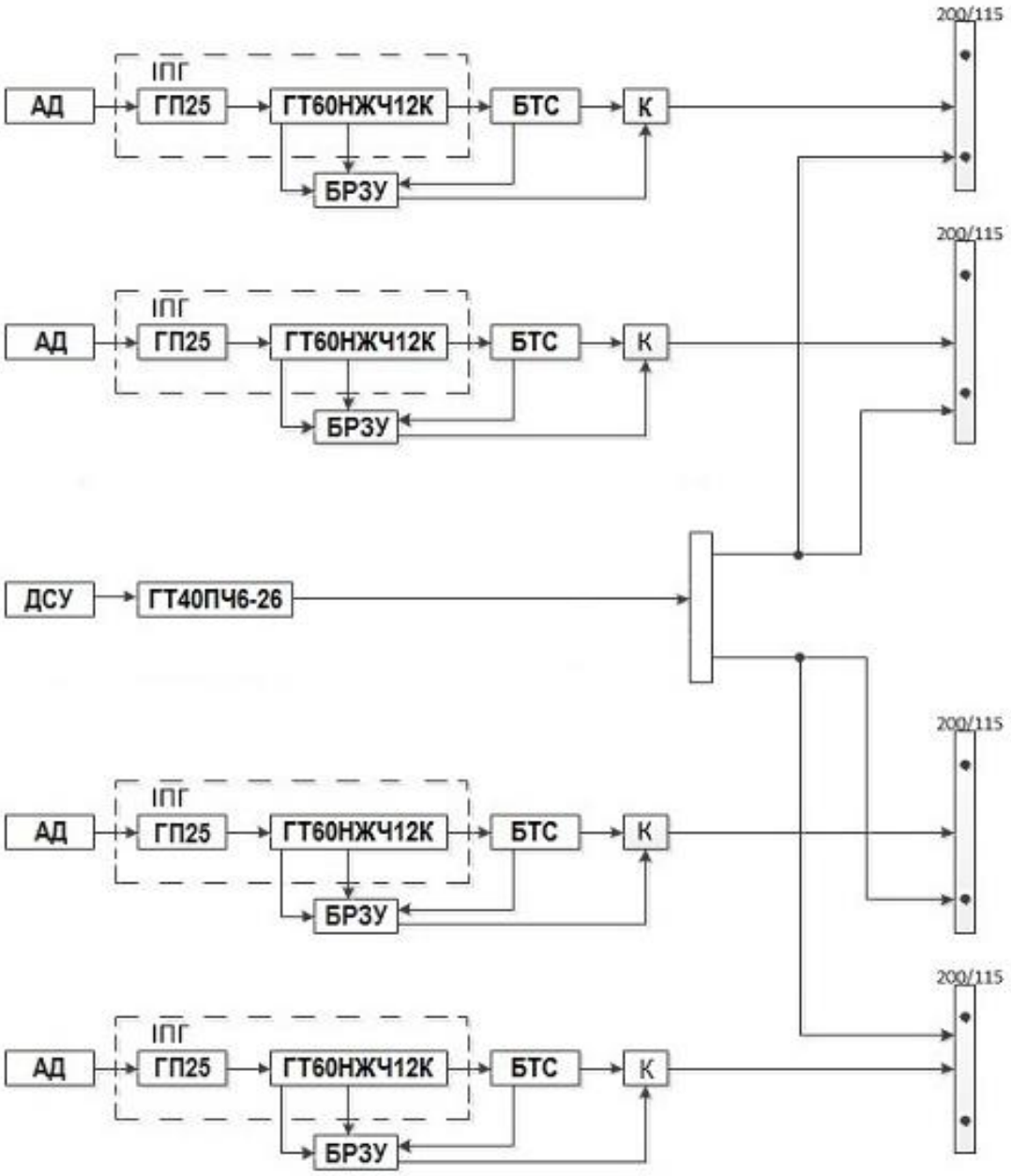

Рис. 1.8. Спрощена структурна схема первинної СЕП літака Іл-96

Спрощена структурна схема вдосконаленої системи електропостачання літака наведена на рис. 1.9. Склад, структурна схема, принцип роботи та розрахунок частотних і енергетичних параметрів привод-генераторного агрегату (ПГА) з електромеханічним приводом постійної частоти обертання (ЕМППЧО) представлені у наступному розділі.

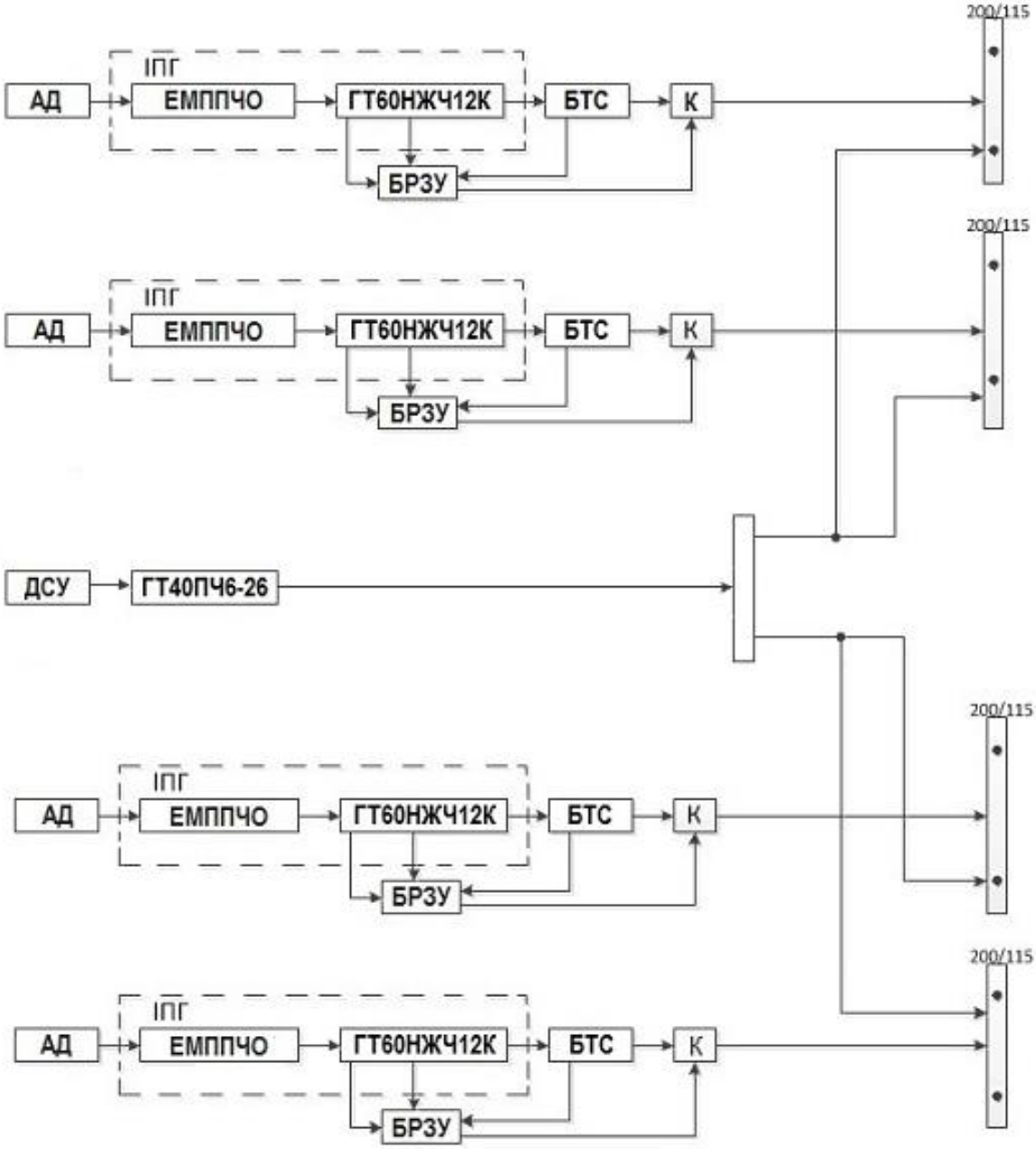

Рис. 1.9. Спрощена структурна схема вдосконаленої системи електропостачання літака Іл-96

Висновок до розділу 1

Система електропостачання призначена для живлення електроенергією всіх споживачів і підтримання сталої напруги в бортовій мережі електрообладнання літака.

Надійність системи електропостачання літака є одним з основоположних чинників безпеки польоту. Тому передбачається комплекс заходів для підвищення надійності функціонування і живучості бортовий СЕП літака. Як правило,

застосовують основні, резервні та аварійні джерела електроенергії. Основні джерела забезпечують потреби в електроенергії в нормальних умовах польоту. Резервні джерела живлять споживачі при нестачі потужності основних джерел, викликаної відмовами в СЕП. Аварійні джерела живлять тільки життєвоважливі системи літака (споживачі першої категорії), без яких неможливо безпечне завершення польоту.

Низька якість електроенергії в системі електропостачання літаків з гідромеханічним ППЧО, висока вартість виробництва, складність експлуатації, малий ресурс та недостатня надійність потребує вдосконалення системи електропостачання, що існує на літаку.

В дипломній роботі пропонується замінити існуючий гідромеханічний привід на ППЧО електромеханічного типу, до складу якого входять:

- електромагнітна муфта ковзання (ЕМК), збуджена змінним струмом;
- асинхронний перетворювач частоти та напруги (АП);
- система автоматичного керування роботою ЕМК і АП.

РОЗДІЛ 2
РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СХЕМИ, ПРИНЦИП ДІЇ ТА РОЗРАХУНОК ЧАСТОТНИХ ТА ЕНЕРГЕТИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПГА

2.1. Принципова схема привод-генераторного агрегату

Електрична принципова схема привод-генераторного агрегату змінного струму постійної частоти з приводом від авіаційного двигуна представлена на рис. 2.1. До складу ПГА входять [7]:

ЕМК – електромагнітна муфта ковзання, що збуджується змінним струмом;

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

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

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);

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

РН – регулятор напруги системи стабілізації частоти СГ;

Тр – трифазний трансформатор системи стабілізації частоти СГ;

ВП1 – випрямний пристрій в системі автоматичного управління роботою ПГА;

ВП2 – випрямний пристрій системи стабілізації частоти СГ;

К1 – реле в ланцюзі живлення обмотки перемикача К2, що обертається та змінює послідовність чергування фаз ЕМК;

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

К5 – реле в ланцюзі живлення контактора К6, що змінює вид струму живлення обмотки збудження АП зі змінного трифазного на постійний та назад, в залежності від робочого ступеня ПГА;

S – пускова кнопка;

ТГ – тахогенератор на вхідному валу АП, що вимірює оберти АД.

Стабілізація частоти обертання синхронного генератора при змінному діапазоні частоти обертання авіадвигуна, в ПГА досягається:

1. Шляхом перемикання контакторів К4 та К6 відбувається ступінчаста зміна частоти і напруги, що підводиться до ЕМК.

2. За допомогою перемикача фаз ЕМК К2 змінюється напрямок обертання електромагнітного поля ЕМК.

3. Шляхом автоматичного регулювання напруги за допомогою РН відбувається плавна зміна ковзання ведучого ротору ЕМК відносно магнітного потоку, що обертається.

Частота ковзання ведучого ротора відносно магнітного потоку, що обертається, при широкому діапазоні зміни частоти обертання авіаційного двигуна виходить невеликою, що спричинено ступінчатою зміною частоти і напруги, а також зміною напрямку обертання магнітного потоку ЕМК. Наслідком цього є обмежені втрати на ковзання та підвищений ККД, при чому забезпечується охолодження ЕМК.

Привод-генераторний агрегат, до складу якого входить АП, ЕМК та СГ, може мати шість робочих ступенів. Він забезпечує стабілізацію частоти струму СГ при зміні частоти обертання приводу в діапазоні 5:1. Для запуску привод-генераторного агрегату необхідно натиснути і короткочасно утримувати кнопку S. При натисненні кнопки напруга постійного струму поступає на обмотку збудження АП. В обмотці ротора АП, що обертається, виникає ЕРС і з’являються струми в трифазній обмотці ЕМК. Трифазні струми, протікаючи в обмотці ЕМК, створюють обертове магнітне поле, яке захоплює за собою ведучий ротор ЕМК, з’єднаний з ротором СГ. Синхронний генератор самозбуджується при певній частоті обертання ротора, внаслідок чого на його виході з’являється напруга. При появі напруги на виході СГ в роботу включається система стабілізації частоти.

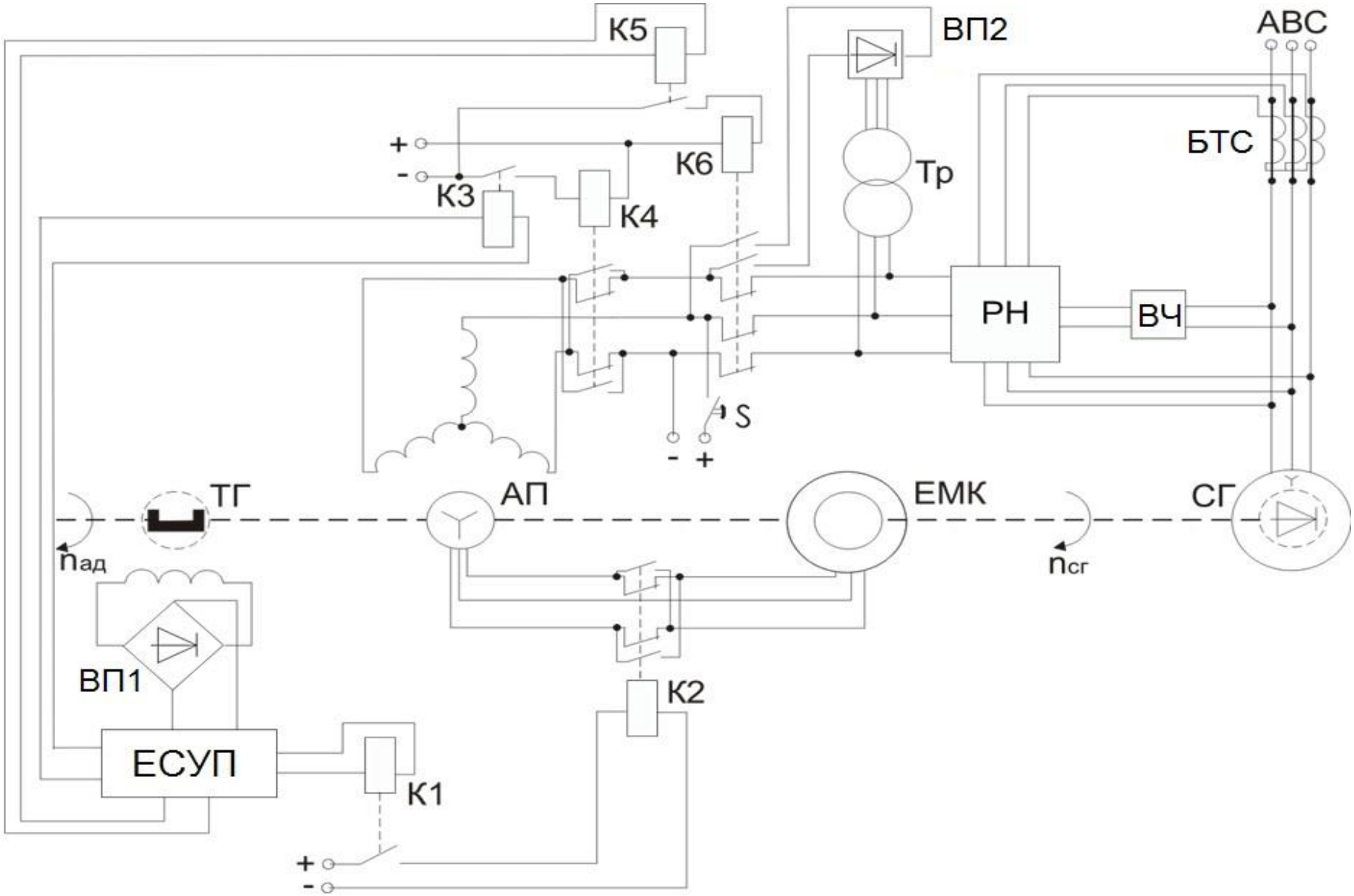

Рис. 2.1. Схема електрична принципова привод-генераторного агрегату (ПГА)

2.2. Розрахунок параметрів ПГА

В якості маршового двигуна на літаку Іл-96 використовується авіадвигун (АД) ПС-90 А, діапазон зміни частоти обертання якого дорівнює 1,41. В залежності від режиму роботи частота обертання валу АД змінюється наступним чином:

Таблиця 2.1.

Режим роботи	Земний малий газ	Номінальний режим	Крейсерський режим	Злітний Режим
Частота обертання (об/хв.)	8500 (+187, -125)	11513 (±187)	11012 (+100, -50)	11763 (±50)
Час роботи (хв.)	30	необмежено	необмежено	5

Як вище доведено, що 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 $P_{АП} : P_{ЕМК} = 1 : 12$. Враховуючи це, виконаємо розрахунок частотних співвідношень ПГА на всіх можливих ступенях його роботи, згідно методики, викладеної в [7].

На першій ступені роботи агрегату АП збуджується змінним струмом постійної частоти $f_{СГ}$. Електромагнітне поле статора обертається проти напрямку обертання ротора АП. Тому на першій ступені ротор АП працює в режимі електромагнітного гальма (ЕМГ) і перетворює частину потужності та напругу, що підводяться до ЕМК.

Частота обертання поля статора АП:

$$n_{\text{п.ап}} = \frac{60 f_{\text{сг}}}{\text{Р}_{\text{ап}}} = 24000 \text{ об/хв.},$$

де $\text{Р}_{\text{ап}}$ - число пар полюсів асинхронного перетворювача.

Мінімальна частота обертання СГ ($n_{сг}$) забезпечується на першій ступені при мінімальній частоті обертання АД:

$$n_{admin} = n_{ад1min} = \frac{n_{сг} - n_{п.ап}\frac{P_{ап}}{P_{емк}} + n_{к1min}}{1 + \frac{P_{ап}}{P_{емк}}} = 9452 \text{ об/хв.}$$

Значення швидкості ковзання $n_{к1}$ на всіх ступенях, при якому ЕМК забезпечує номінальний момент ПГА, складає $(0.02 \div 0.03)$.

Частота ЕРС обмотки якоря знаходиться за формулою:

$$f_{2ап1} = f_{сг} \cdot S_{ап1} = 556 \text{ Гц},$$

де

$$S_{ап1} = \frac{n_{п.ап} + n_{ад1}}{n_{п.ап}} = 1{,}39.$$

$S_{ап1}$ – ковзання АП на першій ступені.

Частота обертання електромагнітного поля відносно нерухомого простору (в ЕМК):

$$n_{п.абс1} = n_{ад1} + n_{п.від} = 12232 \text{ об/хв},$$

де ,

$$n_{п.від} = \frac{60 \cdot f_{2ап1}}{P_{емк}} = 2780 \text{ об/хв}.$$

Частота ковзання веденого ротора ЕМК, його ковзання відносно обертаючого електромагнітного поля муфти на початку першої ступені:

$$n_{к1} = n_{абс1} - n_{сг} = 232 \text{ об/хв},$$

$$S_1 = \frac{n_{п.абс1} - n_{сг}}{n_{п.абс1}} = 0{,}019.$$

При зростанні частоти обертання АД і досягненні значення $n_{\text{ад1-2}} = n_{\text{ад2min}}$ ЕСУП видає сигнал на спрацювання реле К3 і контактора К4, завдяки чому здійснюється переключення ПГА на другу ступіть його роботи:

$$n_{\text{ад1-2}} = n_{\text{ад1max}} = \text{n}_{\text{ад2min}} = \frac{n_{\text{сг}} + n_{\text{kmin}} - n_{\text{п.ап}} \cdot \frac{P_{\text{ап}}}{\text{P}_{\text{емк}}}}{1 - \frac{\text{P}_{\text{ап}}}{\text{P}_{\text{емк}}}} = 11162 \text{ об/хв.}$$

При спрацювання реле К3 і контактора К4 змінюється порядок чергування фаз обмотки статора АП, що приводить до зміни напряму обертання електромагнітного поля статора АП на протилежне. Поле буде обертатися згідно з ротором АП, тому АП буде працювати одночасно в режимі асинхронного двигуна і перетворювача частоти. Для збереження попереднього напряму обертання електромагнітного поля ЕМК, при зміні чергування фаз статорної і роторної обмоток АП, одночасно з контактором К4 спрацьовує перемикач фаз ЕМК К2 і ПГА переходить на другу ступінь роботи.

Визначаємо частотні співвідношення наприкінці першої ступені:

$$S_{\text{ап1}} = \frac{n_{\text{п.ап}} + n_{\text{ад1}}}{\text{n}_{\text{п.ап}}} = 1{,}46 \text{ ,}$$

$$f_{\text{2ап1max}} = 400 \cdot 1{,}46 = 586 \text{ Гц,}$$

$$n_{\text{п.абс1}} = n_{\text{ад1max}} + n_{\text{п.від}} = 14092 \text{ об/хв,}$$

де

$$n_{\text{п.від1}} = \frac{60 \cdot f_{\text{2ап1max}}}{\text{p}_{\text{емк}}} = 2930 \text{ об/хв.}$$

Ковзання наприкінці першої ступені визначаємо за формулою:

$$S_{\text{1max}} = \frac{n_{1абс} - \text{n}_{\text{сг}}}{\text{n}_{\text{1п.абс}}} = 0{,}15,$$

$$n_{к1max} = n_{ад1\text{-}2} \cdot (1 + \frac{P_{ап}}{P_{емк}}) + n_{п.ап} \cdot \frac{P_{ап}}{P_{емк}} - n_{сг} = 2092 \text{ об/хв.}$$

Частота струму в обмотках ротора АП і ЕМК на другій ступені:

$$f_{2ап2} = f_{сг} \cdot S_{ап2} = 214 \text{ Гц.}$$

Оскільки напрям обертання електромагнітного поля ЕМК залишився незмінним, то:

$$n_{п.від2} = 60\frac{f_{сг}}{P_{емк}} - n_{ад2}\frac{P_{ап}}{P_{емк}} = 1070 \text{ об/хв},$$

$$n_{п.абс2} = n_{ад2}(1 - \frac{P_{ап}}{P_{емк}}) + n_{пап}\frac{P_{ап}}{P_{емк}} = 12232 \text{ об/хв.}$$

Ковзання на початку другої ступені:

$$S_2 = 1 - \frac{n_{сг}}{n_{ад}(1 - \frac{P_{ап}}{P_{емк}}) + n_{пап}\frac{P_{ап}}{P_{емк}}} = 0{,}019.$$

Під час збільшення частоти обертання АД до $n_{2\text{-}3} = n_{ад2max}$ контактор К6 перемикає статорну обмотку АП на живлення від ВП2. Для збереження попереднього напрямку обертання електромагнітного поля муфти відносно її ведучого ротора спрацьовує К2, який односно змінює чергування фаз ЕМК. При спрацюванні контактора К6, по статорної обмотці АП буде протікати постійний струм і АП переводиться в режим асинхронного двигуна. ЕМК на другій та третій ступенях працює, як і на першій, – в режимі асинхронного двигуна і муфти ковзання.

Перемикання ПГА з другої ступені на третю відбувається при:

$$n_{ад2\text{-}3} = \frac{n_{сг} + n_{к.min}}{1 + \frac{P_{ап}}{P_{емк}}} = 11303 \text{ об/хв.}$$

Визначаємо частотні співвідношення ПГА наприкінці другої ступені:

$$S_{ап2} = \frac{n_{пап} - n_{ад2}}{n_{пап}} = 0.529,$$

$$f_{2an2} = 400 \cdot 0.529 = 212 \text{ Гц},$$

$$n_{\text{п.від2}} = 1061 \text{ об/хв},$$

$$n_{\text{п.абс2}} = 12364 \text{ об/хв}, \quad S_2 = 0{,}029.$$

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

$$n_{\text{ад2-3}} = n_{\text{ад2max}} = n_{\text{ад3min}} = 11303 \text{ об/хв},$$

$$S_3 = 1 - \frac{n_{\text{сг}}}{\text{n}_{\text{ад3}}(1 + \frac{P_{\text{ап}}}{\text{P}_{\text{емк}}})} = 0{,}096,$$

$$f_{2\text{ап}3} = n_{\text{ад3}} \cdot \frac{P_{\text{ап}}}{60} = 188 \text{ Гц},$$

$$n_{\text{п.від3}} = 938 \text{ об/хв},$$

$$n_{\text{п.абс3}} = 12240 \text{ об/хв}.$$

При зростанні частоти обертання АД і досягненні значення $n_{\text{ад3-4}} = n_{\text{ад4min}}$ ЕСУП видає сигнал на спрацювання реле К1 і перемикача фаз ЕМК К2, відбувається переключення ПГА з третьої ступені на четверту:

$$n_{\text{ад3-4}} = n_{\text{ад3max}} = \text{n}_{\text{ад4min}} = \frac{n_{\text{сг}} + n_{\text{ск.min}}}{1 - \frac{\text{P}_{\text{ап}}}{\text{P}_{\text{емк}}}} = 13348 \text{ об/хв}.$$

Частотні співвідношення наприкінці третьої ступені:

$$f_{2\text{ап}3} = n_{\text{ад3}} \cdot \frac{P_{\text{ап}}}{60} = 222 \text{ Гц},$$

$$n_{\text{п.від.3}} = 1108 \text{ об/хв},$$

$$n_{\text{п.абс3}} = 14456 \text{ об/хв},$$

$$S_3 = 0{,}17.$$

Початок четвертої ступені:

$$n_{\text{ад4min}} = n_{\text{ад3-4}} = n_{\text{ад3max}} = 13348 \text{ об/хв},$$

$$n_{\text{п.абс4}} = n_{\text{ад4}}(1 - \frac{P_{\text{ап}}}{\text{P}_{\text{емк}}}) = 12240 \text{ об/хв},$$

$$n_{\text{п.від4}} = n_{\text{ад}_4} - n_{\text{п.абс4}} = 1108 \text{ об/хв.}$$

Частота ковзання і значення ковзання ЕМК на четвертій ступені:

$$n_{\text{к3}} = n_{\text{ад3-4}}(1 + \frac{P_{\text{ап}}}{\text{P}_{\text{емк}}}) - n_{\text{сг}} = 2456 \text{ об/хв},$$

$$S_4 = 1 - \frac{n_{\text{сг}}}{\text{n}_{\text{ад4}}(1 - \frac{P_{\text{ап}}}{\text{P}_{\text{емк}}})} = 0{,}096,$$

$$f_{\text{2ап4}} = n_{\text{ад4}} \cdot \frac{P_{\text{ап}}}{60} = 222 \text{ Гц.}$$

При досягненні частоти обертання АД до:

$$n_{\text{ад4-5}} = n_{\text{ад4max}} = n_{\text{ад5min}} = \frac{n_{\text{скmin}} + n_{\text{сг}} + n_{\text{п.ап}} \frac{P_{\text{ап}}}{\text{P}_{\text{емк}}}}{1 + \frac{\text{P}_{\text{ап}}}{P_{\text{емк}}}} = 13149 \text{ об/хв.},$$

відбувається спрацьовування контактора К6, ПГА переходить на п’яту ступінь роботи. При цьому статорна обмотка АП підключається на клеми регулятора напруги з таким порядком чергування фаз, при якому електромагнітне поле статора обертається в одному напряму з ротором АП. Значення частотних характеристик наприкінці четвертої ступені:

$$n_{\text{п.абс4}} = 12058 \text{ об/хв},$$

$$n_{\text{п. від4}} = 1091 \text{ об/хв},$$

$$n_{к4.max} = n_{ад4}(1 - \frac{P_{ап}}{P_{емк}}) - n_{сг} = 240 \text{ об/хв},$$

$$S_4 = 1 - \frac{n_{сг}}{n_{ад4}(1 - 0{,}125)} = 0{,}0048,$$

$$f_{2ап4} = n_{ад4} \cdot \frac{P_{ап}}{60} = 219 \text{Гц}.$$

На початку п'ятої ступені електромагнітне поле статора обертається в одному напрямку з ротором АП (як на другій ступені). Тому маємо:

$$f_{2ап5} = f_{сг} - n_{ад5} \frac{P_{ап}}{60} = 181 \text{Гц},$$

$$n_{п.від5} = 909 \text{ об/хв}.$$

На п'ятому ступені поле ведучого ротора ЕМК обертається зустрічно з ведучим ротором, тому:

$$n_{п.абс5} = n_{ад5} - n_{п.від5} = 12240 \text{ об/хв},$$

$$S_5 = 1 - \frac{n_{сг}}{n_{ад5}(1 + \frac{P_{ап}}{P_{емк}}) - n_{п.ап} \cdot \frac{P_{ап}}{P_{емк}}} = 0{,}0196.$$

При досяганні частоти обертання АД значення:

$$n_{ад5\text{-}6} = n_{ад5max} = n_{ад6min} = \frac{n_{сг} + n_{kmin} + n_{п.ап} \cdot \frac{P_{ап}}{P_{емк}}}{1 - \frac{P_{ап}}{P_{емк}}} = 15529 \text{ об/хв},$$

відбувається спрацювання одночасно контакторів К4 і К2. Це дає змогу змінити, в порівнянні з п'ятою ступеню, чергування фаз статорної обмотки АП. Таке чергування фаз є аналогічне як і для першої ступені. При цьому ПГА переходить на шосту ступінь роботи.

Частотні співвідношення наприкінці п'ятої ступені:

$$f_{2ап5} = f_{сг} - n_{адmax}\frac{P_{ап}}{60} = 141\,Гц,$$

$$n_{п.від5} = 711\,об/хв,$$

$$n_{п.абс5} = 14818\,об/хв,$$

$$S_5 = 0{,}19,$$

$$n_{к5max} = n_{ад5\text{-}6}(1+\frac{P_{ап}}{P_{емк}}) - n_{п.ап}\frac{P_{ап}}{P_{емк}} - n_{сг} = 2818\,об/хв.$$

Так як, на п'ятій ступені роботи ПГА електромагнітне поле АП обертається назустріч ведучому ротору, то для початку шостої ступені, частотні співвідношення визначаються наступним чином:

$$f_{2ап6} = f_{сг} + n_{ад6}\frac{P_{ап}}{60} = 658\,Гц,$$

$$n_{п.від6} = 60\cdot\frac{f_{сг}}{P_{емк}} + n_{ад6}\frac{P_{ап}}{P_{емк}} = 3289\,об/хв$$

$$n_{п.абс6} = n_{ад6}\cdot 1 - \frac{P_{ап}}{P_{емк}} - n_{п.ап}\frac{P_{ап}}{P_{емк}} = 12951\,об/хв,$$

$$S_6 = 1 - \frac{n_{сг}}{n_{ад6}(1-\frac{P_{ап}}{P_{емк}}) - n_{п.ап}\frac{P_{ап}}{P_{емк}}} = 0{,}0196,$$

$$n_{ад6} = \frac{n_{сг} + n_{к5max} + n_{п.ап}\cdot\frac{P_{ап}}{P_{емк}}}{1-\frac{P_{ап}}{P_{емк}}} = 18340\,об/хв.$$

Стабілізація частоти обертання СГ на кожній ступені роботи ПГА при збільшенні $n_{АД}$ забезпечується за рахунок збільшення ковзання від $n_{кmin}$ до $(n_{кі})^x$, де і- номер ступені. У випадку пониження частоти обертання АД від $n_{АД6max}$ до $n_{АД1min,}$ розглянута вище черговість спрацювання контакторів і перемикача, що обертається, відбувається

у зворотній послідовності, що призводить до почергового переходу агрегату з шостої на п’яту, з п’ятої на четверту, і т.д. аж до першої ступені.

Основні енергетичні характеристики на всіх ступенях роботи ПГА розглянемо для випадку постійного навантаження СГ. При цьому момент на валу СГ:

$$M = \frac{S_{сг} \cdot \cos\varphi_{сг}}{\eta_{сг} \cdot \omega_{сг}} = \frac{60000 \cdot 0.8}{0{,}85 \cdot 1256{,}54} = 44{,}94 \text{ Н} * \text{м},$$

де $S_{сг}$ – повна електрична потужність;

cos $\varphi_{сг}$ – коефіцієнт потужності;

$\eta_{сг}$ – коефіцієнт корисної дії СГ.

$$\omega_{сг} = \frac{n_{сг}}{9{,}55} = \frac{12000}{9{,}55} = 1256{,}54 \text{ (рад/с)},$$

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

Момент на відомому валу ЕМК, при встановленому режимі роботи, рівний моменту навантаження СГ ($M_{ЕМК} = M_{СГ} = M$).

На першій ступені роботи ПГА до асинхронного перетворювача, що працює в режимі електромагнітного гальма та перетворювача частоти, підводиться електрична і механічна потужності. Механічна потужність, яка підводиться до ротора АП від АД, $P_{2ап1мех}$ перетворюється у електричну (як у генераторі) $P'_{2ап1ел}$ і передається у обмотку ведучого ротора ЕМК.

$$P'_{ап1ел} = P_{2ап1мех} \cdot \eta_{ап} = M_{ап1} \cdot \omega_{ад1} \cdot \eta_{ап} = 4{,}62 \cdot 989{,}7 \cdot 0{,}9 =$$
$$= 4115{,}17 \text{ Вт},$$

$$\text{де } M_{ап1} = \frac{M \cdot \omega_{п.від1} \cdot f_{сг}}{\omega_{пап} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емк} \cdot f_{2ап1}} = \frac{44{,}94 \cdot 29{,}1 \cdot 400}{2513 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9 \cdot 556} = 4{,}62 \text{ Н*м},$$

$$\omega_{ад1} = \frac{n_{ад1min}}{9{,}55} = \frac{9452}{9{,}55} = 989{,}7 \text{ об/хв.},$$

$$\omega_{п.від1} = \frac{n_{п.від1}}{9{,}55} = \frac{2780}{9{,}55} = 291{,}1 \text{ об/хв.},$$

$$\omega_{\text{п.ап}} = \frac{n_{\text{п.ап}}}{9{,}55} = \frac{24000}{9{,}55} = 2513 \text{ об/хв.},$$

$$\eta_{\text{ап}} = \eta_{\text{емк}} = 0.9.$$

Електрична потужність, що підводиться до статора АП від СГ перетворюється на АП (передається зі статора на ротор) та поступає на обмотку ЕМК:

$$P'_{1\text{ап}1.\text{ел}} = P_{1\text{ап}1.\text{ел}} \cdot \eta_{\text{ап}} = 11610 \cdot 0{,}9 = 10449{,}05 \text{ Вт},$$

$$\text{де } P_{1\text{ап}1.\text{ел}} = M_{\text{ап}1} \cdot \omega_{\text{п.ап}} = 4{,}62 \cdot 2513 = 11610{,}06 \text{ Вт}.$$

Отже, активна електрична потужність, яку віддає ротор АП і яку споживає ЕМК, працюючи на першій ступені в режимі асинхронного двигуна, рівна:

$$P_{2\text{ап}1.\text{ел}} = P_{\text{емк}1\text{ел}} = P'_{1\text{ап}1\text{эл}} + P'_{2\text{ап}1\text{ел}} = 10449{,}05 + 4115{,}17 =$$
$$= 14564{,}22 \text{ Вт}.$$

Механічна потужність, яку відбирає агрегат від АД на початку першої ступені:

$$P_{\text{ад}1} = (M + M_{\text{ап}1})\omega_{\text{ад}1\min} = (4{,}62 + 44{,}94) \cdot 989{,}7 = 49049{,}532 \text{ Вт}.$$

Активна електрична потужність, що віддається споживачам та ККД ПГА на початку першої ступені:

$$P_{e1} = P_{\text{сг}} - P_{1\text{аап}1e} = \frac{M}{f_{2\text{аап}} \cdot \eta_{\text{ап}} \cdot \eta_{\text{емк}}} \cdot \left(\omega_{\text{сг}} f_{2\text{аап}} \eta_{\text{сг}} \eta_{\text{ап}} \eta_{\text{емк}} - \omega_{\text{п.від}1} f_{\text{сг}}\right) =$$

$$\frac{44{,}94}{556 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9} \cdot \left(1256{,}54 \cdot 556 \cdot 0{,}85 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9 - 291{,}1 \cdot 400\right) = 36379{,}4 \text{ Вт}$$

,

$$\eta_1 = \frac{P_{e1}}{P_{\text{ад}1}} = \frac{36379{,}4}{49049{,}532} = 0{,}74.$$

Енергетичні характеристики ПГА наприкінці першої ступені:

$$P'^{x}_{2\text{ап}1\text{ел}} = M^{x}_{\text{ап}1} \cdot \omega_{\text{ад}1\max} \cdot \eta_{\text{ап}} = 4{,}62 \cdot 1168{,}8 \cdot 0{,}9 = 4859{,}87 \text{ Вт},$$

$$\text{де } \omega_{\text{ад}1\max} = \frac{11162}{9{,}55} = 1168{,}8 \text{ об/хв.},$$

$$P'^{x}_{1\text{ап}1\text{ел}} = P_{\ 1\text{ап}1\text{еп}} \cdot \eta_{\text{ап}} = 11610{,}06 \cdot 0{,}9 = 10449{,}05 \text{ Вт},$$

$$P^{x}_{2ап1ел} = P'^{x}_{1ап1ел} + P'^{x}_{2ап1ел} = 10449,05 + 4859,87 = 15308,92 \text{ Вт},$$

$$P^{x}_{емк1ел} = \frac{(M \cdot \omega_{від1max})}{\eta_{емк}} = \frac{44,94 \cdot 306,8}{0,9} = 15319,55 \text{ Вт},$$

$$\text{де } \omega_{від1max} = \frac{2930}{9,55} = 306,8 \text{ об/хв.},$$

$$P^{x}_{ад1} = (M + M^{x}_{ап1}) \cdot \omega_{ад1max} = (4,62 + 44,94) \cdot 1168,8 = 57925,728 \text{ Вт},$$

$$P^{x}_{e1} = P_{сг} - P'^{x}_{1ап1ел} = 60000 \cdot 0,8 - 10449,05 = 37551 \text{ Вт},$$

$$\eta^{x}1 = \frac{P^{x}_{e1}}{P^{x}_{ад1}} = \frac{37551}{57925,728} = 0,648 \cdot$$

Енергетична діаграма ПГА на першій ступені представлена на рис. 2.2.

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

$$P_{емк2ел} = \frac{M \cdot \omega_{п.від2}}{\eta_{емк}} = \frac{44,94 \cdot 112,04}{0,9} = 5594,53 \text{ Вт},$$

$$\text{де } \omega_{п.від2} = \frac{n_{п.від2}}{9,55} = \frac{1070}{9,55} = 112,04 \text{ об/хв.}$$

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

$$P_{1ап2ел} = M_{ап2} \cdot \omega_{п.ап} = 4,623 \cdot 2513 = 11617,6 \text{ Вт},$$

$$\text{де } M_{ап2} = \frac{M \cdot \omega_{п.від2} \cdot f_{сг}}{\omega_{п.ап} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емк} \cdot f_{2ап2}} = \frac{44,94 \cdot 112,04 \cdot 400}{2513 \cdot 0,9 \cdot 0,9 \cdot 214} = 4,623 \text{ Н} \cdot \text{m}.$$

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

$$P_{2ап2мех} = M_{ап2} \cdot \omega_{ад2min} = 4,623 \cdot 1168,8 = 5403,36 \text{ Вт},$$

$$\omega_{ад2} = \frac{n_{ад2min}}{9,55} = \frac{11162}{9,55} = 1168,8 \text{ об/хв.}$$

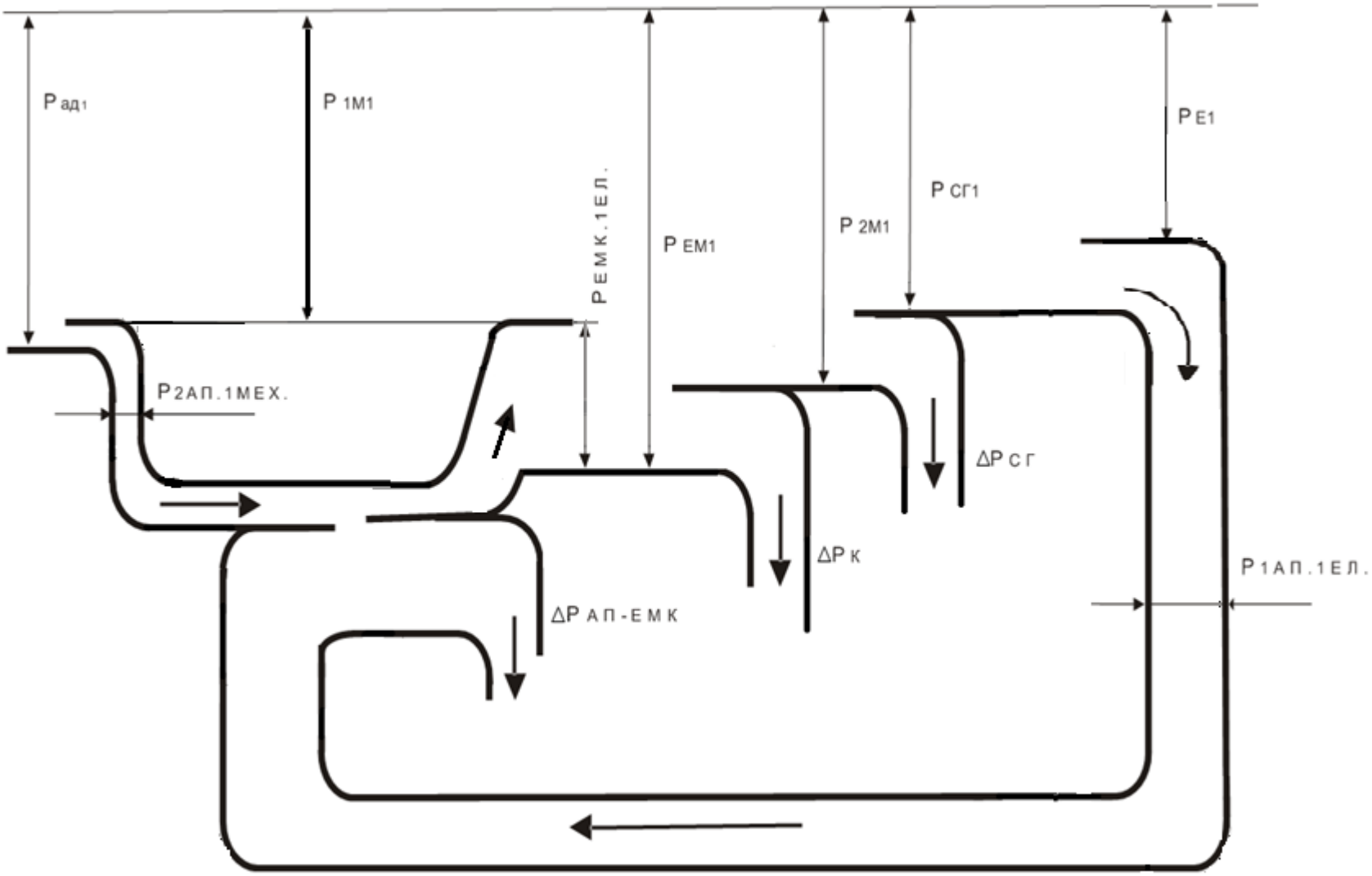

Рис. 2.2. Енергетична діаграма на першій ступені

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

$$P_{e2} = M(\frac{\omega_{сг} \cdot f_{2ап2} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{сг} \cdot \eta_{емк} - \omega_{п.від2} \cdot f_{сг}}{f_{2ап2} \cdot \eta_{емк} \cdot \eta_{ап}}) = 36379,6 \text{ Вт},$$

$$P_{ад2} = (M - M_{ап2}) \cdot \omega_{ад2min} = (44,94 - 4,623) \cdot 1168,8 = 47122,5 \text{ Вт},$$

$$= \frac{P_{e2}}{P_{ад2}} = \frac{36379,6}{47122,5} = 0,77 .$$

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

$$P^{x}_{емк2ел} = \cdot\omega^{x}_{від2}) = \frac{44,94 \cdot 111,09}{0,9} = 5547,1 \text{ Вт},$$

$$\text{ід2} = \frac{1061}{9,55} = 111,09 \text{ рад/с},$$

$$P^{x}_{2ап2мех} = \text{п1} \cdot \omega_{ад2max} = 4,62 \cdot 1183,46 = 5467,6 \text{ Вт},$$

$$\omega \quad \text{ах} = \frac{11302}{9,55} = 1183,46 \text{ рад/с}.$$

Значення механічної по ужності, що відбирається агрегатом від АД та ККД агрегату наприкінці другої ступені:

$$P^{x}_{ад2} = (M - M^{x}_{ап2}) \cdot \omega_{ад2max} = (44,94 - 4,623) \cdot 1183,46 = 47719,2 \text{ Вт},$$

$$\eta^{x}2 = \frac{P_{e2}}{P^{x}_{ад2}} = \frac{36379,6}{47719,2} = 0,76 .$$

Енергетична діаграма ПГА на другій ступені представлена на рис. 2.3.

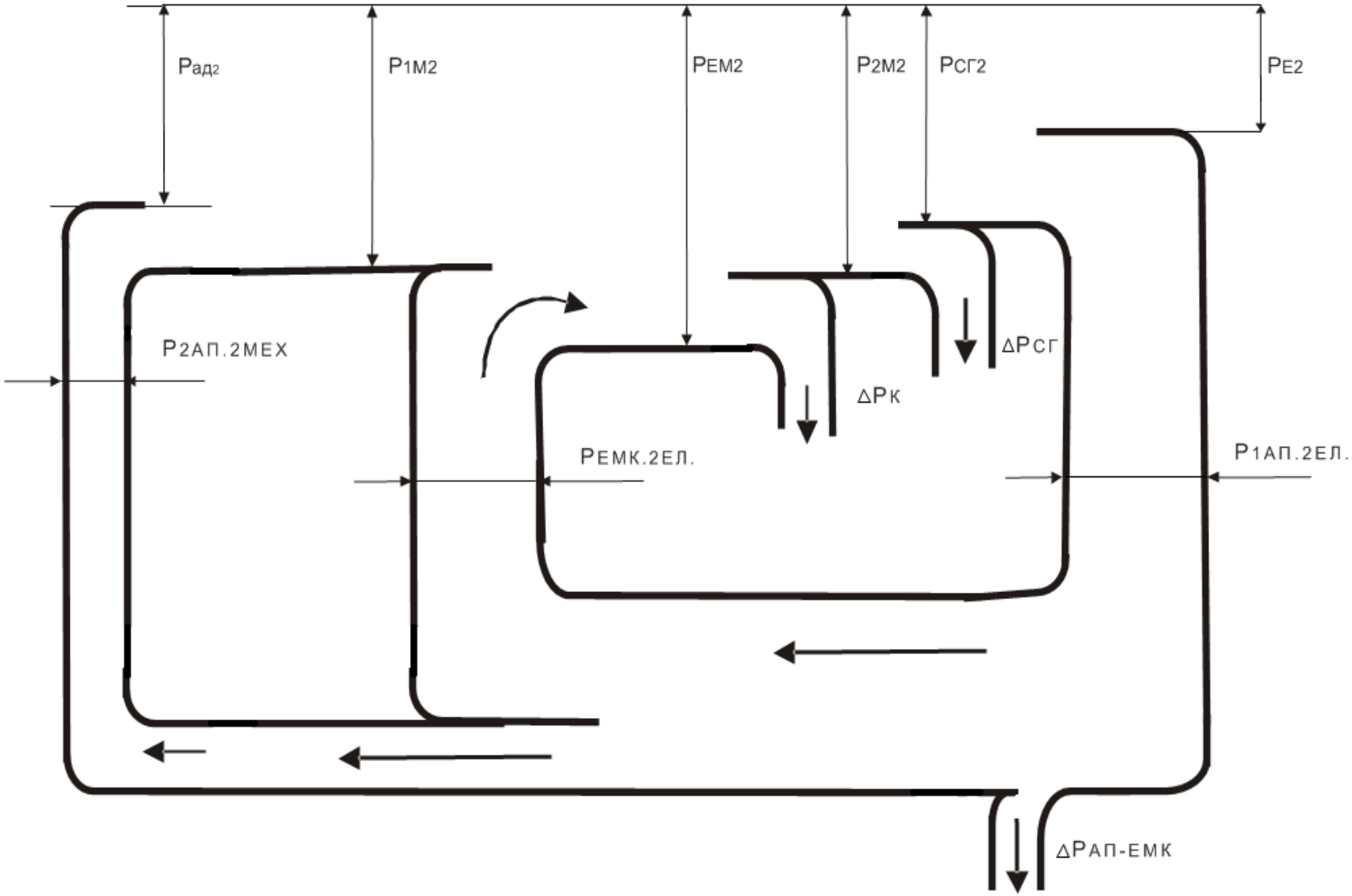

Рис. 2.3. Енергетична діаграма на другій ступені

Оскільки на третій ступені АП збуджується постійним струмом, то він працює в режимі СГ і при цьому віддає електричну потужність ЕМК, що працює в режимі асинхронного двигуна. Електрична потужність, яку споживає ЕМК, потужність збудження, що підводиться до статора АП і момент АП на початку третьої ступені:

$$P_{емк3ел} = \frac{M \cdot \omega_{пвід3}}{\eta_{емк}} = \frac{44{,}94 \cdot 98{,}21}{0{,}9} = 4904\ Вт,$$

$$\omega_{п.від3} = \frac{938}{9{,}55} = 98{,}21\ рад/с,$$

$$P_{1ап3ел} = \frac{0{,}05 \cdot P_{емс3ел}}{\eta_{ап}} = \frac{0{,}05 \cdot 4904}{0{,}9} = 272{,}4\ Вт,$$

$$M_{ап3} = \frac{M \cdot \omega_{п.від3}}{\omega_{ад3} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс}} = \frac{44{,}94 \cdot 98{,}21}{1183 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9} = 4{,}6\ Н \cdot m,$$

$$\omega_{ад3} = \frac{n_{ад3min}}{9{,}55} = 1183{,}46\ рад/с.$$

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

$$P_{ад3} = \frac{M + M_{ап3}}{\omega_{ад3}} = \frac{\omega_{ад3} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс} + \omega_{п.від3}}{\eta_{ап} \cdot \eta_{емс}} \cdot M =$$

$$= \frac{1183{,}46 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9 + 98{,}21}{0{,}9 \cdot 0{,}9} \cdot 44{,}94 = 58633\ Вт,$$

$$P_{е3} = \frac{\omega_{сг} \cdot \eta_{сг} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс} - 0.05 \cdot \omega_{п.від3max}}{\eta_{ап} \cdot \eta_{емс}} \cdot M =$$

$$= \frac{1256{,}54 \cdot 0{,}85 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9 - 0{,}05 \cdot 1397{,}7}{0{,}9 \cdot 0{,}9} \cdot 44{,}94 = 44122{,}1\ Вт,$$

$$\omega_{п.від3max} = \frac{n_{п.від3max}}{9{,}55} = \frac{13348}{9{,}55} = 1397{,}7\ рад/с,$$

$$\eta_З = \frac{P_{е3}}{P_{ад3}} = \frac{44122,1}{58633} = 0,75.$$

$$P_{е3} = \frac{\omega_{сг} \cdot \eta_{сг} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс} - 0.05 \cdot \omega_{п.від3max}}{\eta_{ап} \cdot \eta_{емс}} \cdot M =$$

$$= \frac{1256,54 \cdot 0,85 \cdot 0,9 \cdot 0,9 - 0,05 \cdot 1397,7}{0,9 \cdot 0,9} \cdot 44,94 = 44122,1 \text{ Вт},$$

$$\omega_{п.від3max} = \frac{n_{п.від3max}}{9,55} = \frac{13348}{9,55} = 1397,7 \text{ рад/с},$$

$$\eta_З = \frac{P_{е3}}{P_{ад3}} = \frac{44122,1}{58633} = 0,75.$$

Енергетичні характеристики ПГА наприкінці третьої ступені:

$$P^{x}_{емс3ел} = \frac{M \cdot \omega^{x}_{п.від3}}{\eta_{емс}} = \frac{44,94 \cdot 116}{0,9} = 5792,26 \text{ Вт},$$

$$\omega^{x}_{п.від3} = \frac{1108}{9,55} = 116 \text{ об/хв.},$$

$$P^{x}_{1емк3ел} = \frac{0,05 \cdot P^{x}_{емк3ел}}{\eta_{ап}} = \frac{0,05 \cdot 5792,26}{0,9} = 322 \text{ Вт},$$

$$P^{x}_{ад3} = (M + M^{x}_{ап3}) \cdot \omega_{ад3max} = (44,94 + 4,6) \cdot 1397,7 = 69242,058 \text{ Вт},$$

$$\eta^{x}_З = \frac{P_{е3}}{P^{x}_{ад3}} = \frac{44122,1}{69242,058} = 0,64.$$

Енергетична діаграма ПГА на третій ступені представлена на рис. 2.4.

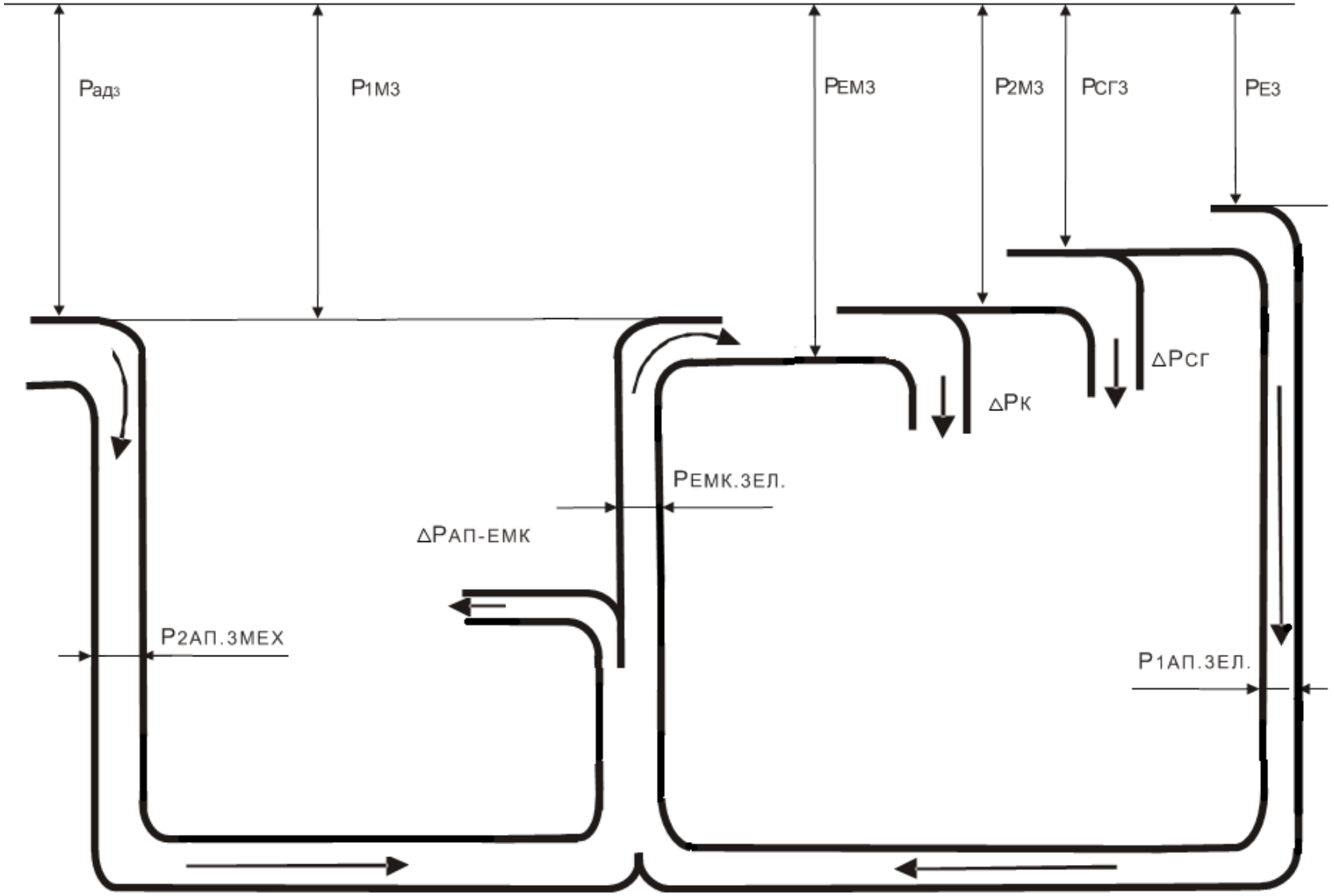

Рис. 2.4. Енергетична діаграма на третій ступені

На четвертій ступені АП працює в режимі асинхронного двигуна та отримує від СГ лише електричну потужність збудження:

$$P_{1ап4ел} = 0{,}05M \cdot \omega_{від4} \cdot \eta_{емк} = 0{,}05 \cdot 44{,}94 \cdot 116{,}02 \cdot 0{,}9 = 234{,}6 \text{ Вт},$$

$$\omega_{від4} = \frac{n_{п.від4}}{9{,}55} = \frac{1108}{9{,}55} = 116{,}02 \text{ об/хв.}$$

і віддає на вал АД механічну потужність:

$$P_{2ап4мех} = P_{емс4,ел} = M \cdot \omega_{від4} \cdot \eta_{емс} = 44{,}94 \cdot 116{,}02 \cdot 0{,}9 = 4692{,}5 \text{ Вт},$$

Механічна потужність, що відбирається агрегатом від АД на початку четвертої ступені:

$$P_{ад4} = (M - M_{ап4}) \cdot \omega_{ад4min} = (44{,}94 - 3) \cdot 1397{,}7 = 58619{,}5 \text{ Вт},$$

$$\text{де } M_{ап4} = (\frac{\omega_{п.від4}}{\omega_{ад4min}}) \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс} \cdot M = (\frac{116{,}02}{1397{,}7}) \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9 \cdot 44{,}94 = 3 \text{ Н} \cdot \text{м},$$

$$\omega_{ад4min} = \frac{n_{ад4min}}{9{,}55} = \frac{13348}{9{,}55} = 1397{,}7 \text{ об/хв.}$$

Електрична потужність, як віддається споживачам та ККД ПГА на початку четвертої ступені:

$$P_{е4} = P_{сг} - P_{1ап4ел} = M(\omega_{сг} \cdot \eta_{сг} - 0{,}05 \cdot \omega_{п.від4max} \cdot \eta_{емс}) = 44{,}94 \cdot (1256{,}54 \cdot 0{,}85 - 0{,}05 \cdot 114{,}2 \cdot 0{,}9) = 47768 \text{ Вт},$$

$$\omega_{п.від4max} = \frac{1091}{9{,}55} = 114{,}2 \text{ об/хв.},$$

$$\eta_4 = \frac{P_{е4}}{P_{ад4}} = \frac{47768}{58619{,}5} = 0{,}81.$$

Енергетичні характеристики ПГА наприкінці четвертої ступені:

$$P^{x}_{емк4.ел} = M \cdot \omega_{п.від4max} \cdot \eta_{емс} = 44{,}94 \cdot 114{,}2 \cdot 0{,}9 = 4619 \text{ Вт},$$

$$P^{x}_{1ап4ел} = 0{,}05 \cdot P^{x}_{емк} = 231 \text{ Вт},$$

$$P^{x}_{ад4} = (M - M^{x}_{ап4}) \cdot \omega_{ад4max} = (44{,}94 - 3) \cdot 1376{,}85 = 57745{,}089 \text{ Вт},$$

$$\eta^{x}4 = \frac{P_{e4}}{P^{x}_{ад4}} = \frac{47768}{57745,089} = 0,83$$

.

Енергетична діаграма ПГА на четвертій ступені представлена на рис. 2.5.

Активна електрична потужність, яка генерується ЕМК та віддається на ротор АП, на п'ятій ступені:

$$P_{емк5ел} = P_{2ап5ел} = M\omega_{п.від5} \cdot \eta_{емс} = 44,94 \cdot 95,2 \cdot 0,9 = 3850,46 \text{ Вт},$$

$$\text{де } \omega_{п.від5} = \frac{909}{9,55} = 95,2 \text{ об/хв.}$$

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

$$P_{1ап5ел} = \frac{P_{2ап5ел} \cdot f_{сг} \cdot \eta_{ап}}{f_{2ап5}} = \frac{3850,46 \cdot 400 \cdot 0,9}{141} = 9831 \text{Вт.}$$

Механічна потужність і момент на валу АП:

$$P_{2ап5мех} = M \cdot \omega_{п.від5} \cdot \eta_{емк}(\frac{f_{сг}}{f_{2ап}} - \eta_{ап}) = 44,94 \cdot 95,2 \cdot 0,9 \cdot (\frac{400}{141} - 0,9) =$$
$$= 7457,9 \text{ Вт} \quad ,$$

$$M_{ап5} = \frac{P_{2ап5мех}}{\omega_{ад5}} = \frac{7457,9}{1376,85} = 5,42 \text{ Н·м},$$

$$\omega_{ад5} = \frac{13149}{9,55} = 1376,85 \text{ об/хв.}$$

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

$$P_{ад5} = (M + M_{ап5}) \cdot \omega_{ад5} = (44,94 + 5,42) \cdot 1376,85 = 69338,17 \text{ Вт},$$

$$\eta_5 = \frac{P_{e5}}{P_{ад5}} = \frac{60631,1}{69338,17} = 0.87$$

,

$$P_{e5} = M(\omega_{сг} \cdot \eta_{сг} + \omega_{п.від5} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс} \cdot \frac{f_{сг}}{f_{2ап5}}) = 60631,1 \text{ Вт}$$

.

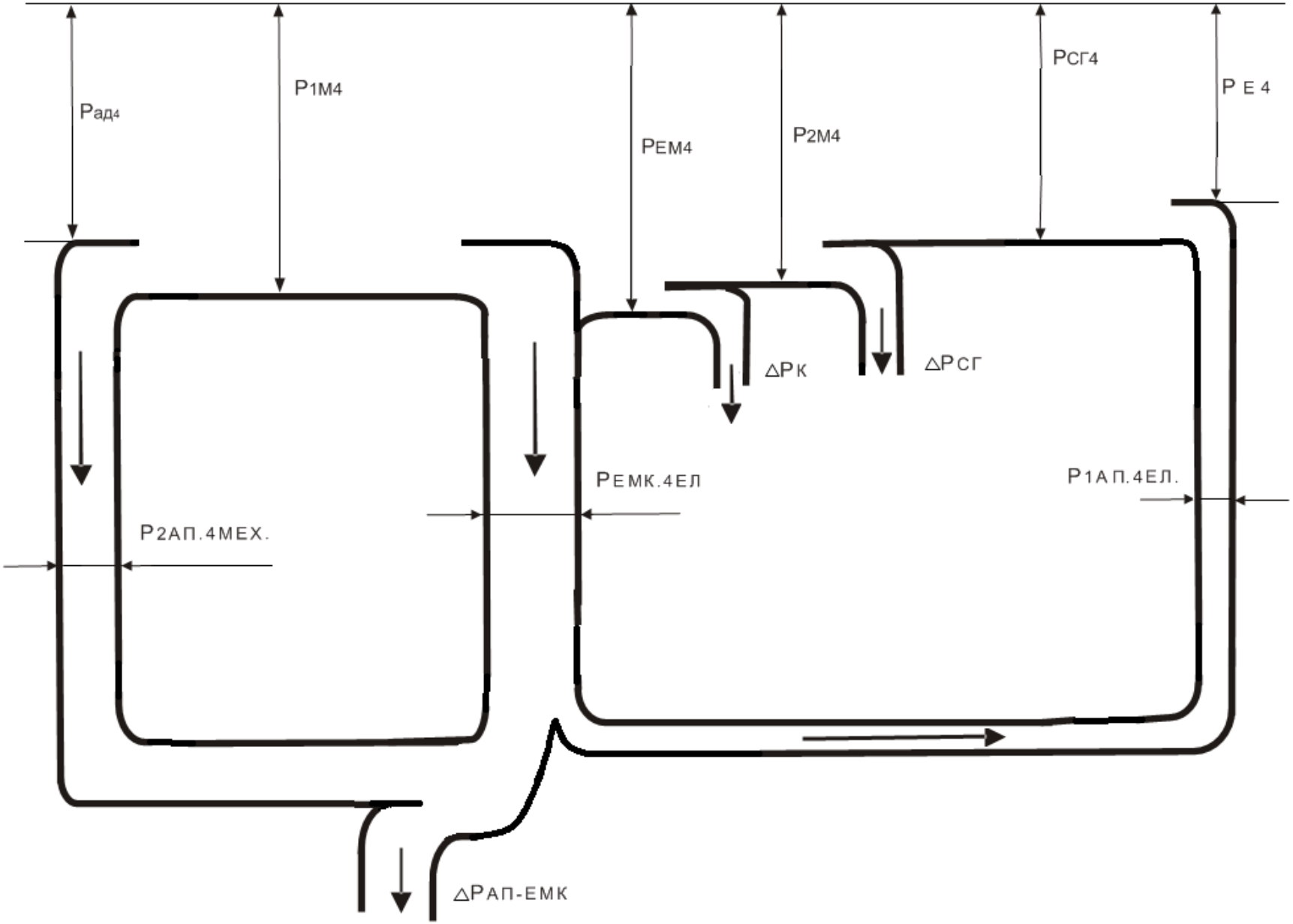

Рис. 2.5. Енергетична діаграма на четвертій ступені

Енергетичні характеристики наприкінці п’ятої ступені:

$$P^{x}_{емс5ел} = P^{x}_{2ап5ел} = M \cdot \omega^{x}_{п.від5} \cdot \eta_{емс} = 44{,}94 \cdot 70{,}3 \cdot 0{,}9 = 2843{,}35 \text{ Вт},$$

$$\omega^{x}_{п.від5} = \frac{671}{9{,}55} = 70{,}3 \text{ об/хв.},$$

$$P^{x}_{ад5} = (M + M_{ап5}) \cdot \omega_{ад5max} = (44{,}94 + 5{,}42) \cdot 1626 = 81885{,}36 \text{ Вт},$$

$$\omega_{ад5max} = \frac{15529}{9{,}55} = 1626,$$

$$\eta^{x}5 = \frac{P_{e5}}{P^{x}_{ад5}} = \frac{60631{,}1}{81885{,}36} = 0{,}74.$$

Енергетична діаграма ПГА на п’ятій ступені представлена на рис. 2.6.

На шостій ступені ЕМК віддає 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.

Значення цих потужностей на початку шостої ступені:

$$P_{емс6ел} = M \cdot \omega_{п.від6} \cdot \eta_{емс} = 44{,}94 \cdot 344{,}4 \cdot 0{,}9 = 13929{,}6 \text{ Вт},$$

$$\omega_{п.від6} = \frac{3289}{9{,}55} = 344{,}4 \text{ об/хв.},$$

$$P_{1ап6ел} = M_{ап6} \cdot \omega_{пап} \cdot \eta_{ап} = 3 \cdot 2513 \cdot 0{,}9 = 6785{,}1 \text{ Вт},$$

$$M_{ап6} = \frac{\omega_{п.від6max} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс}}{\omega_{ад6max} + \omega_{пап} \cdot \eta_{ап}} \cdot M = \frac{344{,}4 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9}{1920{,}42 + 2513 \cdot 0{,}9} \cdot 44{,}94 = 3 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

$$P_{2ап6мех} = M_{ап6} \cdot \omega_{ад6} = 3 \cdot 1920{,}42 = 5761.26 \text{ Вт}.$$

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

$$\eta_6 = \frac{P_{e6}}{P_{ад6}} = \frac{54702}{85128{,}58} = 0{,}64,$$

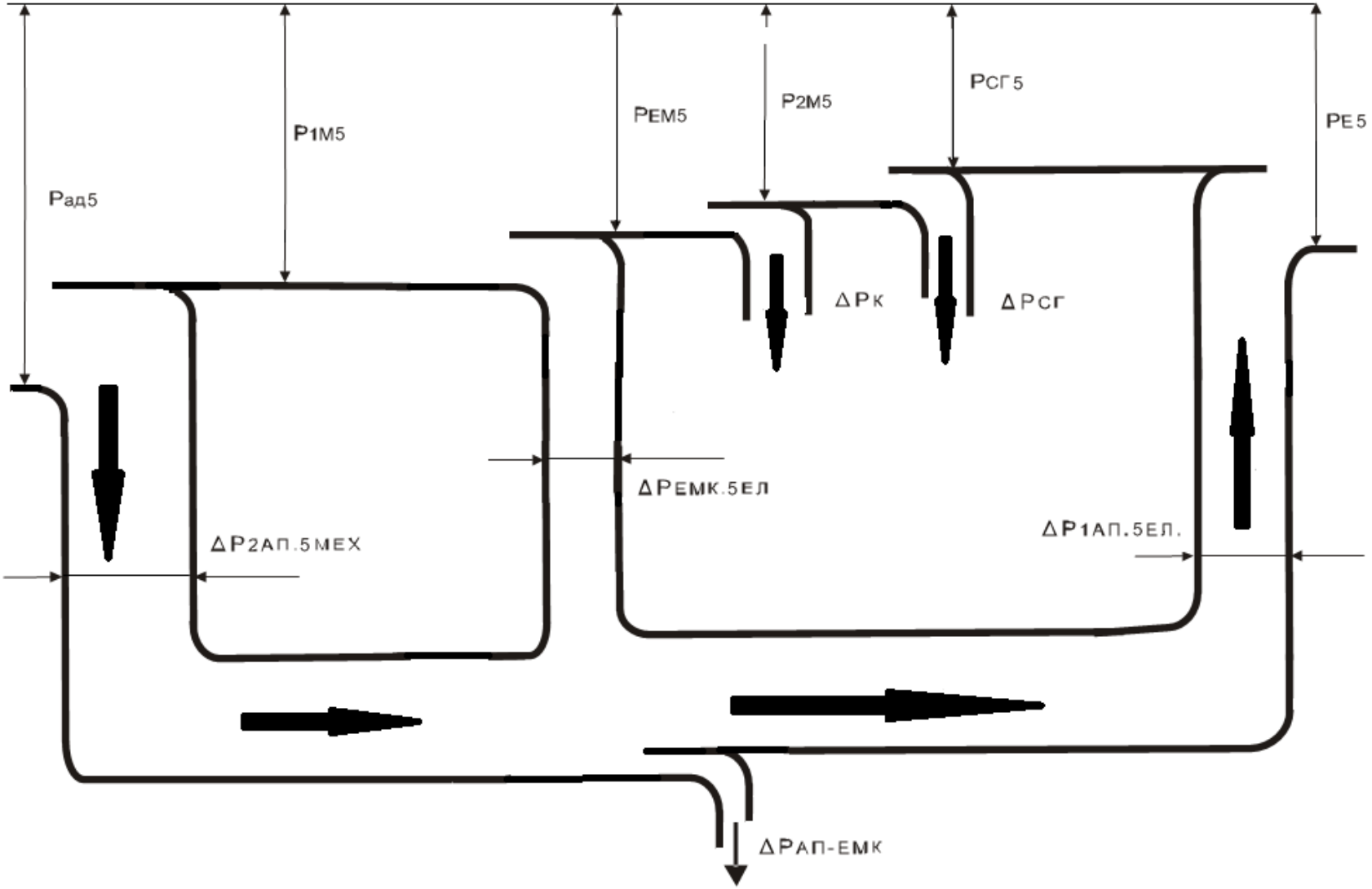

Рис. 2.6. Енергетична діаграма на п’ятій ступені

$$P_{е6} = M(\omega_{сг} \cdot \eta_{сг} + \frac{\omega_{п.від6} \cdot \omega_{пап} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс}}{\omega_{пап} \cdot \eta_{ап} + \omega_{ад6max}}) = 44,94 \cdot (1254,54 \cdot 0,85 +$$

$$+ \frac{344,4 \cdot 2513 \cdot 0,9 \cdot 0,9 \cdot 0,9}{2513 \cdot 0,9 + 1920,42}) = 54702 \text{ Вт}$$

$$P^{x}_{ад6} = \frac{\omega_{ад6max} + \omega_{пап} \cdot \eta_{ап} - \omega^{x}_{п.від6max} \cdot \eta_{ап} \cdot \eta_{емс}}{\omega_{ад6max} + \omega_{пап} \cdot \eta_{ап}} M \cdot \omega_{ад6} =$$

$$= \frac{1920,42 + 2513 \cdot 0,9 - 344,4 \cdot 0,9 \cdot 0,9}{1920,42 + 2513 \cdot 0,9} \cdot 44,94 \cdot 1920,4 = 80546 \text{ Вт} \quad ,$$

$$\text{де } \omega_{ад6max} = \frac{18340}{9,55} = 1920,42 \text{ об/хв.},$$

$$\eta^{x}6 = \frac{P_{е6}}{P^{x}_{ад6}} = \frac{54702}{80546} = 0.68 \quad .$$

Енергетична діаграма ПГА на шостій ступені представлена на рис. 2.7.

На рис. 2.8. представлені енергетичні характеристики привод-генераторного агрегату, що були розраховані.

Діаграма частот, допустимого часу роботи авіадвигуна літака Іл-96 на всіх режимах роботи та розраховані значення ККД на ступенях роботи ПГА представлені на рис. 2.9. З діаграми випливає, що для забезпечення генерування якісної електроенергії змінного струму постійної частоти для даного літака достатньо триступінчастого привод-генераторного агрегату з робочими 1-ю, 4-ю, 5-ю ступенями (рис. 2.10). Використання другої, третьої та шостої ступенів не є доцільним, що суттєво спростить систему автоматичного управління роботою ПГА.

Сталими режимами роботи авіадвигуна ПС-90А на літаку Іл-96 є крейсерський та номінальний режими роботи. Як видно з рис.2.9, саме на цих режимах роботи авіадвигуна літака ККД привод-генераторного агрегату є найбільшим і складає 0.84 (84%) та 0.87 (87%), відповідно.

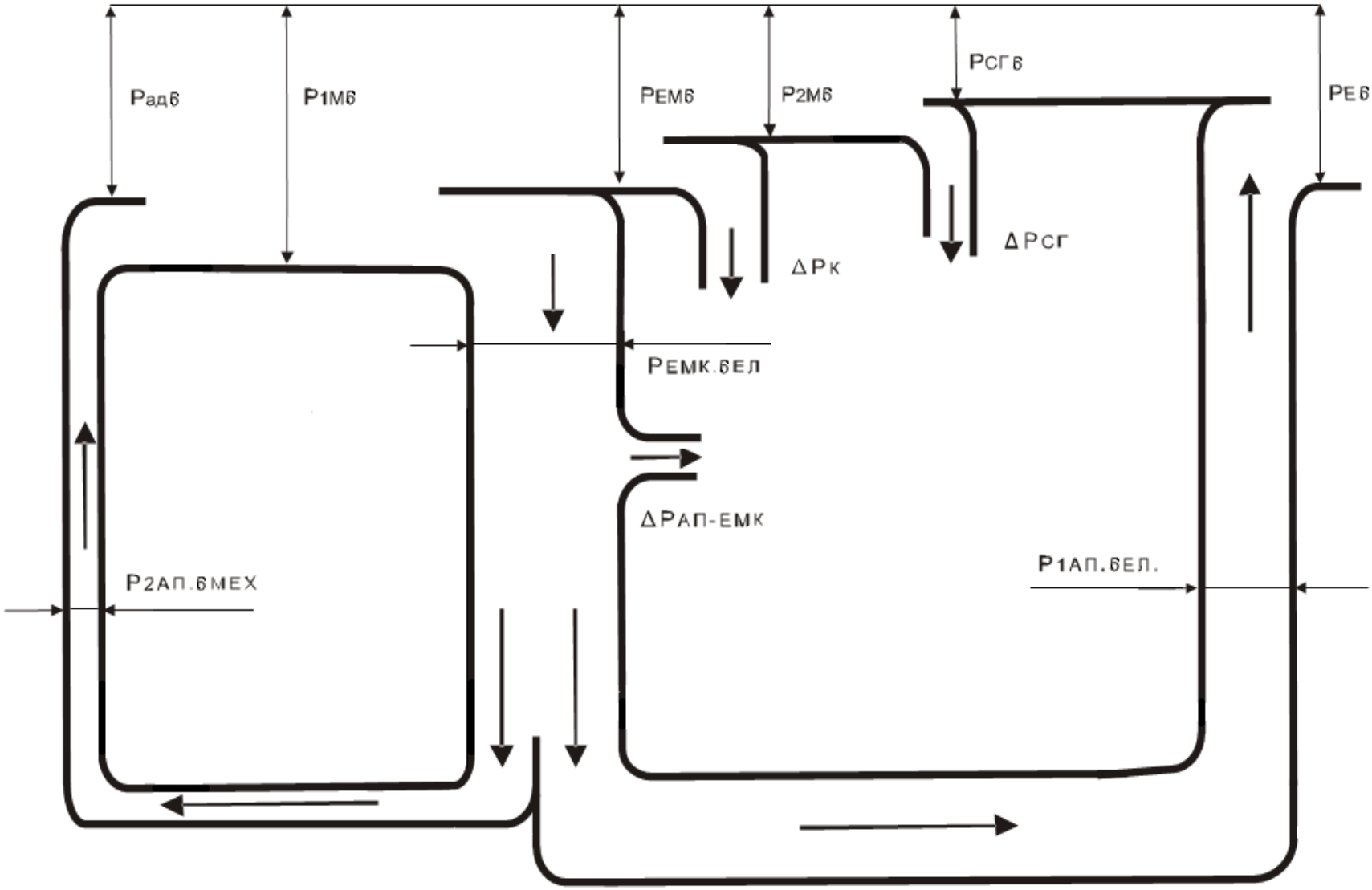

Рис. 2.7. Енергетична діаграма на шостій ступені

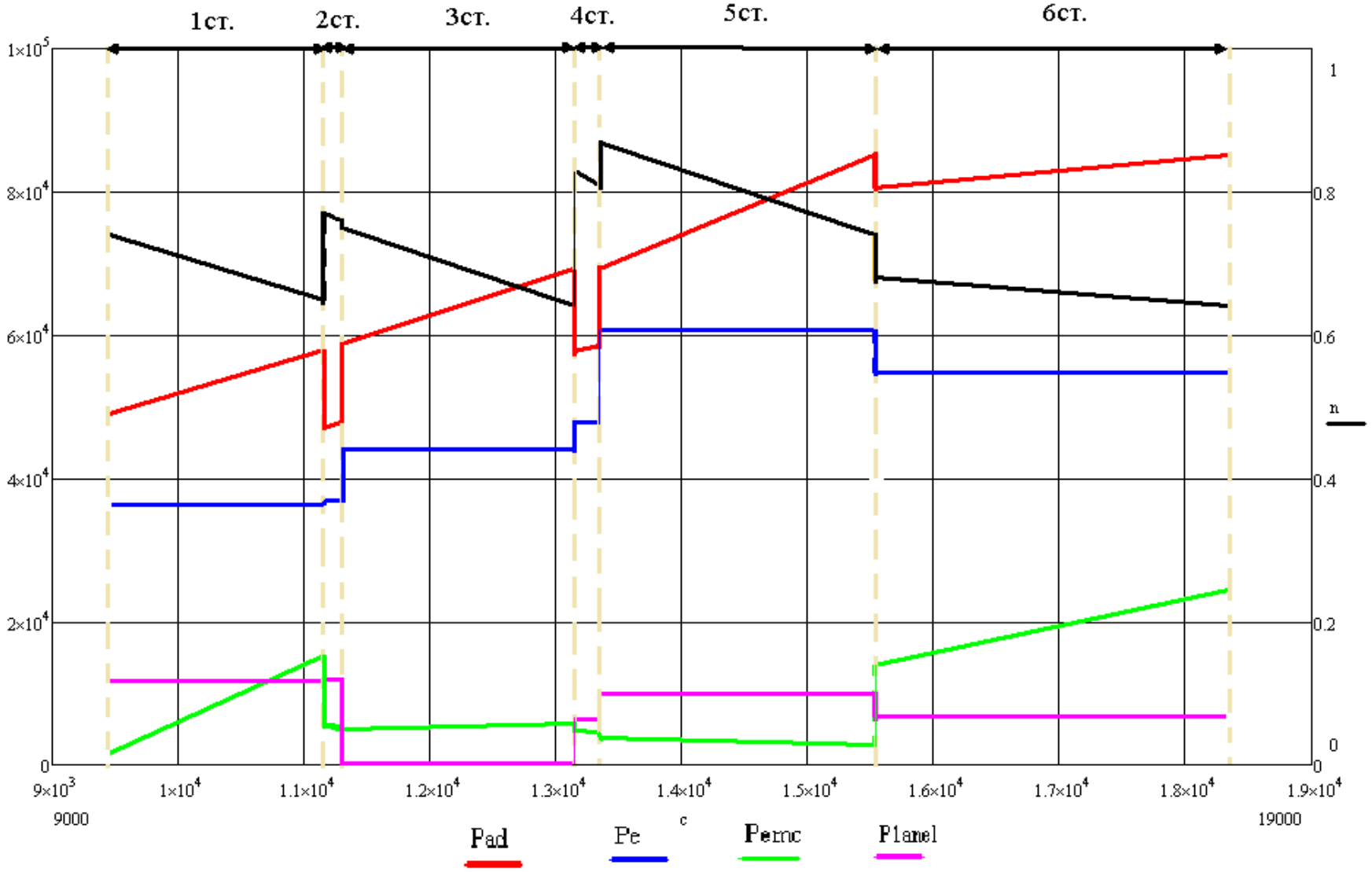

Рис. 2.8. Енергетичні характеристики привод-генераторного агрегату

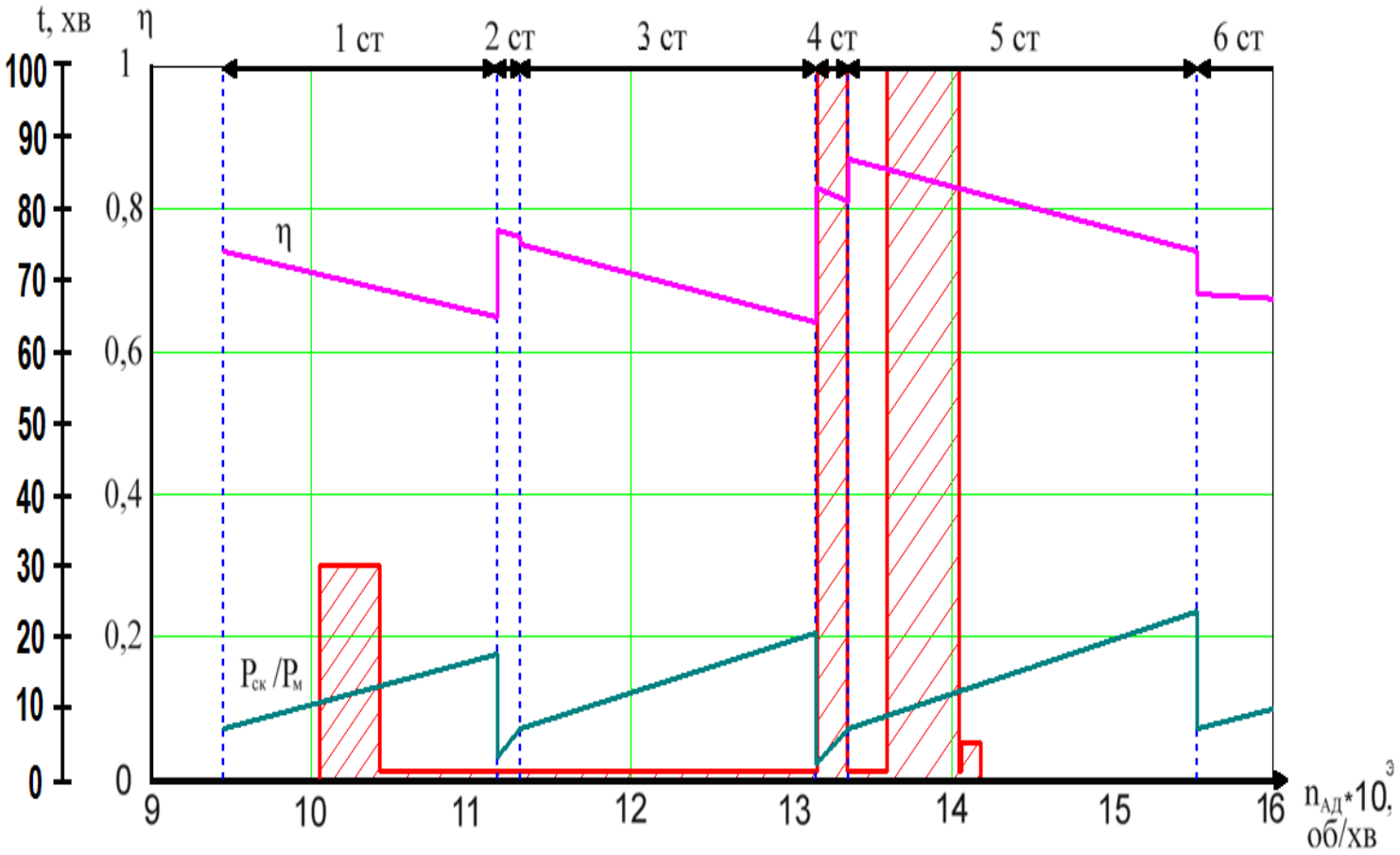

Рис. 2.9. Діаграма частот та допустимого часу роботи авіадвигуна літака Іл-96 300

Висновок до розділу 2

Розроблена принципіальна електрична схема ПГА дозволяє стабілізувати оберти АД в діапазоні 1 : 5, але враховуючи особливості роботи АД літак Іл-96 на цьому літаку можна отримати якісну електроенергію змінного струму постійної частоти за допомогою триступеневого ПГА, використовуючи 1, 4 і 5 ступені, що суттєво спрощує систему автоматичного керування роботою агрегату.

РОЗДІЛ 3
ПОРІВНЯЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ПОКАЗНИКІВ НАДІЙНОСТІ ІСНУЮЧОЇ І ВДОСКОНАЛЕНОЇ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ

3.1. Кількісні показники надійності

Висока надійність авіаційної техніки є одним їх основних умов її бойової готовності, ефективності застосування і безпеки польотів.

Під надійністю авіаційної техніки розуміється її здатність виконувати задані функції протягом встановленого напрацювання і зберігати значення своїх льотно-технічних характеристик в заданих межах протягом необхідного проміжку часу.

Розрахунок надійності, що існує і вдосконаленою СЕП вестимемо по середніх значеннях інтенсивності відмов елементів.

Як початкова величина використовуємо інтенсивність відмов $\lambda(t)$.

Інтенсивність відмов $\lambda(t)$ є кількісним показником надійності виробів, що не ремонтуються, що дозволяє оцінювати надійність в кожен даний проміжок часу.

Наступним показником надійності є вірогідність безвідмовної роботи $P(t)$ - вірогідність того, що в заданий інтервал часу або в межах заданого напрацювання не виникає відмова виробу.

До основних показників, що характеризують надійність виробу, відноситься середнє напрацювання до відмови $T_{ср}$, це є середнє значення напрацювання виробів в партії до першої відмови.

Надійність всіх систем, у тому числі і авіаційних, визначається надійністю складових елементів, кількістю і структурною схемою з'єднання елементів. Для аналізу надійності використовуємо статистичні дані про інтенсивність відмов окремих елементів, зібрані і оброблені на використанні досвіду експлуатації авіаційної техніки.

Розрахунок надійності рекомендується вести на час однієї льотної зміни, оскільки перед кожною льотною зміною всі системи перевіряються, відмови, що виникають за час проміжних польотів, усуваються і отже, у момент включення система справна.

3.2. Розрахунок надійності існуючої СЕП

Дана система електропостачання складається з ряду елементів, вихід яких з ладу приводить до відмови системи в цілому (табл. 3.1).

Таблиця 3.1

№	Найменування елементу каналу системи генерування	Інтенсивність відмов 1/год.
1.	Генератор ГТ60НЖЧ12К	$0{,}09 \cdot 10^{-4}$
2.	Фідер генератора	$0{,}006 \cdot 10^{-4}$
3.	Блок регулювання, захисту та управління	$2{,}396 \cdot 10^{-4}$
4.	Трансформатори струму	$0{,}436 \cdot 10^{-4}$
5.	Електричний провід міжблочних з'єднань каналу системи генерування	$0{,}04 \cdot 10^{-4}$

Загальна інтенсивність відмови:

$\lambda = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5 = (0.09 + 0{,}006 + 2{,}396 + 0{,}436 + 0{,}004) \cdot 10^{-4} =$

$= 2{,}932 \cdot 10^{-4}$ 1/год.

Структурна схема надійності даної СЕП може бути представлена у вигляді:

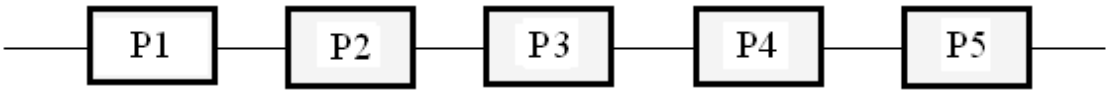

Рис. 3.1. Структурна схема надійності СЕП

де $P_1 – P_5$ - вірогідність безвідмовної роботи елементів СЕП.

Вірогідність безвідмовної роботи системи дорівнює:

$P_{\text{сеп. змін. струму}} = \prod P_i(t)$ (3.1)

$P_i(t) = e^{-t\lambda}$ (3.2), тоді $P_c(t) = e^{-t\Sigma ni \cdot \lambda cp}$ (3.3)

t - час роботи, λ_{cp} - середня інтенсивність відмов і-го елементу, n_i - кількість елементів і-го типу.

Час вибираємо сумірним з часом роботи АД літака.

Підставимо значення $\Sigma\lambda_{ср} \cdot n_i$ в формулу (3.3) одержимо вірогідність безвідмовної роботи СЕП змінного струму протягом часу її експлуатації.

Результати розрахунку показників надійності існуючої СЕП зводимо в табл. 3.2.

Таблиця 3.2

t, год.	0	100	200	300	400
$P_c(t)$	1	0,922	0,914	0,908	0,862

3.3. Розрахунок системи генерування вдосконаленої СЕП

Початкові дані для розрахунку показників надійності приведені в табл. 3.3.

Таблиця 3.3

№	**Найменування елементу каналу системи генерування**	**Інтенсивність відмов 1/год.**
1.	Привод постійної частоти обертання	$0{,}9 \cdot 10^{-4}$
2.	Генератор ГТ60НЖЧ12К	$0{,}09 \cdot 10^{-4}$
3.	Фідер генератора	$0{,}01 \cdot 10^{-4}$
4.	Регулятор напруги БРН-120ТБА	$0{,}61 \cdot 10^{-4}$
5.	Блок трансформаторів струму БТТ-30Б	$0{,}3 \cdot 10^{-4}$
6.	Блок захисту і управління БРЗУ-СП-37Б	$0{,}63 \cdot 10^{-4}$
7.	Блок чергування фаз БЧФ-208	$0{,}003 \cdot 10^{-4}$

8.	Контактор	$0{,}28 \cdot 10^{-4}$
9.	Випрямний пристрій ВУ-6Б	$0{,}64 \cdot 10^{-4}$
10.	Перетворювачі	$2{,}62 \cdot 10^{-4}$
11.	Акумуляторні батареї	$0{,}3 \cdot 10^{-4}$

Проводимо розрахунок $\lambda_{ср}$ по методиці викладеною вище і обчислюємо підставляючи у формулу (3.3) значення $\lambda_{ср}$ значення $P_c(t)$. Результати розрахунку зведені в табл. 3.4.

Таблиця 3.4

t, год.	0	100	200	300	400
$P_c(t)$	1	0,972	0,944	0,918	0,867

За наслідками виконаних розрахунків побудуємо графіки вірогідності безвідмовної роботи існуючої і вдосконаленої систем електропостачання літака.

На рис. 3.2 приведені графіки вірогідності безвідмовної роботи існуючої та розробленої СЕП.

Висновок до розділу 3

Аналіз графіків, приведених на рис. 3.2. показує, що вірогідність безвідмовної роботи розробленої СЕП перевищує вірогідність безвідмовної роботи існуючої СЕП. Це досягається надійнішою елементною базою на основі якої можливо використання електричних машин і апаратури управління пропонованої СЕП.

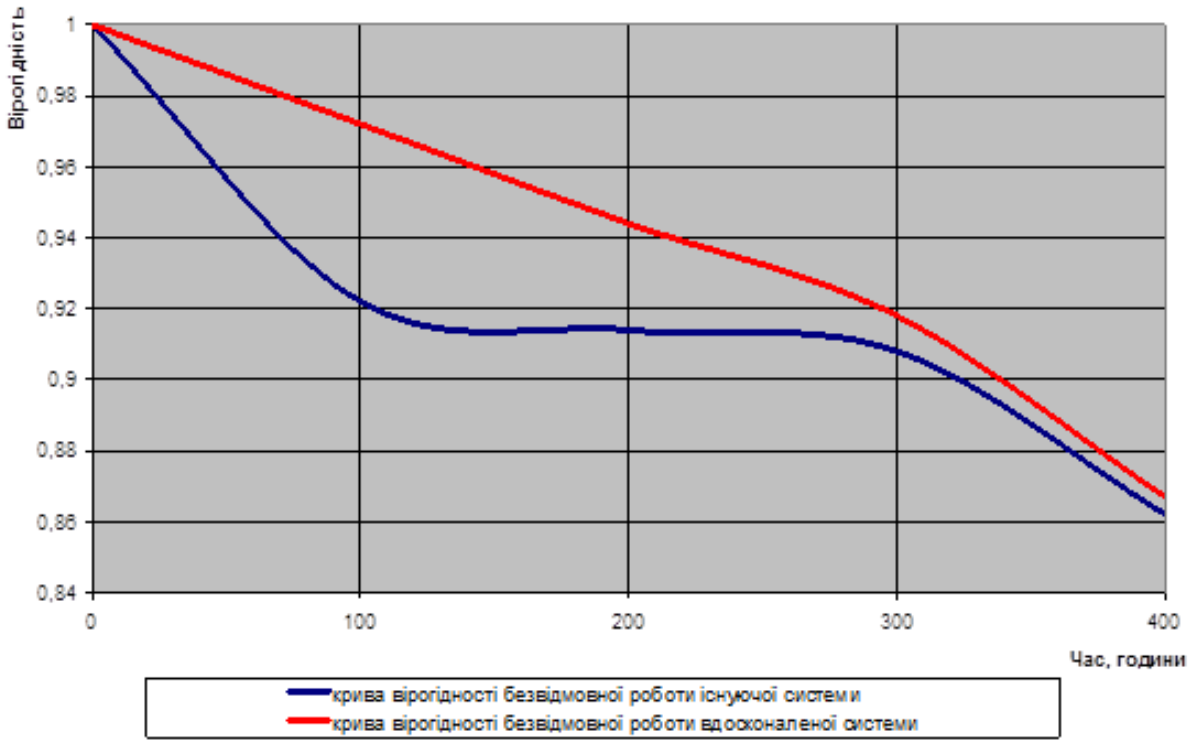

Рис. 3.2. Криві вірогідності безвідмовної роботи

ВИСНОВКИ

Під час виконання дипломної роботи був виконаний аналіз існуючої системи електропостачання літака, виявлені її недоліки та запропонований шлях їх усунення завдяки застосуванню електромеханічного ППЧО замість гідромеханічного приводу який має суттєві недоліки, розроблено структурну схему вдосконаленої систем електропостачання літака Іл-96.

Електромеханічний привід складається з електромагнітної муфти ковзання, збудженої змінним струмом та асинхронного перетворювача частоти і напруги. Разом з існуючим генератором даний ППЧО створює інтегральний привід-генераторний агрегат. Така заміна підтверджується наступними перевагами ППЧО електромеханічного типу:

- можливість стабілізації частоти обертання авіадвигуна в широкому діапазоні;
- високі показники якості електроенергії, що генерується ПГА;
- простота конструкції та експлуатації;
- висока надійність та невелика вартість;
- малі маса та габарити;
- висока швидкодія;
- однорідність середовища (в приводі немає гідросистем);
- можливість обслуговування в процесі експлуатації фахівцями одної спеціальності;
- низький рівень шуму та вібрації.

Для подальшої розробки і розрахунку елементів ПГА виконаний розрахунок його частотних та енергетичних характеристик. На основі аналізу режимів роботи авіадвигуна літака розраховані частотні характеристики ПГА були приведені у відповідність до фізичних обертів авіадвигуна, що дозволило зменшити кількість ступенів роботи ПГА і спростити його систему автоматичного керування.

Надійність системи електропостачання літака є одним з основоположних чинників безпеки польоту тому в дипломної роботі був виконаний порівняльний

аналіз надійності існуючого і спроектованого ПГА. Показники надійності запропонованого ПГА краще показників надійності існуючого ПГА.

Враховуючи вище сказане, можна зробити висновок, що запропонований ПГА з електромеханічним ППЧО має право на застосування на сучасних і перспективних літальних апаратах.

Матеріали дипломної роботи можна використовувати при проведенні наукових досліджень, у навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців конструкторських бюро при розробці приводів постійних обертів синхронних генераторів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. *ГРІБОВ В.М.* Теорія надійності систем авіоніки. Частина 1. Визначення, показники, моделі відмов, методи розрахунку: навч. посібник / В.М. Грібов, Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипець, В.П. Стрельніков; за заг. ред. А.В. Скрипця. – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2006. – 324 с.

2. *КРАСНОШАПКА М.М.* «Генераторы переменного тока стабильной и регулируемой частоты». – К.: Техника, 1974. – 168 с.

3. *КРАСНОШАПКА М.М.* «Плавнорегулируемые трансформаторы, асинхронные и бесконтактные синхронные машины».–М.: Радио и связь, 1992.–184 с.

4. *КРАСНОШАПКА М.М.* «Теория и расчёт электродинамических редукторов с регулируемым передаточным отношением». – К.: КВИАВУ ВСС, 1976.

5. *КРАСНОШАПКА М.М.* «Электроснабжение и энергетические системы ЛА». – К.: КВИАВУ ВСС, 1976.

6. *ЛУЖБИН В.Н.* Анализ авиационных привод - генераторных агрегатов переменного тока постоянной частоты / ХВВАИКУ 1982.

7. *ЛУЖБИН В.Н.* Теория и расчёт авиационных электромеханических привод - генераторных агрегатов переменного тока постоянной частоты / ХВВАИКУ 1981.

8. *РУКОВОДСТВО* по лётной эксплуатации самолёта Ил-96 300. Книга 2. Раздел 8. – М.: Авиационный комплекс имени С.В. Ильюшина, 1992.

9. *РУКОВОДСТВО* по технической эксплуатации двигателя ПС-90А. Книга 1, Разделы 072, 070 – 1990.

10. *РУКОВОДСТВО* по технической эксплуатации самолёта Ил-96 300. Книги 11, 17. Разделы 024, 049, 054, 071 – М.: Авиационный комплекс имени С.В. Ильюшина, 1992.

11. *СИНДЕЕВ И.М.* Системы электроснабжения воздушных судов. / И.М. Синдеев, А.А. Савелов– М.: Транспорт, 1990. – 269с.