

**Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«НОВОСИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

На правах рукописи



Жарков Максим Андреевич

**АНАЛИЗ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПРОЦЕССОВ В СТАРТЕР-
ГЕНЕРАТОРНОЙ СИСТЕМЕ НА ОСНОВЕ ТРЕХКАСКАДНОГО
СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА**

Специальность 05.09.03 – «Электротехнические комплексы и системы»

Диссертация на соискание учёной степени

кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук, профессор

Харитонов Сергей Александрович

Новосибирск – 2021

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1 АНАЛИЗ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРНЫХ СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	11
1.1 Основные типы систем запуска газотурбинных двигателей летательных аппаратов.....	16
1.2 Системы электроснабжения летательных аппаратов.....	27
1.3 Математическая модель трехкаскадного синхронного генератора.....	34
Выводы по Главе 1.....	41
ГЛАВА 2 СПОСОБЫ СОЗДАНИЯ ПУСКОВОГО МОМЕНТА ДЛЯ ЭЛЕКТРОСТАРТЕРА НА ОСНОВЕ ТРЕХКАСКАДНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА.....	42
2.1 Асинхронный пуск трехкаскадного синхронного генератора.....	42
2.1.1 Оценка времени запуска трехкаскадного синхронного генератора при асинхронном пуске.....	47
2.1.2 Результаты моделирования системы запуска с формированием асинхронного момента.....	50
2.2 Реактивный пуск трехкаскадного синхронного генератора.....	54
2.2.1 Результаты моделирования системы запуска с формированием реактивного момента.....	68
Выводы по Главе 2.....	71
ГЛАВА 3 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСТАРТЕРНОГО ЗАПУСКА НА ОСНОВЕ ПОЛУПРОВОДНИКОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ И ТРЕХКАСКАДНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА.....	72
3.1 Синтез регуляторов системы управления.....	74
3.2 Математическая модель системы запуска на основе трехкаскадного синхронного генератора и инвертора напряжения.....	82
3.3 Упрощенная спектральная модель системы запуска в <i>abc</i> -координатах.....	88
Выводы по Главе 3.....	94
ГЛАВА 4 СИСТЕМА ГЕНЕРИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ ТРЕХКАСКАДНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА С ЭЛЕКТРОННЫМ БЛОКОМ РЕГУЛИРОВАНИЯ, ЗАЩИТЫ И УПРАВЛЕНИЯ.....	96

4.1 Структура системы управления блока регулирования, защиты и управления	96
4.2 Определение постоянной времени трехкаскадного синхронного генератора	99
4.3 Синтез системы регулирования напряжения трехкаскадного синхронного генератора	105
4.4 Моделирование системы регулирования напряжения трехкаскадного синхронного генератора	112
Выводы по Главе 4	117
ГЛАВА 5 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА	118
5.1 Испытания силовой части повышающего преобразователя макетного образца электронного блока стартерного запуска	118
5.2 Испытания макетного образца электронного блока стартерного запуска с генератором ГТ40ПЧ8Б	136
5.3 Испытания макета преобразователя системы запуска с генератором ГТ120НЖЧ12КВ.....	144
5.4 Испытания макета преобразователя системы запуска с генератором ГТ120НЖЧ12КВ в составе вспомогательного газотурбинного двигателя ТА18-200МС.....	150
5.5 Испытания макета преобразователя системы запуска и генератора ГТ120НЖЧ12КВ с датчиком положения ротора	155
5.6 Испытания макета преобразователя системы запуска и генератора ГТ120НЖЧ12КВ с реактивным пуском на холостом ходу.....	163
5.7 Испытания макета преобразователя системы запуска и генератора ГТ120НЖЧ12КВ с реактивным пуском на нагрузку.....	171
Выводы по Главе 5	182
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	183
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	184
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	186
ПРИЛОЖЕНИЕ А Акты и справки о внедрении результатов диссертационной работы.....	197
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Патенты на изобретения.....	200

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы. Современные тенденции в отраслях, связанных с автономными, подвижными объектами, такими как авиастроение, направлены на увеличение доли электрификации или на полную замену всех агрегатов в пользу электрических. В то же время повышаются требования к энергоэффективности и массогабаритным показателям узлов и агрегатов, все эти требования приводят к необходимости поиска новых решений при проектировании и создании авиационных систем и агрегатов. Эти требования могут быть учтены за счет многоцелевого использования оборудования, а также с помощью новых систем, сочетающих в себе ряд функций. Также в последние годы заметен вектор по увеличению мощности бортовых систем, обусловленный ростом потребителей электрической энергии, а также уровнем потребления электроэнергии на борту воздушных судов. На современных средне- и дальнемагистральных самолетах мощность бортовых источников электропитания уже достигает 500 – 1500 кВА (Рисунок 1) [1]. Основными потребителями электроэнергии на борту современных летательных аппаратов, являются такие системы как: система управления аэродинамическими поверхностями и взлетно-посадочными устройствами ЛА; систему кондиционирования воздуха; противообледенительную систему; радиолокационная система; систему запуска авиационного двигателя (АД) [2], [3], [4], [5], [6]. Конкуренция в производстве пассажирских самолетов устанавливает новые стандарты комфорта пассажиров (многие современные самолеты оснащены спутниковой связью и Wi-Fi для нужд пассажиров), повышая уровень экологичности и эффективности воздушных судов, снижая уровень шума и снижая эксплуатационные расходы. Решение поставленных задач во многом определяет систему электроснабжения самолета. В частности, концепция «полностью электрического самолета» (ПЭС) подразумевает использование на борту только электричества и полный отказ от гидравлических и пневматических систем, а также многофункциональное использование авиационных систем [7], [8], [9], [10].

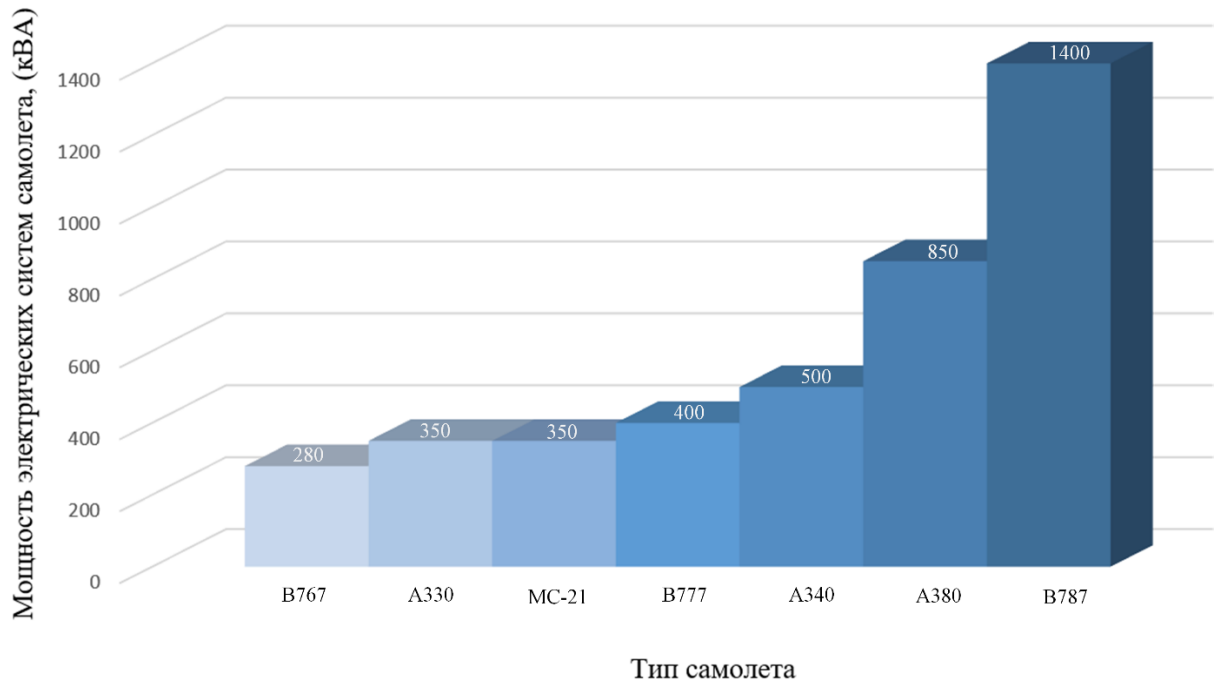


Рисунок 1 – Мощность электрических систем современных самолетов

ПЭС подразумевает единую централизованную систему электроснабжения, которая будет способна обеспечить все энергетические потребности ЛА. Таким образом ПЭС – это самолет, в котором не только все бортовое оборудование работает от электрической энергии, но и движение летательного аппарата осуществляется от электрической силовой установки [11].

Степень разработанности темы. Интерес к увеличению электрификации летательных аппаратов появился еще в первой половине XX века, но широкое распространение среди ученых и разработчиков авиационных систем получило после 80-х годов прошлого столетия. Среди них Helsley S.W., Bird D.K., Cronin M. J., Wood N.E., Parker R.E., Voight A.A. и др. Несколько позже вопросом реализации этой концепции занимались Советские и Российские ученые: Савенко В.А., Воронович С.А., Голота С.А., Халютин С.П. (ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского), Лёвин А.В., Алексеев И.В. (АКБ «Якорь»), Сучков В.Н. (НИИАО), Кондаков Л.Н., Жуков Ю.Н., Качалов Б.А., Кушнерёв В.В. (МАЗ «Держжинец»), Довгалёнок В.М., Куприянов А.Д. (АО «Аэроэлектромаш»), Бут Д.А., Ковалёв Л.К. (МАИ),

Харитонов С.А. (НГТУ), Гарганеев А.Г. (ТУСУР, ТПУ), Гуревич О.С. (ЦИАМ), Кувшинов В.М. (ЦАГИ) и др. [12].

Наравне с увеличением уровня электрификации остро стоит задача повышения энергоэффективности существующего электрооборудования самолетов. Одним из критериев эффективности использования бортового оборудования ЛА является реализация многоцелевого использования бортовых узлов и агрегатов, а также кроссплатформенная интеграция всевозможных авиационных систем, таких как гидравлическая, топливная, система кондиционирования, система электроснабжения, вспомогательная силовая установка (ВСУ), маршевый двигатель и другие. В рамках этого критерия представляется целесообразным интегрировать стартер и генератор вспомогательной силовой установки в одном агрегате.

Объект исследования – стартер-генераторная система; двигательный режим работы трехкаскадного синхронного генератора.

Предмет исследования – алгоритмы управления и методы создания пускового момента трехкаскадного синхронного генератора.

Цель диссертационной работы – анализ способов создания электромагнитного момента трехкаскадного синхронного генератора при нулевой скорости вращения вала и разработка алгоритмов управления стартер-генераторной системой.

Для достижения поставленной цели необходимо решить **следующие задачи**.

1. Проанализировать пусковые устройства и сформулировать требования к электростартерному устройству.
2. Разработать математическую модель объекта исследования.
3. Проанализировать методы создания электромагнитного момента в трехкаскадном синхронном генераторе в условиях запуска.
4. Провести аналитическое исследование системы запуска на основе полупроводникового преобразователя частоты и трехкаскадного синхронного генератора.

5. Разработать математическую модель цифрового блока регулирования напряжения системы генерирования на основе трехкаскадного синхронного генератора.
6. Провести экспериментальные исследования, подтверждающие и верифицирующие теоретические исследования.

Методы исследования. Основные результаты научного исследования получены за счет применения методов математического моделирования с использованием аналитических выражений. Анализ электромагнитных процессов в трехкаскадном синхронном генераторе выполнен на основе метода перехода во вращающуюся систему координат с помощью уравнений Парка-Горева. Исследование статических режимов работы полупроводникового преобразователя при работе на синхронную машину проводился с помощью метода спектрального моделирования. Исследования динамических процессов в системе синхронный генератор – полупроводниковый преобразователь, проводятся с помощью аналитических и графоаналитических методов решения дифференциальных уравнений, а также при помощи имитационного моделирования в пакете прикладных программ, таких как PowerSIM и MATLAB Simulink.

Научная новизна исследования состоит в следующем.

1. Предложена математическая модель системы запуска ГТД на основе трехкаскадного синхронного генератора.
2. Разработан и реализован способ синхронизации системы управления с полем ротора трехкаскадного синхронного генератора.
3. Разработаны рекомендации по оптимальному изменению угла управления током полупроводникового преобразователя в режиме реактивного пуска ТСГ.

Положения, выносимые на защиту:

1. Алгоритм управления системой запуска газотурбинного двигателя ВСУ летательного аппарата, с учетом особенностей работы трехкаскадного синхронного генератора.

2. Способ регулирования электромагнитного момента ТСГ с помощью управления угла между обобщенным вектором тока инвертора напряжения и противо-ЭДС генератора.
3. Результат анализа электромагнитных процессов в трехкаскадном синхронном генераторе при изменении скорости вращения вала от нулевых до номинальных значений.
4. Математическая модель стартер-генераторной системы на основе ТСГ и преобразователя напряжения с цифровой системой управления.

Обоснованность и достоверность результатов научного исследования определяется корректной постановкой задач, адекватностью принятых допущений, применением широко известных методов и средств численного моделирования, а также согласованием основных теоретических выводов с экспериментально полученными данными, как при имитационном моделировании, так и при натуральных экспериментах.

Практическая ценность и реализация результатов. Основные результаты диссертационного исследования были применены при выполнении научно-технических и опытно-конструкторских работ, выполняемых совместно с такими предприятиями как, Холдинг «Технодинамика» г. Москва, АО «Аэроэлектромаш» г. Москва, АО «Сарапульский электрогенераторный завод» г. Сарапул, ПАО «Авиационная корпорация «Рубин» г. Балашиха (Приложение А).

1. Разработана и предложена структура стартер-генераторного устройства для летательного аппарата, обеспечивающая электростартерный запуск вспомогательной силовой установки.
2. Разработаны алгоритмы управления системой запуска на основе трехкаскадного синхронного генератора.
3. Предложен и проверен способ бездатчиковой синхронизации системы управления ПЧ-ТСГ в двигательном режиме.
4. Определены параметры, влияющие на формирование электромагнитного момента ТСГ при нулевой скорости вращения вала.

5. Разработаны цифровые системы управления на основе микропроцессора для управления полупроводниковыми преобразователями стартерного и генераторного режима.
6. Предложены рекомендации для проектирования повышающего преобразователя, необходимого для автономной работы системы запуска.

Соответствие научной специальности. Основные положения диссертационной работы соответствуют области исследования, относящейся к специальности 05.09.03 - Электротехнические комплексы и системы, а именно первому и третьему пункту, приведенным в паспорте специальности.

Апробация результатов диссертации. В полном объёме исследование докладывалось и обсуждалось на заседании кафедры «Электроники и Электротехники» ФГБОУ ВО «НГТУ». Основные результаты исследования и его отдельные положения докладывались, обсуждались и получили одобрение на следующих семинарах и заседаниях: 13-20-я Международная конференция молодых специалистов по микро/нано технологиям и электронным приборам «EDM», 2012-2019 гг.; 16я Международная научно-техническая конференция «Электроприводы переменного тока», г. Екатеринбург, 2015 г.; Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского, г. Москва 2016 г.; Всероссийская научно-техническая конференция «Электропитание», г. Новосибирск, 2018 г.; Международная конференция по электротехническим комплексам и системам (ICOECS), г. Уфа, 2019 г.; Международная научно-техническая конференция "Электротехнические комплексы и системы - UralCon», г. Челябинск, 2020 г.; 17-18я Международная Уральская конференция «Электроприводы переменного тока - ACED», г. Екатеринбург, 2018, 2021 гг.

Публикации по теме диссертации. По теме диссертационного исследования опубликовано 32 печатные работы, в том числе 5 работ опубликовано в журналах, входящих в перечень ВАК РФ, 15 публикаций входящих в международную систему цитирования «Scopus» и/или «Web of Science», 3 патента на изобретение РФ (Приложение Б).

Личный вклад автора. Результаты научных исследований, представленные в диссертационной работе, выполнены при непосредственном участии автора или под его руководством, которое заключалось в постановке задач, обосновании и выборе методов решения, а также в анализе полученных результатов. Полученные экспериментальные результаты, лично проводились автором работы, а также разработка методик испытаний, постановка задач для испытаний, анализ и интерпретация достигнутых результатов.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка сокращений, списка литературы, который включает в себя 101 наименование, и двух приложений. Работа изложена на 202 страницах, включая 156 рисунков и 18 таблиц.

ГЛАВА 1 АНАЛИЗ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРНЫХ СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Вспомогательная силовая установка (ВСУ) – это малоразмерный газотурбинный двигатель (ГТД), который обеспечивает автономную предполетную подготовку и резервное энергообеспечение при возникновении нештатных ситуаций летательных аппаратов [13].

Основные составляющие ГТД это – компрессор, засасывающий атмосферный воздух, повышающий его давление и направляющий его в камеру сгорания, топливный насос, который впрыскивает через форсунку жидкое топливо, забираемое из топливного бака, в камеру сгорания и турбина [14].

Для функционирования ГТД, необходимо, до момента подачи топлива в камеру сгорания, сформировать определенные условия для работы двигателя, а именно, необходимое давление и расход воздуха. Для создания этих условий, требуется раскрутить ротор авиационного двигателя с помощью внешнего источника механической энергии, в качестве которого и предполагается использовать генератор в электростартерном режиме.

На Рисунок 2 приведены основные характеристики газотурбинного двигателя, построенные по усредненным показателям, в зависимости от этапа запуска ГТД. Значения моментов и скорости взяты в относительных величинах. За базовую величину момента принято значение, соответствующее максимальной величине статического (тормозного) момента на валу ротора турбины. В качестве базового значения скорости n^* принята номинальная скорость вращения турбины.

Первый - этап раскрутки ротора турбины. Этот этап характеризуется нарастающим темпом раскрутки от очень медленного для выборки люфтов при трогании до предельного. На этом этапе осуществляется подготовка двигателя к запуску: раскрутка компрессора для создания условий розжига газогенератора; создание необходимого давления в масляных магистралях для эффективной смазки и так далее. Второй этап, на котором происходит розжиг газогенератора, является весьма кратковременным. На этом этапе в камеру сгорания начинает поступать

топливо, производится розжиг горелок и начинает работать газогенератор. Теперь турбина создает активный момент, который пока еще ниже момента сопротивления, создаваемого компрессором, поэтому следующим этапом является этап сопровождения, который длится до выхода турбины на устойчивый режим. Заключительный этап — это выход на режим малого газа после отключения стартера - лежит в диапазоне скоростей $0,45 \leq n^* \leq 0,55$.

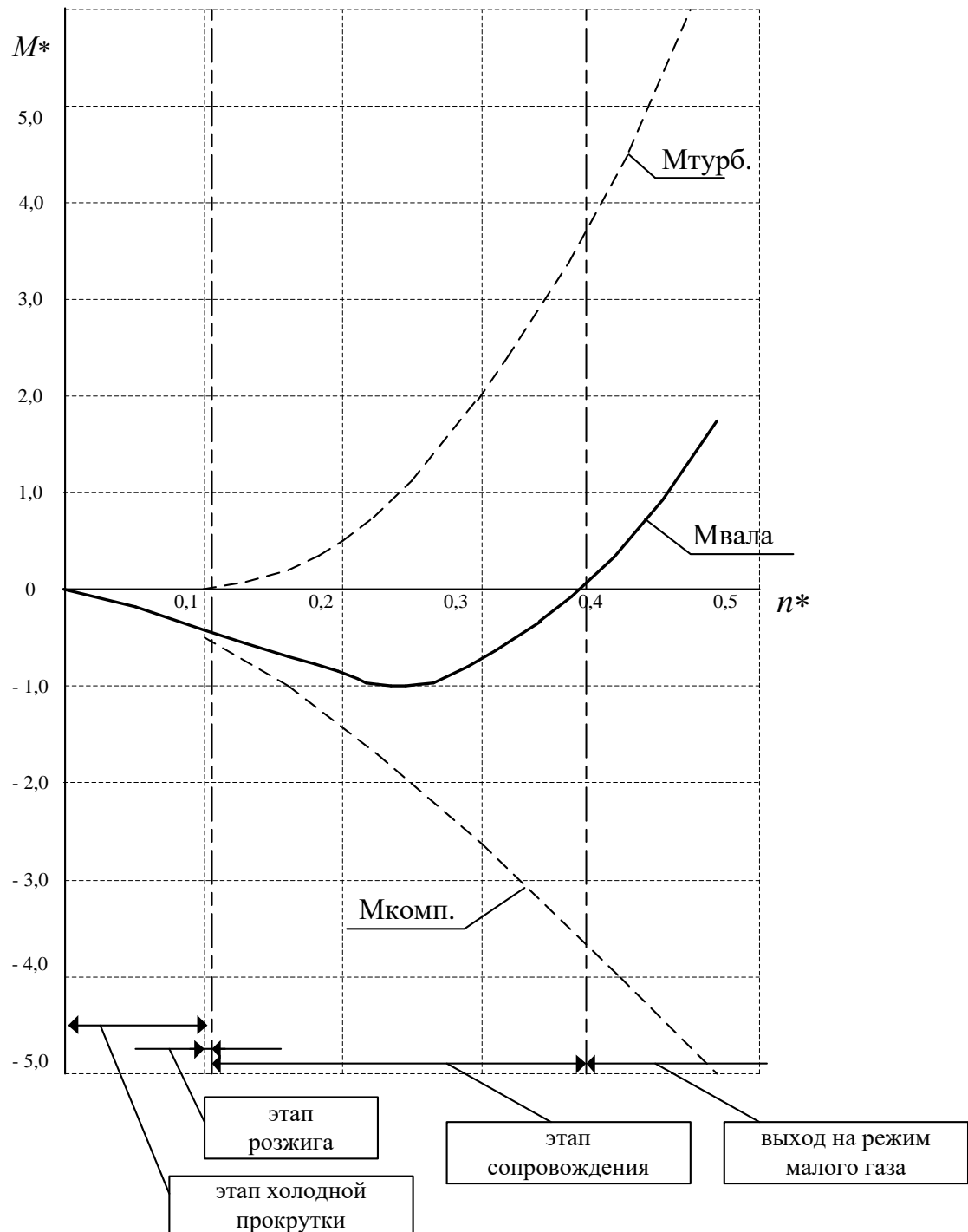


Рисунок 2 – Этапы запуска ГТД

Основными слагаемыми, участвующими в формировании пусковой характеристики ГТД, являются: компрессор, создающий вентиляторный момент нагрузки (кривая $M_{комп.}$) и турбина, создающая активный момент на валу (кривая $M_{турб.}$), все роторы агрегата, имеющие довольно значительный момент трения покоя ($M_{тр.}$) и момент сопротивления (динамическая составляющая момента), обусловленный маховыми массами роторов ГТД. С ростом скорости вращения турбины после запуска газогенератора активный момент на валу довольно быстро растет. Суммирование характеристик компрессора и турбины дает пусковую характеристику ГТД, $M_{вала}$ без учета потерь и момента трогания. Особенности запуска связаны с тем, что элементы горячей части двигателя подвергаются длительной циклической тепловой перегрузке, а диапазон устойчивой работы компрессора достаточно узок. Указанные ограничения в значительной степени определяют диапазон моментов и скоростей, которые необходимо реализовать при запуске. Пусковая характеристика ГТД позволяет построить механическую характеристику стартера. Рисунок 3 иллюстрирует формирование механических характеристик пускового устройства. Все характеристики построены в относительных единицах. Такой выбор базовых величин позволяет получить обобщенные пусковые характеристики, которые не зависят от мощности ГТД и пускового устройства.

Известно, что равноускоренный запуск является оптимальным по энергозатратам. Рассмотрим пусковую характеристику при равноускоренном запуске, где $M_{дин.}$ - динамическая составляющая момента. При известной интенсивности запуска результирующая механическая характеристика определится как сумма статической ($M_{вала}$) и динамической ($M_{дин.}$) составляющих. Необходимо также учесть момент трения покоя ($M_{тр.}$). Тогда пусковая характеристика $M_{пуск}$ примет вид, показанный на Рисунок 3. Динамическая составляющая $M_{дин.}$ выбрана достаточно произвольно, так как ее значение задается исходя из необходимой интенсивности запуска и конкретных конструктивных особенностей ГТД, в соответствии с известным выражением (1):

$$Mn = Mc + J \frac{d\omega}{dt}. \quad (1)$$

где Mn – момент, создаваемый на валу ГТД пусковым устройством;

Mc – все статические составляющие моментов ($M_{\text{вала}}$, $M_{\text{трения}}$ и $M_{\text{трогания}}$);

$J \frac{d\omega}{dt}$ - динамическая составляющая момента, обусловленная маховыми массами

роторов турбины и турбогенератора; J – суммарный момент инерции всех вращающихся частей ГТД и стартер-генератора.

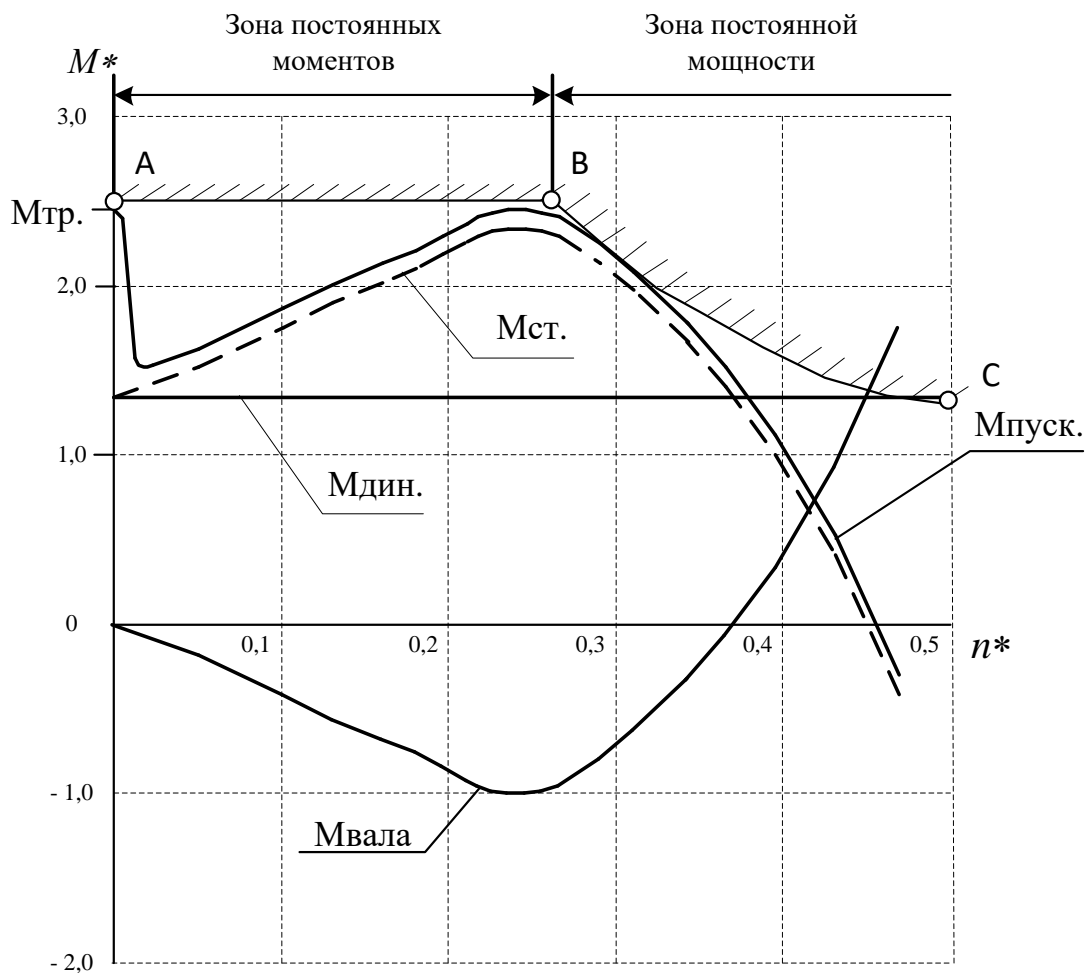


Рисунок 3 – Механическая характеристика ГТД

Показанная на Рисунок 3 пусковая характеристика имеет вид, который в электроприводе получил название тяговой, такая характеристика реализуется

при двухзонном регулировании. Первая зона - зона постоянных моментов, лежит левее максимального значения момента $M_{пуск}$, перекрывает зону раскрутки и начало зоны сопровождения. Вторая зона - зона постоянной мощности, лежит правее максимальной величины момента $M_{пуск}$ и перекрывает оставшуюся часть зоны сопровождения. Необходимо учесть, что зона постоянной мощности, подразумевает постоянную мощность на валу стартера. Полученная тяговая характеристика реализуется воздействием на параметры управления и питания стартерного устройства.

Помимо режима запуска существует так называемая «холодная прокрутка» (ХП) авиационного двигателя. Данный режим предназначен для того, чтобы перед запуском ГТД прочистить камеру сгорания от остатков топлива, а также для создания необходимого давления в маслосистеме. Очистка камеры сгорания от недогоревшего топлива обусловлена тем, что при запуске топливо начнет гореть на стенках камеры сгорания и на лопатках турбины, что создаст преждевременное недопустимое повышение температуры. Таким образом, в режиме ХП, система запуска раскручивает вал авиадвигателя до скорости необходимой для создания воздушного потока, продувающего системы ГТД от остатков топлива, при этом система подачи топлива и зажигание не включается.

Принимая во внимание режимы запуска ГТД, описанные выше, можно составить требования к стартерному устройству:

- 1) Раскрутка вала газотурбинного двигателя до частоты вращения, необходимой и достаточной для надежного выхода турбины на режим малого газа, с интенсивностью, обеспечивающей заданное время выхода на этот режим;
- 2) Необходимость создания момента на валу, достаточного для преодоления статического и динамического моментов сопротивления;
- 3) Эффективное потребление электрической энергии, данное требование обуславливается ограниченной мощностью источника электрической энергии, в качестве которых для пусковых устройств могут выступать бортовые или аэродромные энергоустановки, аккумуляторные батареи.

1.1 Основные типы систем запуска газотурбинных двигателей летательных аппаратов

В авиационной промышленности существует множество типов пусковых устройств. На Рисунок 4 представлена классификация авиационных стартеров. Современные ГТД оснащаются следующими типами пусковых устройств: электрические, воздушные, гидравлические и турбокомпрессорные. Выбор стартерного устройства в значительной мере определяется мощностью, необходимой для запуска АД, и временем, отведенным на пуск, а соответственно и типом источника энергии доступного на борту самолета [15].

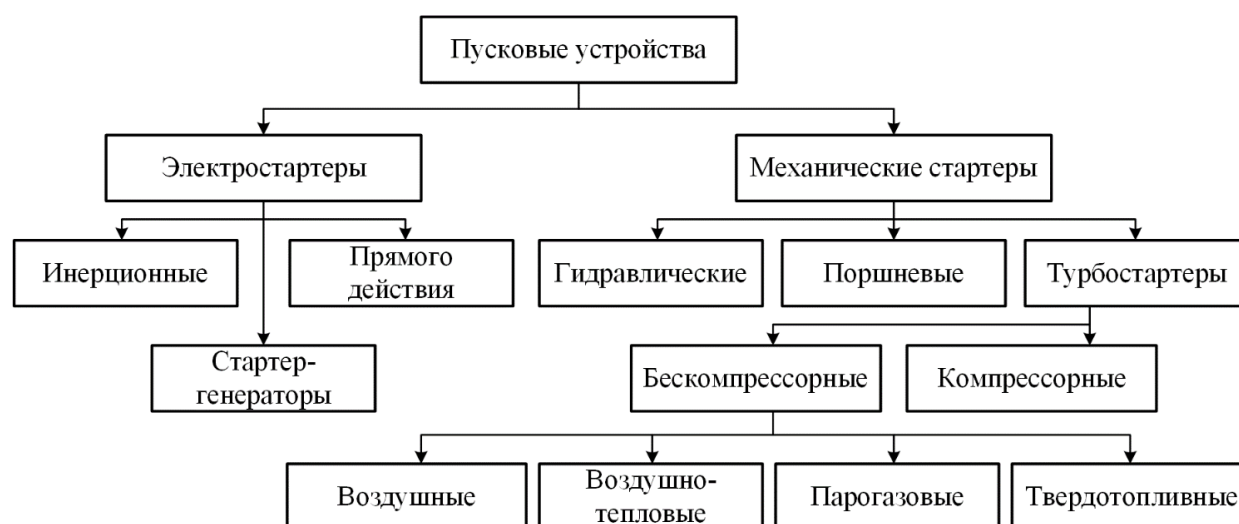
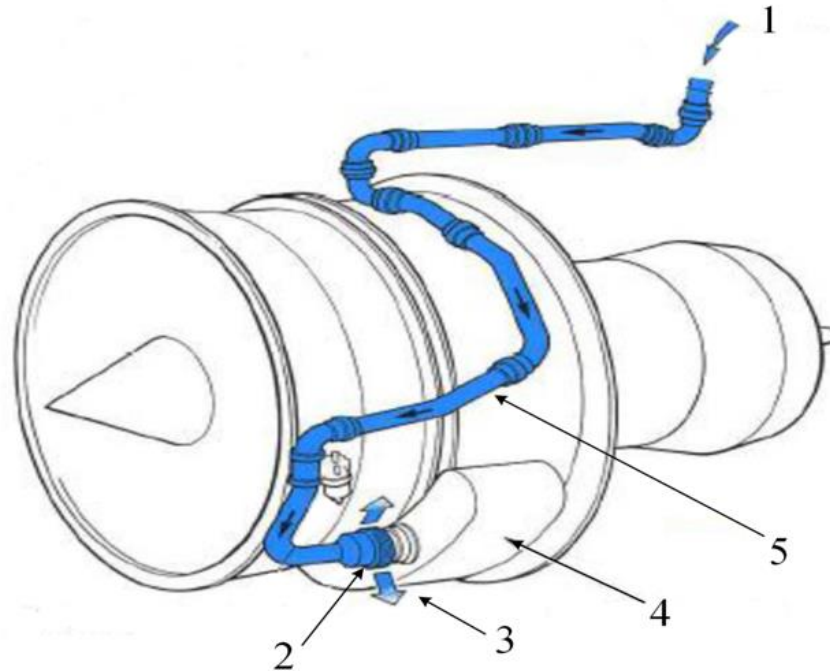


Рисунок 4 – Классификация пусковых устройств

Воздушные стартеры ГТД.

Воздушные системы запуска осуществляют пуск ротора авиационного двигателя, используя энергию сжатого воздуха. Чаще всего, в качестве стартера в воздушной пусковой системе применяется воздушные турбостартер (ВТС) [16]. ВТС имеют относительно малые массогабаритные показатели при большой удельной мощности, высокую надежность и простую конструкцию. Однако, ВТС имеет ряд недостатков, один из них — это сложность подвода рабочего тела с минимальными потерями давления и температуры. В воздушных турбостартерах, в качестве рабочего тела, применяется сжатый воздух, который может подаваться либо от уже запущенной ВСУ, либо от аэродромной системы (Рисунок 5). ВТС

широко распространены для запуска маршевых двигателей средне- и дальнемагистральных пассажирских и транспортных самолетов.



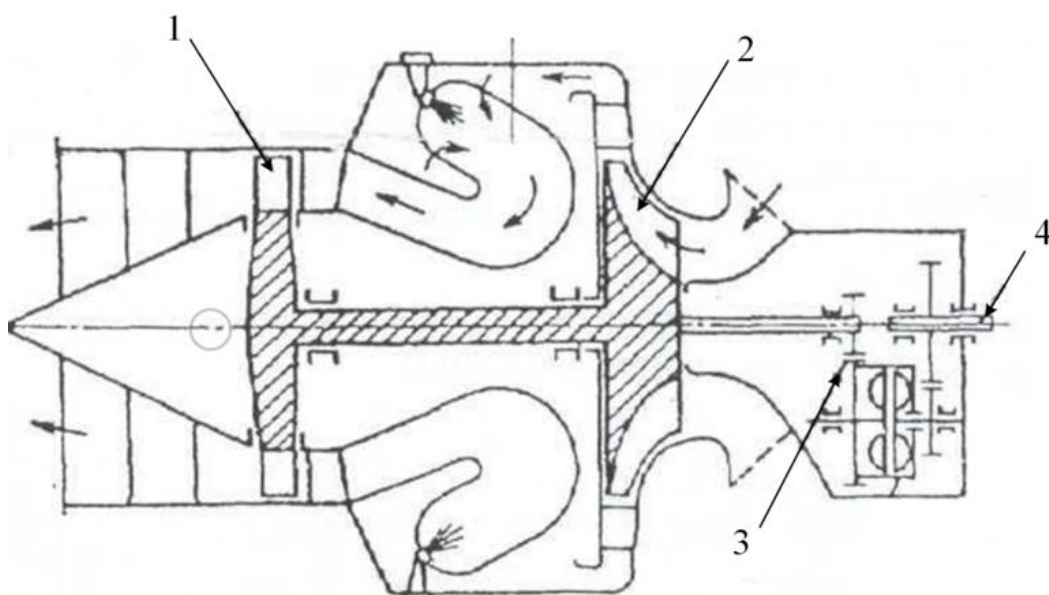
1 – рабочее тело, подводимое от источника; 2 – воздушный турбостартер;
3 – выход воздуха; 4 – коробка приводов; 5 – трубопровод.

Рисунок 5 – ГТД с воздушным турбостартером

Турбокомпрессорные пусковые устройства ГТД.

Турбокомпрессорный стартер (ТКС) – это малоразмерный ГТД с ограниченным временем работы и мощностью до 200 кВт в режиме запуска. Первые ТКС были спроектированы и изготовлены в Советском Союзе для пассажирского самолета Ту-104 [17]. Преимущество ТКС заключается в его автономности, т.к. ТКС работает на том же топливе что и ГТД и практически не зависит от запаса топлива на борту самолета. Благодаря своей автономности, ТКС широко применяются для пуска ГТД на самолетах военного назначения. Тем не менее ТКС имеют и недостатки, к которым можно отнести: сложность компоновки на авиационном двигателе, большие массогабаритные показатели, высокая стоимость, необходимость в дополнительных устройствах, обеспечивающих работу ТКС.

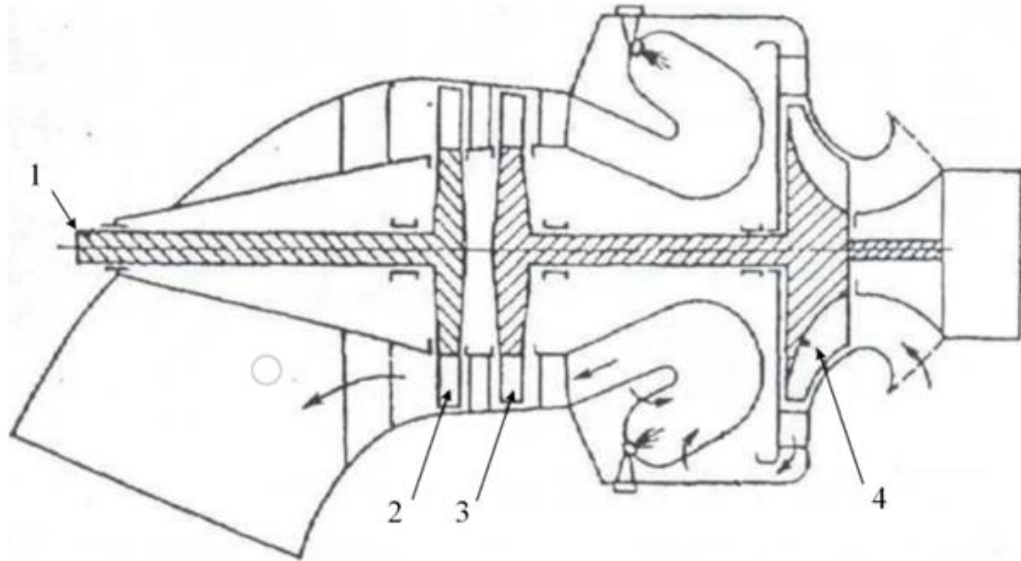
Турбокомпрессорные стартеры делятся на два типа – одновальные (Рисунок 6) и со свободной турбиной (Рисунок 7). Отличительной особенностью одновальной схемы, является меньшее количество элементов горячей части турбокомпрессора. При запуске авиационного двигателя от одновального ТКС, вращающий момент передается от вала турбокомпрессора через редуктор, это создает необходимость использования устройства плавного соединения стартера с ротором ГТД.



1 – турбина; 2 – центробежный компрессор; 3 – редуктор; 4 – выводной вал.

Рисунок 6 – Турбокомпрессорный одновальный стартер

В отличие от одновального ТКС, турбокомпрессорное пусковое устройство со свободной турбиной, не требует специального устройства для плавного подключения к ротору авиационного двигателя. Это возможно благодаря тому, что в качестве силового агрегата, создающего момент вращения на роторе ГТД, выступает свободная турбина, которая соединена с турбокомпрессором стартера по средствам газодинамической связи.



1 – выводной вал стартера; 2 – свободная турбина; 3 – турбина; 4 – центробежный компрессор.

Рисунок 7 – Турбокомпрессорный стартер со свободной турбиной

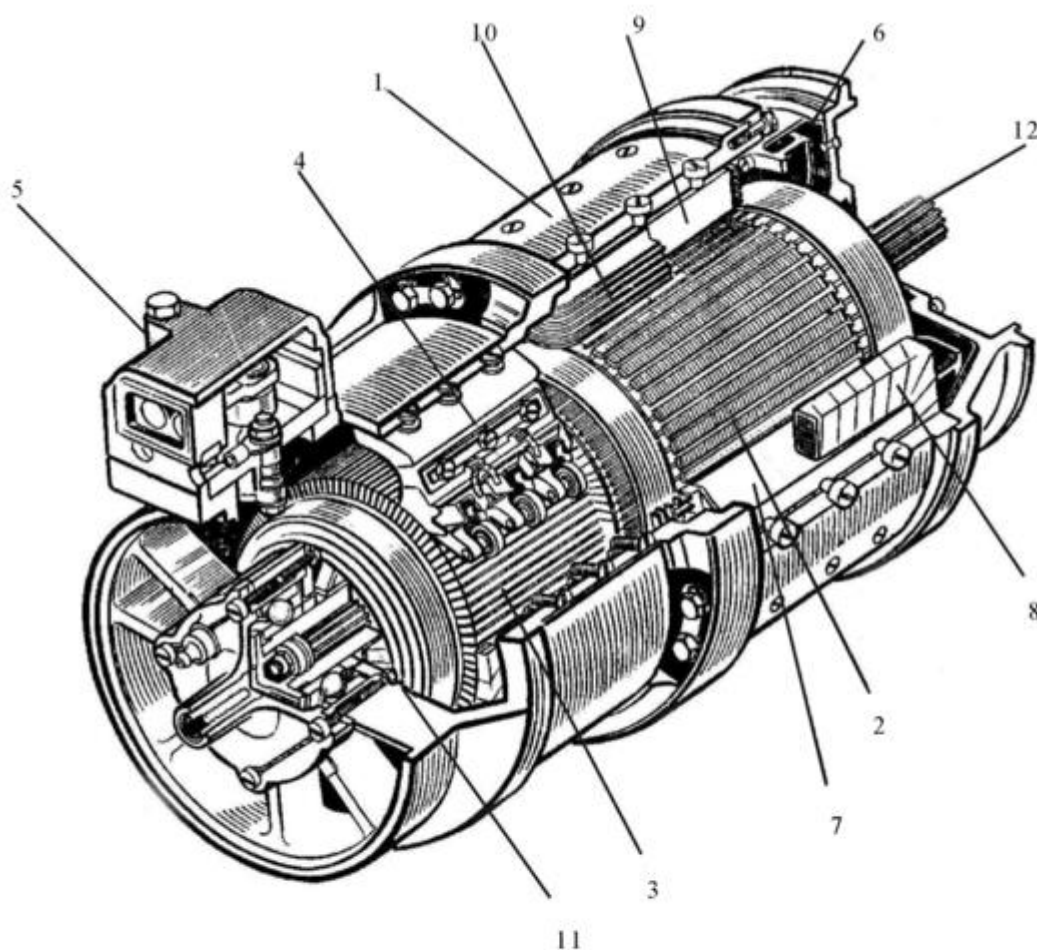
Так как ТКС является газотурбинным двигателем, существует необходимость его запуска, обычно для запуска турбокомпрессора используется электростартер.

Электростартеры для авиационных двигателей.

Электрические пусковые устройства получили широкое распространение с самых ранних этапов развития авиационных ГТД. Это обусловлено наличием на борту летательных аппаратов бортовой аккумуляторной сети. Благодаря этому в качестве первых электростартеров выступали электродвигатели постоянного тока, что дало управляемый электропривод, характеристики которого можно согласовать с нелинейной нагрузкой, которую представляет авиационный двигатель на этапе запуска. Благодаря своей относительной простоте и надежности, электрические пусковые устройства в настоящее время занимают обширную нишу авиационных стартеров, мощностью до 20 кВт. На большинстве летательных аппаратах, как отечественных, так и зарубежных, стоят электростартеры [18]. Так для запуска основного ГТД применяются электростартеры на легких самолетах и вертолетах, а на средних и тяжелых ЛА электростартеры используются для запуска

ВСУ, которая в свою очередь запускает основной ГТД. Для запуска ТКС и маломощных ВСУ применяют электрические пусковые устройства прямого действия [19], представляющие собой электродвигатели постоянного тока с муфтой свободного хода. Данный тип электростартеров характерен низким КПД, но за счет низкой массы, простой конструкции и высокой надежности имеет большое распространение.

Тот факт, что электрические машины обладают свойством обратимости, позволяет сочетать генератор и стартер в одном агрегате (Рисунок 8), что в свою очередь позволяет сократить массогабаритные показатели системы запуска ГТД [20], [21].



1 – статор; 2 – якорь; 3 – коллектор; 4 – щеткодержатель; 5 – клеммная коробка;
 6 – вентилятор; 7 – главный полюс; 8 – обмотка главного полюса;
 9 – дополнительный полюс; 10 – обмотка дополнительного полюса; 11 – полый.

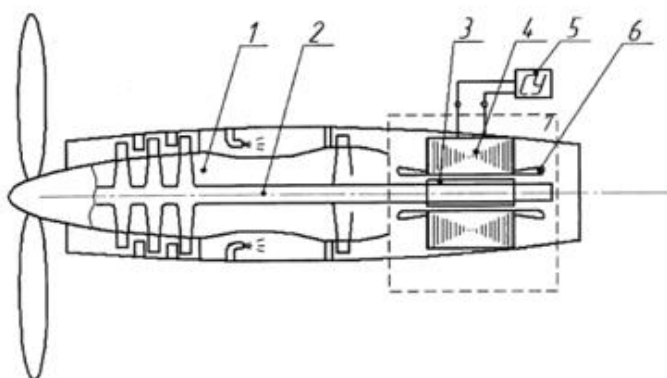
Рисунок 8 – Стартер-генератор постоянного тока.

Отдельный класс пусковых устройств занимают электростартеры переменного тока, основными представителями данного класса являются синхронные стартеры и синхронные стартер-генераторы.

Особый интерес вызывают синхронные стартер-генераторы. Системы генерирования на основе синхронных генераторов широко распространены в авиационной промышленности. Системы электроснабжения (СЭС) переменного тока делятся на две группы: 1) системы постоянной частоты 400 Гц; 2) системы переменной частоты, в диапазоне от 360 до 800 Гц. Основными представителями генераторов переменного тока на борту самолета являются бесконтактные синхронные машины (БСМ) и синхронные машины с возбуждением от постоянных магнитов (СМПМ). В настоящее время ведется множество разработок, связанных с СМПМ, так как в классической СМПМ нет возможности регулировать и стабилизировать напряжение на статоре, при переменной скорости вращения ротора, существует необходимость применения полупроводникового преобразователя (ПП), который обеспечит постоянную частоту и напряжение, необходимые для бортовой сети. При использовании ПП работающего в режиме двунаправленной передачи мощности возможно осуществить стартерный режим. Существует разновидность СМПМ с дополнительной обмоткой возбуждения, так называемая синхронная машина с гибридным возбуждением (СМГВ). СМГВ вызывает интерес благодаря возможности регулирования потока воздушного зазора [22], [23], [24]. Так как поток воздушного зазора создается постоянными магнитами и обмоткой возбуждения постоянного тока, его можно ослабить или усилить, регулируя направление и величину постоянного тока в обмотке возбуждения. Благодаря относительно высокой плотности мощности и бесщеточной структуре, СМГВ имеет большое преимущество для применения в авиационных стартер-генераторных системах. Однако СМГВ имеет ряд недостатков, связанных со сложностью конструкции и дополнительных потерь в роторе.

Также существует подход к проектированию стартер-генераторной системы путем безредукционного совмещения СМПМ и газотурбинного двигателя [25],

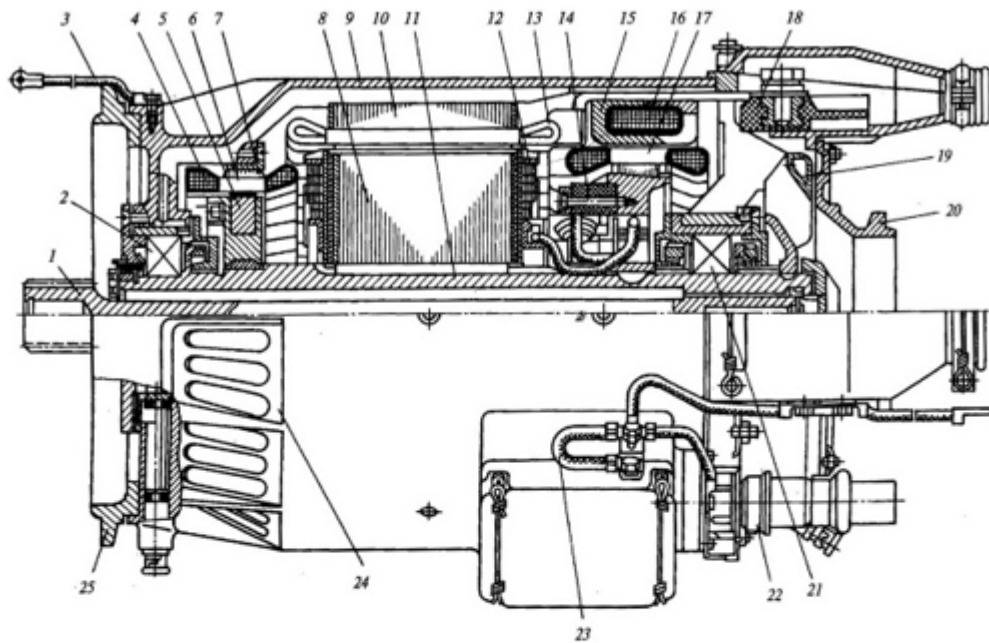
[26], [27], [28]. Это позволит уменьшить вес и общие габариты АД. Для решения данной задачи необходимо разработать эффективную конструкцию стартер-генератора, которая способна работать в жестких термических условиях с минимальным технологическим охлаждением. Однако и это решение сопряжено со сложной технологией изготовления, большими потерями в роторе и с наличием постоянных магнитов способных работать при высокой температуре окружающей среды. В источнике [29] описан способ управления интегрированным в АД стартер-генератором (Рисунок 9). Заявленный способ управления стартер-генератором, основан на изменении числа активных полюсов. Так в режиме генерирования уменьшают число активных полюсов, тем самым уменьшают частоту генерируемого тока, и увеличивают число активных полюсов в стартерном режиме работы, обеспечивая тем самым необходимый пусковой момент. Таким образом, данный стартер-генератор в зависимости от режима работы авиационного двигателя меняет свою полюсную систему на оптимальную. Недостатком данной системы является высокие рабочие температуры, до 550°C , а также необходимость проектирования нового авиационного двигателя для совмещения стартер-генератора.



1 – ГТД; 2 – вал; 3 – постоянные магниты; 4 – статор стартер-генератор;
5 – система управления; 6 - полюснопереключаемая обмотка; 7 – стартер-генератор.

Рисунок 9 – Стартер-генератор, интегрированный в авиационный двигатель

Наиболее оптимальным с точки зрения минимизации изменений в агрегатах и узлах авиационного двигателя, представляется вариант использования трехкаскадного синхронного генератора (Рисунок 10) в качестве стартер-генераторной установки [30], [31], [32].



1 - гибкий вал; 2, 21 - подшипники; 3 - вывод; 4 - обмотка подвозбудителя; 5 - ротор подвозбудителя; 6 - статор подвозбудителя; 7 - корпус подвозбудителя; 8 - индуктор основного генератора; 9 - корпус генератора; 10 - статор основного генератора; 11 - полый вал; 12 - обмотка возбуждения основного генератора; 13 - обмотка статора; 14 - блок диодов; 15 - статор возбудителя; 16 - обмотка возбуждения возбудителя; 17 - якорь возбудителя; 18 - клеммная панель; 19 - вентилятор; 20 - патрубок; 22 - разъем; 23 - клеммная коробка трансформаторов тока; 24 - кожух; 25 - фланец крепления генератора на двигатель.

Рисунок 10 – Трехкаскадный синхронный генератор

В настоящее время одними из самых распространенных авиационных генераторов, которые применяются в энергосистеме воздушных судов, как основной источник электроэнергии — это трехкаскадные синхронные генераторы (ТСГ) [33], [34], [35]. Данные генераторы имеют высокий уровень надежности благодаря тому, что энергия для питания обмотки возбуждения передается бесконтактно от статора на ротор. Еще одно преимущество данного типа

генераторов, это возможность регулирования напряжения с помощью встроенной системы возбуждения. Система возбуждения представляет собой два дополнительных каскада электрических машин, расположенных на общем валу, одна из них — это обращенная синхронная машина с блоком вращающихся диодов, а другая это синхронная машина (возбудитель) с возбуждением от постоянных магнитов (подвозбудитель). Принцип работы данного типа генераторов заключается в следующем, расположенный на валу индуктор подвозбудителя, при вращении вала, наводит ЭДС на статорные обмотки. Напряжение со статорных обмоток подвозбудителя выводится вовне и поступает в устройство регулирования напряжения, после чего осуществляется питание обмотки возбуждения возбудителя необходимым уровнем тока. Созданный поток в индукторе возбудителя, наводит ЭДС на вращающуюся обмотку якоря, после чего напряжение выпрямляется с помощью блока вращающихся диодов (БВД). После БВД энергия поступает в обмотку возбуждения основного генератора.

Схема размещения электрических машин в корпусе, а также схема соединения обмоток представлены на Рисунок 11 и Рисунок 12 соответственно. Основная машина, возбудитель, подвозбудитель и вращающийся выпрямитель расположены в одном корпусе 2. Основной каскад — это бесщеточный синхронный генератор с демпферной клеткой. Индуктор основного генератора 5 с обмоткой возбуждения 4 расположен на валу 1, якорь основного генератора 6 с якорной обмоткой 3 расположены в корпусе 2. На одном валу с основным генератором расположен шестифазный генератор, который является возбудителем и блок вращающихся выпрямителей 7, питающий обмотку возбуждения основного генератора постоянным током. На фиг.1 показано расположение индуктора возбудителя 10 с обмоткой возбуждения 12, якоря возбудителя 9 с якорной обмоткой 11. Подвозбудитель также расположен на одном валу с основным генератором и возбудителем, он представляет собой трехфазную синхронную машину с якорем 13, якорной обмоткой 8 и с возбуждением от постоянных магнитов 14. В генераторном режиме напряжение подвозбудителя через блок регулирования 15 подается на обмотку возбуждения возбудителя.

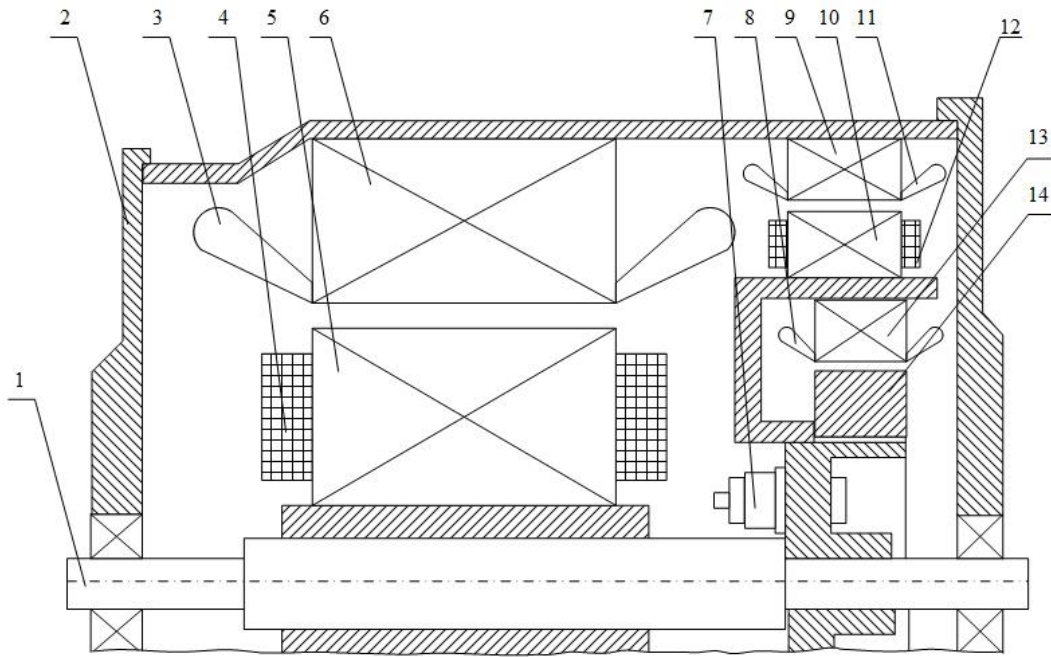


Рисунок 11 – Схема размещения электрических машин в корпусе ТКСТ

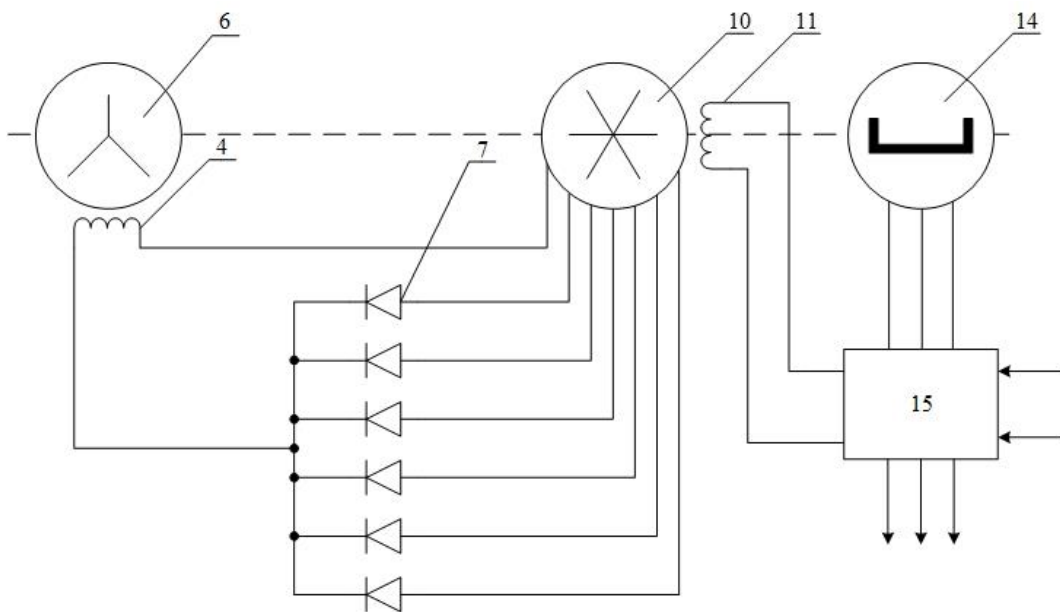


Рисунок 12 – Схема соединения обмоток ТКСТ

История применения трехкаскадных синхронных генераторов началась в 60-х годах прошлого столетия, с создания целой серии трехфазных генераторов для применения в бортовой сети электроснабжения летательных аппаратов самого различного назначения.

Таблица 1 – Основные параметры трехкаскадных генераторов

Тип	Мощность	Напряжение	Номинальный ток	Частота тока	Частота вращения	Масса
	кВА	В	А	Гц	об/мин	кг
ГТ-40ПЧ8	40	120	111	400	8000	47
ГТ-60ПЧ8	60	120	167	400	8000	55
ГТ-120ПЧ8	120	120	334	400	8000	90
ГТ-30НЖЧ12	30	120	83,3	400	12000	12,5
ГТ-120НЖЧ12	120	120	333	400	12000	32

Генераторы для авиационных систем, под серией ГТ, существуют и производятся с различной конструкцией распределения электромашинных агрегатов, что вызвано различием способов охлаждения. Основными системами охлаждения генераторов серии ГТ, являются:

- воздушная система, это принудительное охлаждение, реализуемое за счет наличия конструктивных воздушных каналов, по которым проходит поток воздуха, создаваемый встроенным центробежным вентилятором;

- жидкостная система, это система охлаждения, которая использует систему каналов или же систему распыления рабочей жидкости, для отведения тепла от составных частей синхронного генератора, основными жидкостями для отвода тепла являются либо топливо из топливной системы, либо масло.

Жидкостная система эффективнее отводит тепло и не зависит от факторов воздействия окружающей среды, но гораздо сложнее в эксплуатации так как содержит ряд дополнительных узлов, обеспечивающих подачу, фильтрацию и контроль рабочей жидкости для системы охлаждения. Генераторы с воздушным охлаждением проще в эксплуатации и производстве, а также могут использоваться не только в авиационной технике, но и для наземного применения.

Трехкаскадные синхронные генераторы являлись и являются по сей день основной составной частью систем электроснабжения отечественных воздушных судов. Так генераторами с жидкостным охлаждением и мощностью 30 кВА, оснащаются такие самолеты корпорации АО «РСК «МиГ» как МиГ-21, МиГ-29,

МиГ-31, самолеты «ОКБ Сухого» Су-24М, Су-25 и Су-27, грузопассажирские самолеты ОКБ имени О. К. Антонова Ан-72 и Ан-74, самолеты ОКБ имени Яковлева Як-141 и Як-42. Генераторы мощностью в 60 кВА и жидкостным охлаждением ставятся на борт истребителей производимых на «ОКБ Сухого» - Су-30, Су-33, Су-32, Су-34т Су-35, пассажирских самолетов ПАО «Туполев» Ту-214, Ту-334 и сверхзвуковой ракетносец-бомбардировщик Ту-22М3. Мощными генераторами до 120 кВА оснащается сверхзвуковой стратегический бомбардировщик-ракетоносец производства ПАО «Туполев» Ту-160.

На вертолетах ОКБ имени М. Л. Миля Ми-17, Ми-24, Ми-28 и вертолетах ОКБ «Камов» Ка-29, Ка-32, Ка-50 используются генераторы мощностью 40 кВА с системой принудительного воздушного охлаждения.

Аналогичными генераторами оснащаются и зарубежные воздушные судна таких как самолеты Французской компании Airbus A300, A310, A320, A340, A380, самолеты Американской компании Boeing B767, B747, B777, B787.

Однако, данный тип генераторов не лишен недостатков, первый из которых это довольно сложная конструкция, что ведет за собой сложную технологию производства и увеличение стоимости. Также недостатком является наличие полупроводниковых диодов на роторе электрогенератора, что приводит к ограничению по максимальной температуре и по скорости вращения вала генератора. Но несмотря на наличие вышеупомянутых недостатков, трехкаскадные синхронные генераторы, по сей день развиваются, модернизируются и оптимизируются за счет усовершенствования системы охлаждения, применения новых материалов [36].

1.2 Системы электроснабжения летательных аппаратов

На борту самолета существует четыре категории энергосистем (Рисунок 13):

- Механическая;
- Пневматическая;
- Гидравлическая;
- Электрическая.



Рисунок 13 – Энергосистемы летательного аппарата

Данные энергосистемы позволяют безопасно управлять самолетом и обеспечивать комфорт пассажиров и экипажа, при том, что доля расхода энергии, этих систем составляет порядка 5% от общего количества топлива, расходуемого во время полета [37].

Системы электроснабжения (СЭС) летательных аппаратов регламентируются и контролируются ГОСТом Р 54073-2017 [38], в данном документе определено, что система электроснабжения это — это совокупность систем генерирования, преобразования и распределения электроэнергии. В зависимости от способа получения электроэнергии, системы электроснабжения классифицируются следующим образом:

- Первичная система электроснабжения;
- Вторичная система электроснабжения.

Первичная СЭС включает в себя электрогенераторы, которые установлены на коробке приводов маршевых двигателей или на вспомогательной силовой установке [39], а также химические источники электроэнергии, пример представлен на Рисунок 14.

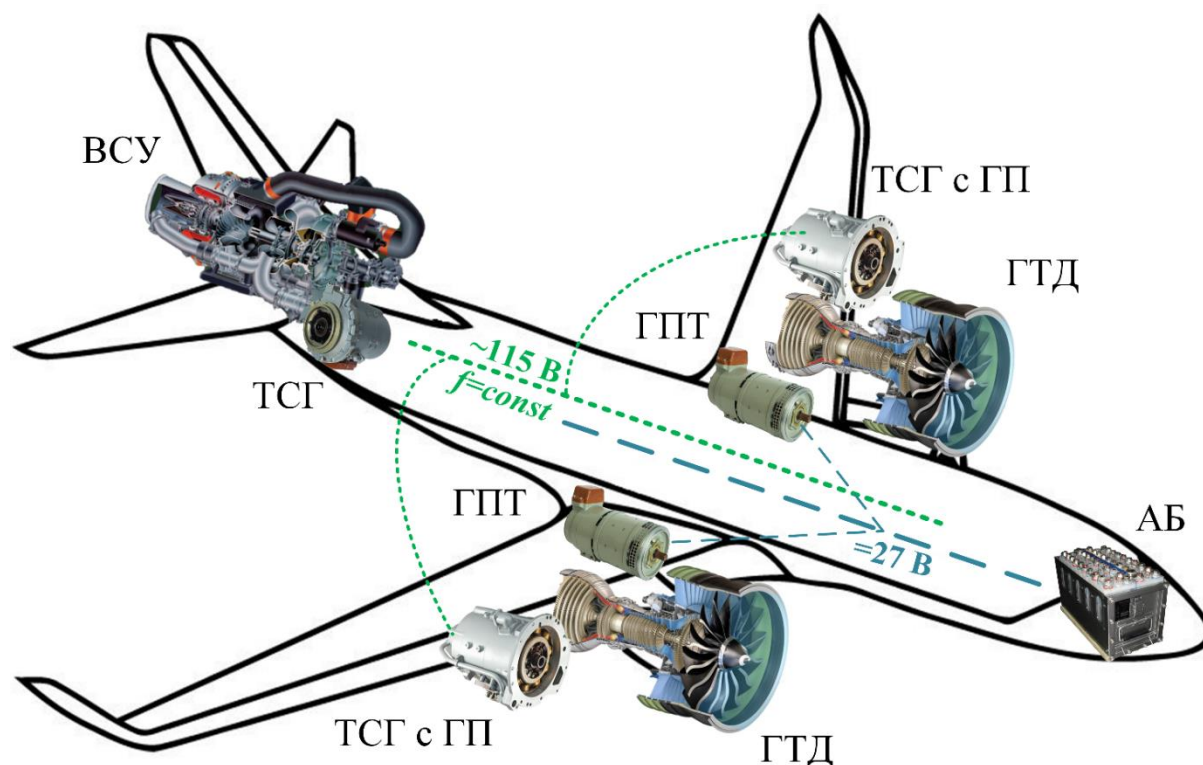


Рисунок 14 – Первичная СЭС летательного аппарата

Для первичных систем электроснабжения характерно прямое преобразование электрической энергии из механической (электрогенераторы) или химической (аккумуляторные батареи) энергии, также первичная СЭС является источником энергии для вторичной СЭС, которая преобразует электроэнергию с помощью преобразователей (выпрямительные устройства, инверторы, преобразователи частоты, преобразователи постоянного тока) [40].

Классификация систем электроснабжения по их назначению, выглядит следующим образом:

- Основные;
- Вспомогательные;
- Аварийные;
- Специальные.

Основная система электроснабжения запитывает потребителей электроэнергии на протяжении полета летательного аппарата. Вспомогательная система электроснабжения вырабатывает электроэнергию до включения основной

системы электроснабжения в условиях аэродромного запуска, либо в аварийных ситуациях, возникающих во время полета. Аварийная система электроснабжения снабжает электричеством жизненно важных потребителей при аварийных ситуациях во время полета, при отказе основной и вспомогательной систем электроснабжения. Специальная система электроснабжения предназначена для выработки электроэнергии, подводимой только к одному конкретному потребителю, данная система может работать как совместно с основной, так и автономно.

В настоящее время на борту летательных аппаратов, применяются различные сочетания электроэнергии, из регламентированных ГОСТом [38]:

- Сеть переменного тока с действующим напряжением фаз 115 В, и переменной частотой, изменяющейся в диапазоне от 360 Гц до 800 Гц;
- Сеть переменного тока с действующим напряжением фаз 115 В, и постоянной частотой 400 Гц;
- Сеть постоянного тока с напряжением 27 В;
- Сеть постоянного тока с напряжением 270 В.

На современных ЛА чаще всего применяют комбинированную систему электроснабжения, которая включает в себя все необходимые первичные источники электроэнергии. Рисунок 15 демонстрирует смешанную систему электроснабжения, в которую входит аккумуляторная батарея, ВСУ с генератором переменного тока, два маршевых двигателя с генератором постоянного тока и генератором переменного тока, используемым совместно с гидроприводом, обеспечивающим постоянство частоты.

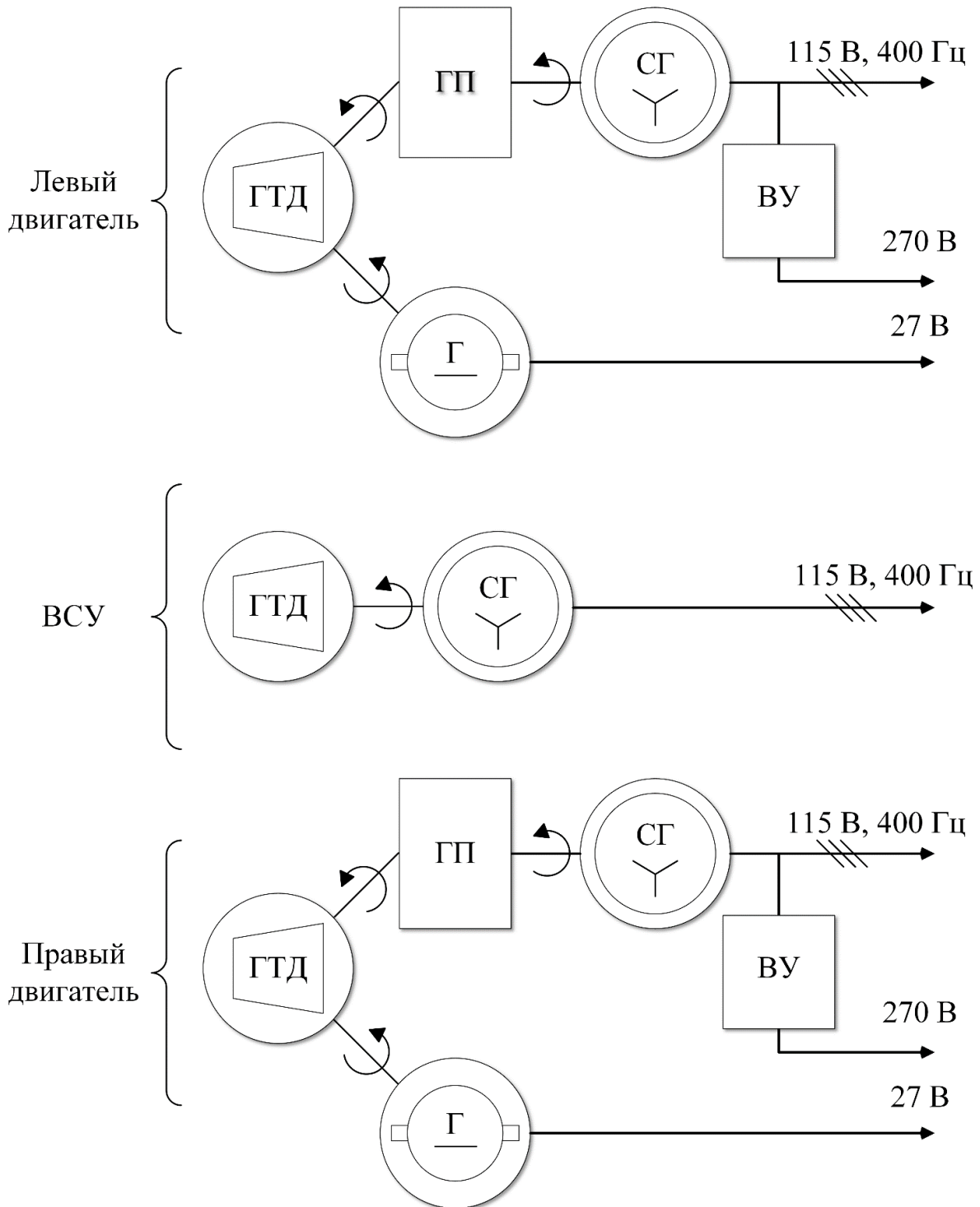


Рисунок 15 – Пример смешанной СЭС самолета

Основным агрегатом представленной СЭС выступает трехкаскадный синхронный генератор, работающий на постоянной частоте в составе вспомогательной силовой установки, либо интегрированный с гидроприводом постоянных оборотов, работающий в основной системе в комплексе с маршевым

двигателем. Дальнейшее рассмотрение стартер-генераторной системы будем проводить на примере ВСУ, работающей на постоянных оборотах с генератором типа ГТ120НЖЧ12КВ (Рисунок 16), производства АО «Аэроэлектромаш» [41].



Рисунок 16 – Авиационный генератор ГТ120НЖЧ12КВ

Основные электротехнические параметры генератора ГТ120НЖЧ12КВ приведены в Таблица 2, энергетические параметры приведены для номинального режима работы генератора, а параметры обмоток представлены для основного каскада синхронного генератора.

Рассматриваемый генератор может являться составной частью вспомогательной силовой установки для средне- и дальнемагистральных пассажирских самолетов, газотурбинным двигателем может выступать ТА18-200, разработанный ОАО «Научно-производственное предприятие «Аэросила» [42].

Таблица 2 – Основные параметры ГТ120НЖЧ12КВ

Наименование	Обозн.	Ед. изм.	Знач.
Номинальная частота	f	Гц	400
Номинальная скорость	n	об/мин	12000
Полная мощность	S	кВА	120
Косинус угла	$\cos(\varphi)$		0,8
Действующие фазное напряжение	U	В	115
Напряжение возбуждения	U_B	В	43
Ток возбуждения	I_B	А	54
Ток возбуждения возбудителя		А	2,1
Число пар полюсов	z_p	шт.	2
Число фаз	m	шт.	3
Активное сопротивление фазы обмотки якоря	$R_S(20\text{ }^{\circ}\text{C})$	МОм	6,34
Активное сопротивление обмотки возбуждения	$R_B(20\text{ }^{\circ}\text{C})$	Ом	0,433
Индуктивность рассеяния фазы	L_S	мкГн	10
Полная продольная индуктивность	L_d	мкГн	296
Полная продольная индуктивность	L_q	мкГн	147
Индуктивность ОВ	L_B	мкГн	0,063
Индуктивность рассеяния ОВ	L_{SB}	мкГн	31,27
Число витков статора	W_C	шт.	14
Число витков ОВ	W_{OB}	шт.	60
Момент инерции	$J_{ТСГ}$	кг·м ²	0,071

ТА18-200 является базовым вспомогательным газотурбинным двигателем (ВГТД) нового поколения (Рисунок 17), с эквивалентной мощностью до 350 кВт, данный тип двигателя применяется в транспортных и пассажирских самолетах

вместимостью до 250 пассажиров. Технические характеристики представлены в Таблица 3 [42].



Рисунок 17 – Вспомогательный газотурбинный двигатель ТА18-200

Таблица 3 – Технические характеристики ВГТД ТА18-200

Наименование	ТА18-200М	ТА18-200МС	ТА18-200-70
Расход отбираемого воздуха, кг/с	1,7	1,4	1,7
Давление отбираемого воздуха, кгс/см ²	4,7	4,5	4,7
Отбираемая электрическая мощность, кВА	90	120	60
Высотность запуска и режимной работы, м	9000	9000	12500
Применение	ТУ-204СМ	МС-21	Ан-70

1.3 Математическая модель трехкаскадного синхронного генератора

На первоначальном этапе моделирования были созданы три отдельные модели каждого каскада ТСГ, для подтверждения и сравнения их электромагнитных процессов в генераторном режиме с имеющимися расчетными характеристиками [43].

Подвозбудитель.

В ТСГ подвозбудителем является синхронная машина с возбуждением от постоянных магнитов. Машина работает в режиме генератора, преобразуя механическую энергию в электрическую, постоянные магниты, расположенные на роторе, создают постоянное магнитное поле, которое при вращении ротора генерирует переменный ток обмоток статора [44], [45], [46], [47], [48].

Математическая модель основана на системе дифференциальных уравнений во вращающейся системе координат (2):

$$\begin{aligned}
 U_d &= L_d \frac{d}{dt} i_d - L_q i_q \omega + r_a i_d, \\
 U_q &= L_q \frac{d}{dt} i_q + L_d i_d \omega - \psi_f \omega + r_a i_q.
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

Моделирование проводилось в прикладном пакете моделирования - PSIM, данная программа содержит встроенную библиотеку, в которой есть электромеханический раздел, содержащий все необходимые нам синхронные машины. Схема математической модели подвозбудителя представлена на Рисунок 18. Механическая часть электрической машины соединена с источником постоянной скорости с параметрами, соответствующими номинальным оборотам вращения вала.

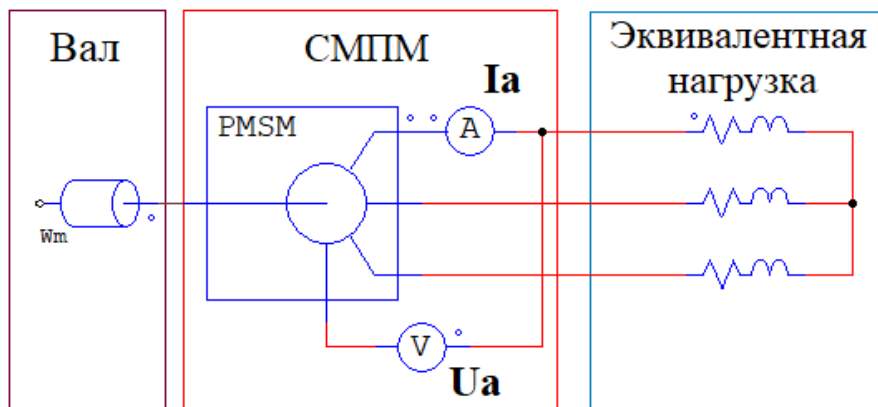


Рисунок 18 – Математическая модель подвозбудителя

Рисунок 19 отображает результаты сравнения внешней характеристики, полученной при моделировании и при расчете подвозбудителя. Полученная внешняя характеристика близка к расчетной, отличия присутствуют ввиду отсутствия учета насыщения в электрической машине. Данная и последующие характеристики приведены в относительных единицах, за базовые значения приняты номинальные значения токов и напряжений.

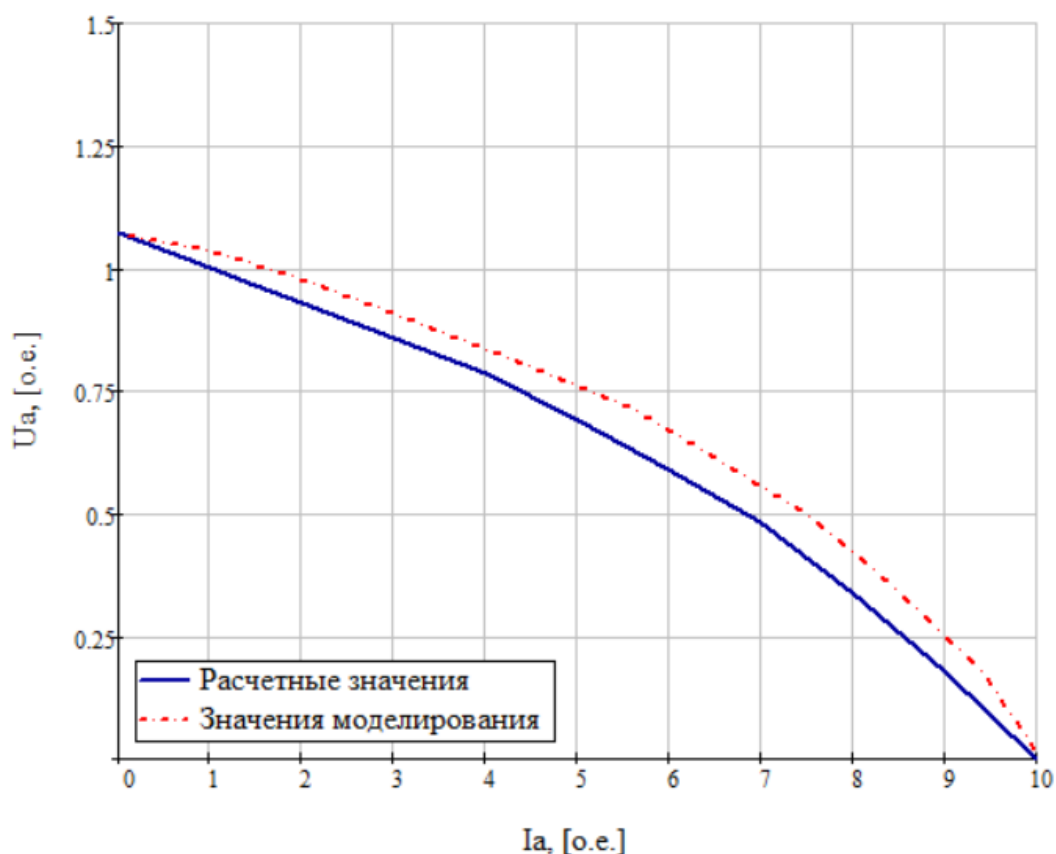


Рисунок 19 – Внешняя характеристика подвозбудителя

Возбудитель.

Возбудитель представляет собой синхронную машину с электромагнитным возбуждением. Конструктивно, синхронная машина является обращенной, с расположением индуктора на неподвижной части машины, и обмотки якоря на роторе, соответственно, также на роторе расположен блок вращающихся диодов. Для получения регулировочной характеристики нет разницы в конструктивном исполнении, таким образом, для моделирования подойдет стандартная модель

синхронной машины с обмоткой возбуждения, описываемой системой уравнений (3):

$$\begin{aligned} U_d &= L_d \frac{d}{dt} i_d + M_{ad} \frac{d}{dt} i_f - L_q i_q \omega + r_d i_d, \\ U_q &= L_q \frac{d}{dt} i_q + L_d i_d \omega + M_{ad} i_f \omega + r_a i_q, \\ U_f &= L_f \frac{d}{dt} i_f + M_{ad} \frac{d}{dt} i_d + r_f i_f. \end{aligned} \quad (3)$$

Рисунок 20 отображает схему математической модели возбудителя в программе PSIM.

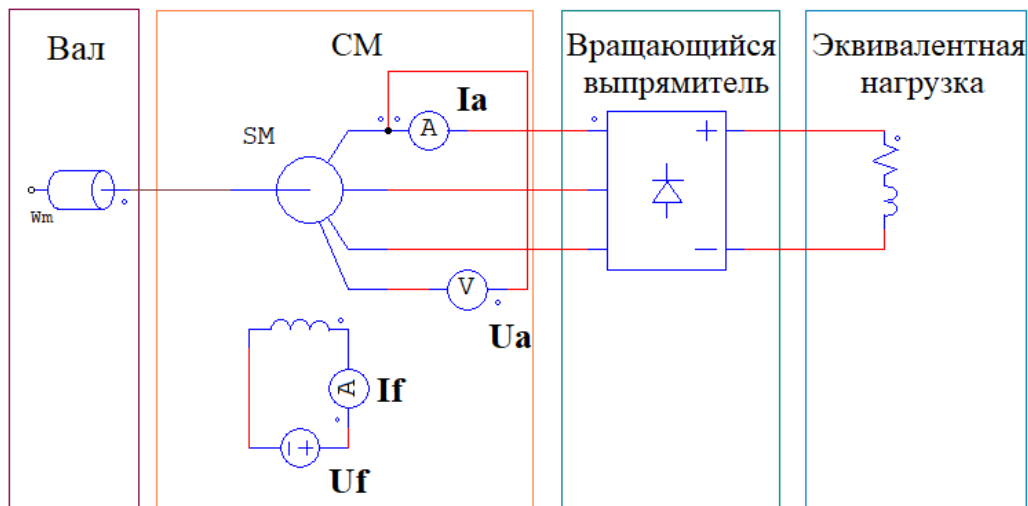


Рисунок 20 – Схема математической модели возбудителя

Возбудитель выполняет роль регулируемого источника тока, для питания обмотки возбуждения основного генератора, соответственно основной характеристикой для него является – регулировочная (Рисунок 21).

Также, для моделирования синхронных машин с электромагнитным возбуждением в пакете PSIM, необходимо привести все параметры ротора к статорной стороне, для этого можно воспользоваться стандартными соотношениями, описанными в источнике [49].

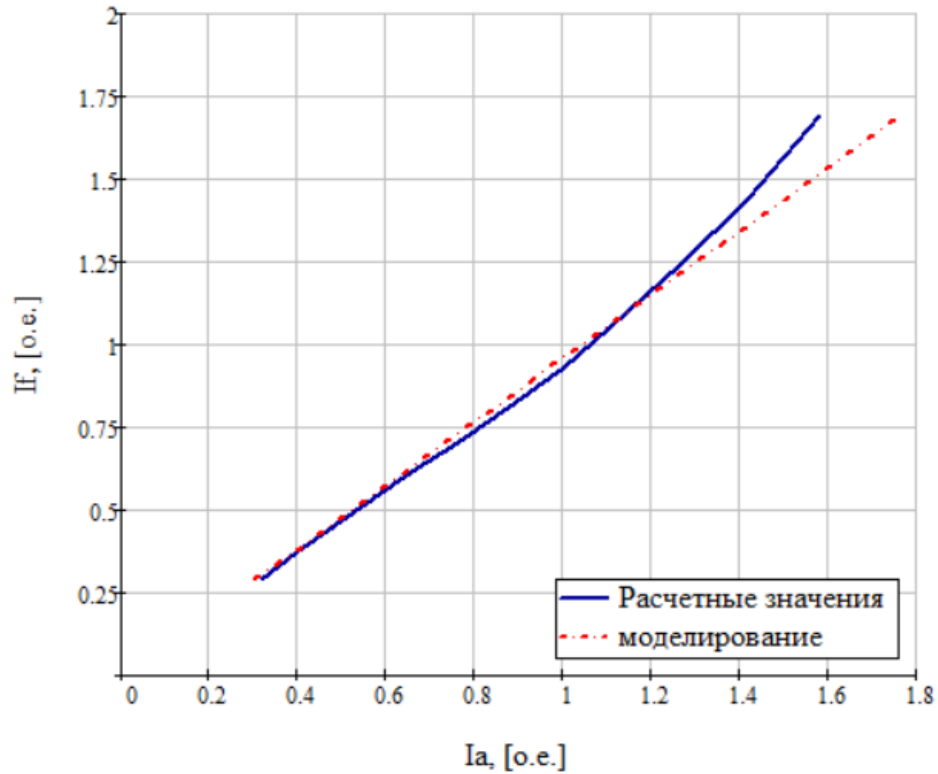


Рисунок 21 – Регулировочная характеристика возбудителя.

Основной генератор.

Основной генератор – это мощная синхронная машина с электромагнитным возбуждением, отличительной чертой этой машины, относительно возбудителя, является наличие демпферной обмотки, выполняющей роль успокоительной обмотки при переходных процессах [50], [51], [52].

Модель синхронной машины в пакете моделирования PSIM, имеет возможность задавать параметры демпферной обмотки для ее моделирования. Система дифференциальных уравнений в dq-координатах, описывающих электромагнитные процессы в синхронной машине с демпферной обмоткой, имеют следующий вид (4):

$$\begin{aligned}
 U_d &= L_d \frac{d}{dt} i_d + M_{ad} \frac{d}{dt} i_f - L_q i_q \omega + r_a i_d + M_{ad} \frac{d}{dt} i_D - M_{aq} i_Q \omega, \\
 U_q &= L_q \frac{d}{dt} i_q + L_d i_d \omega + M_{ad} i_f \omega + r_a i_q + M_{aq} \frac{d}{dt} i_Q + M_{ad} i_D \omega, \\
 U_f &= L_f \frac{d}{dt} i_f + M_{ad} \frac{d}{dt} i_d + r_f i_f + M_{ad} \frac{d}{dt} i_D, \\
 0 &= L_D \frac{d}{dt} i_D + M_{ad} \frac{d}{dt} i_d + M_{ad} \frac{d}{dt} i_f + r_D i_D, \\
 0 &= L_Q \frac{d}{dt} i_Q + M_{aq} \frac{d}{dt} i_q + r_Q i_Q.
 \end{aligned} \tag{4}$$

Схема математической модели основного генератора представлена на Рисунок 22.

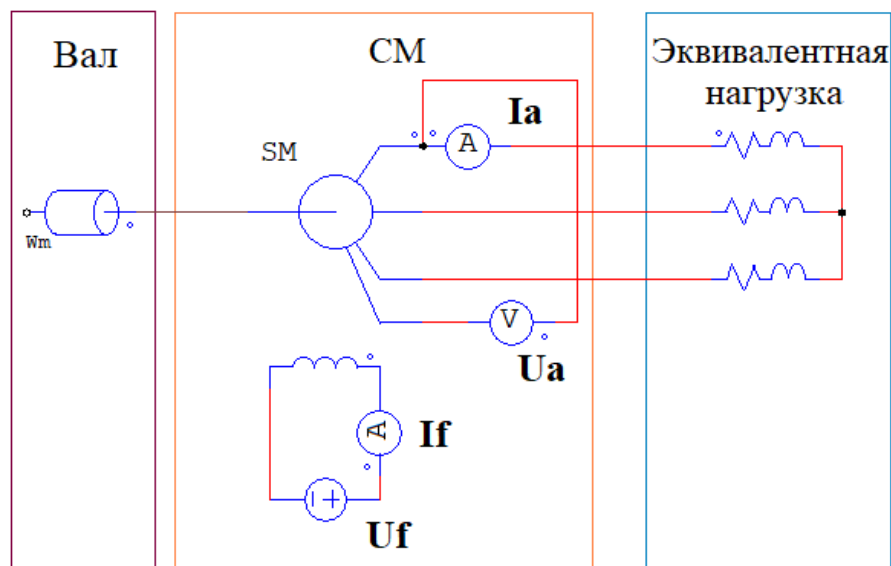


Рисунок 22 – Математическая модель основного генератора

Результаты моделирования основного генератора представлены в качестве регулировочной характеристики (Рисунок 23) и семейства внешних характеристик (Рисунок 24) для следующих режимов работы: холостой ход, номинальный режим и режим перегрузки.

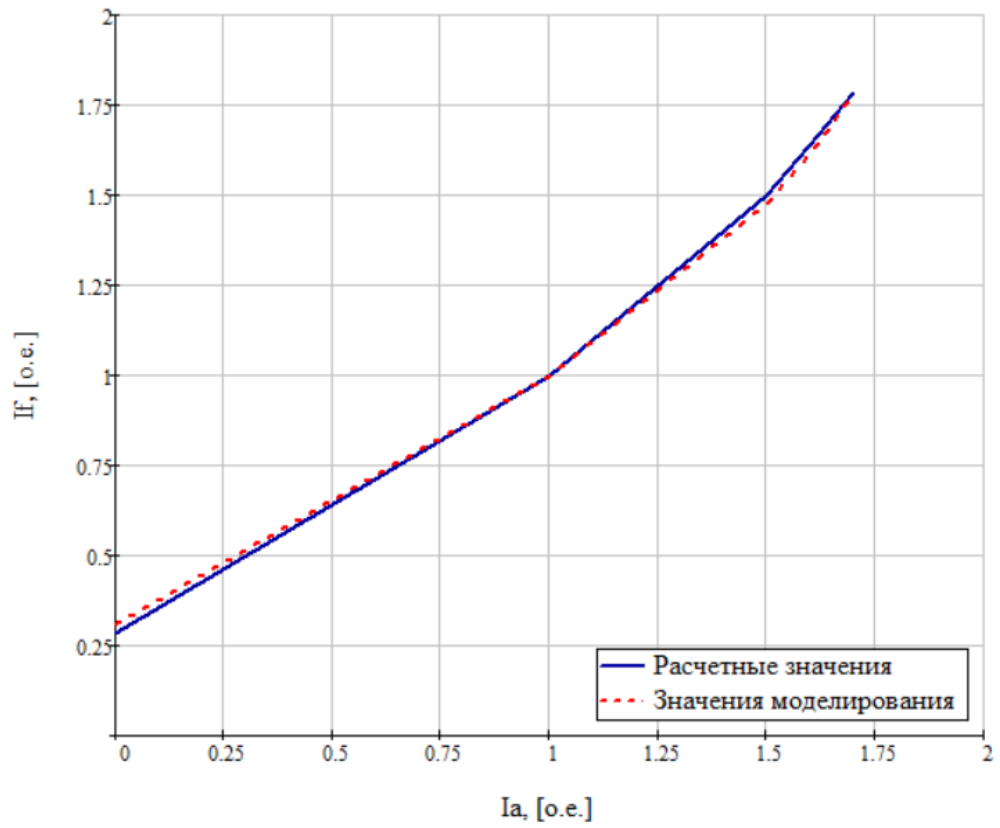


Рисунок 23 – Регулировочная характеристика основного генератора

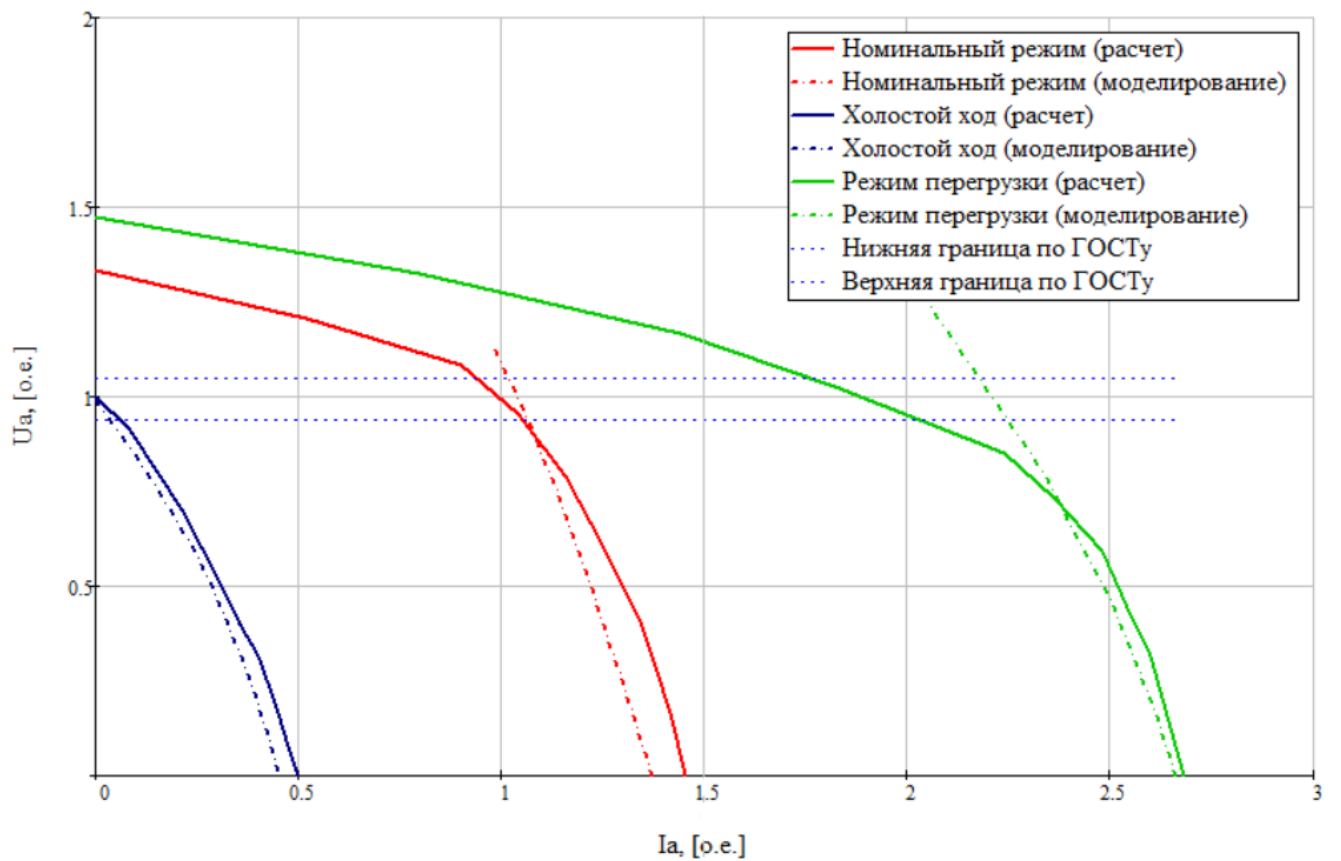


Рисунок 24 – Семейство внешних характеристик основного генератора

Из семейства внешних характеристик видно, что при увеличении мощности нагрузки сильно сказывается отсутствие учета насыщения стали электрической машины, которое будет вносить погрешность моделирования при переходных процессах в генераторном режиме, а также при пусковых режимах с токами близкими к токам перегрузки.

Выводы по Главе 1

Проведен анализ существующих систем запуска ГТД летательных аппаратов, сформированы требования к построению электростартерной системы запуска на основе трехкаскадного синхронного генератора.

Рассмотрены структуры систем генерирования летательных аппаратов на основе трехкаскадного синхронного генератора. Сформулирована проблема, которая имеет место быть в трехкаскадном синхронном генераторе при работе в двигательном режиме.

Создана имитационная модель трехкаскадного синхронного генератора, проведен анализ и сравнение полученных результатов моделирования.

ГЛАВА 2 СПОСОБЫ СОЗДАНИЯ ПУСКОВОГО МОМЕНТА ДЛЯ ЭЛЕКТРОСТАРТЕРА НА ОСНОВЕ ТРЕХКАСКАДНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА

Основной проблемой в реализации стартер-генераторной системы с помощью трехкаскадной синхронной машины, является формирование пускового момента в режиме стартера. Так как при околонулевых скоростях вращения вала отсутствует ЭДС генерируемая подвозбудителем, то не создается поток возбуждения основной машины. Решением данной проблемы может быть несколько вариантов, более подробно рассмотрим два варианта – это асинхронный пуск и реактивный пуск.

2.1 Асинхронный пуск трехкаскадного синхронного генератора

Возможность использования основной электрической машины в качестве стартера, т.е. в двигательном режиме, вытекает из условия обратимости электрических машин. При рассмотрении данного режима будем исходить из того, что СТГ должен обеспечить запуск газотурбинного двигателя за время $45 \div 50$ с., а максимальная мощность запуска не превышает 20% номинальной мощности СТГ в режиме генерирования [53], [54].

Из условия обратимости следует, что для использования основной электрической машины (синхронного генератора) при запуске ГТД в качестве стартера необходимо обеспечить ее работу в режиме синхронного двигателя. Известно, что пуск синхронного двигателя непосредственным включением в сеть имеет весьма ограниченные возможности. Для пуска синхронных двигателей применяют специальные способы, сущность которых состоит в предварительной раскрутке ротора до скорости, близкой к синхронной, при которой обеспечивается магнитная связь между статором и ротором.

Для первоначальной раскрутки общего ротора всех машин электромеханического преобразователя без изменения его конструкции могут быть реализованы частотный и асинхронный способы пуска синхронных двигателей.

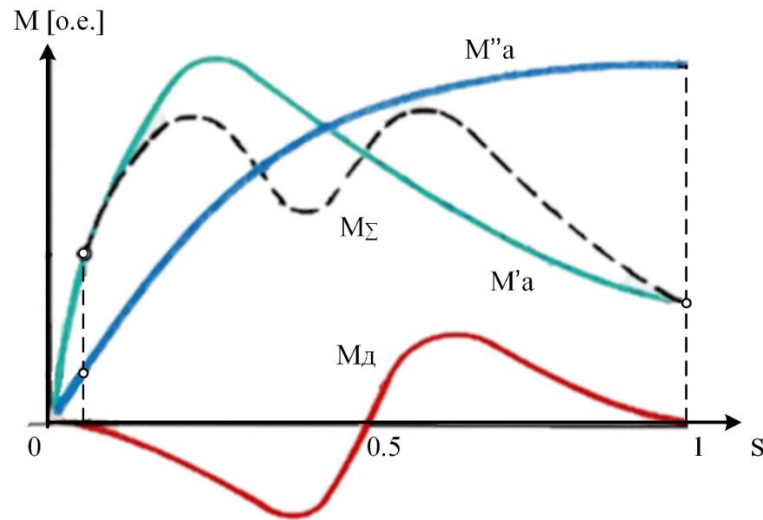


Рисунок 25 – Зависимость электромагнитного момента при асинхронном пуске

Рисунок 25 показывает составляющие суммарного момента (M_{Σ}): M_a – основной асинхронный момент зависящий от сопротивления демпферной обмотки, M_d – дополнительный момент. На графике приведены два момента при разных сопротивлениях пусковой клетки, большее сопротивление способствует большему моменту входа в синхронизм - $M'a$.

Рассмотрим асинхронный пуск основной электрической машины. Реализовать данный режим позволяет наличие в полюсных наконечниках системы возбуждения основной электрической машины демпфирующих стержней, которые образуют на роторе короткозамкнутую клетку. Если обеспечить питание якорной обмотки основной электрической машины трехфазной системой токов, не подавая питание на обмотку возбуждения, то взаимодействие токов, индуцируемых в короткозамкнутых стержнях демпферной обмотки, с магнитным полем якорной обмотки создаст асинхронный электромагнитный момент, который будет описываться уравнением (5):

$$M_1 = \frac{p \cdot m}{2\omega} (I_{ds}^2 \cdot r_{ds} + I_{qs}^2 \cdot r_{qs}),$$

$$M_2 = -\frac{p \cdot m}{\omega} \cdot I_2^2 \cdot \frac{r_s}{1-2s},$$
(5)

$$M_a = M_1 + M_2 - \frac{p \cdot m \cdot I_1^2 \cdot r_s}{\omega}.$$

где, p – количество пар полюсов, m – количество фаз, ω – угловая скорость, I_{ds} – ток демпферной обмотки по d-оси; I_{qs} – ток демпферной обмотки по q-оси; r_{ds} – сопротивление демпферного контура по d-оси; r_{qs} – сопротивление демпферного контура по q-оси; r_s – сопротивление статора; I_1 и I_2 – токи прямой и обратной последовательности соответственно.

Весь процесс фазы запуска ГТД, реализуемый посредством бесконтактного синхронного генератора системы электроснабжения летательного аппарата, можно разбить на два этапа. На первом этапе запуска реализуется асинхронный режим работы основной электрической машины. Электромагнитный момент, создаваемый стартером при работе в асинхронном режиме, обеспечивается демпферной клеткой. Роторная обмотка возбуждения на данном этапе не запитывается. Основной момент сопротивления, который необходимо преодолеть стартер-генератору в процессе запуска газотурбинного двигателя, создает компрессор [55]. Этот момент пропорционален квадрату частоты вращения ω компрессора (6):

$$M_c = A_k \cdot \omega^2. \quad (6)$$

где A_k - постоянная, характеризующая параметры компрессора.

Таким образом, в начальном процессе пуска стартер-генератор должен развить момент, необходимый для преодоления только инерции вращающихся частей [14]. Поэтому асинхронный момент, создаваемый демпферной клеткой основной электрической машины при подключении ее статорной обмотки к трехфазной системе токов, оказывается достаточным для осуществления начальной раскрутки вала газотурбинного двигателя. Первый этап фазы запуска позволяет достичь необходимой скорости вращения, при которой становится возможным

использование напряжений магнитоэлектрического генератора подвозбудителя, индуцируемых в его обмотке якоря, для вычисления угла положения ротора. Это позволяет перейти ко второму этапу фазы запуска газотурбинного двигателя, в процессе которого обеспечивается работа основной электрической машины в режиме синхронного двигателя с зависимой коммутацией фаз якорной обмотки. Для этого подается питание на ее обмотку возбуждения, а для синхронизации осей магнитных потоков ротора и статора используется полученная информация о положении вала машины, в соответствии с которой реализуется полеориентированная векторная система управления [55], [56], [57], [58], [59], [60].

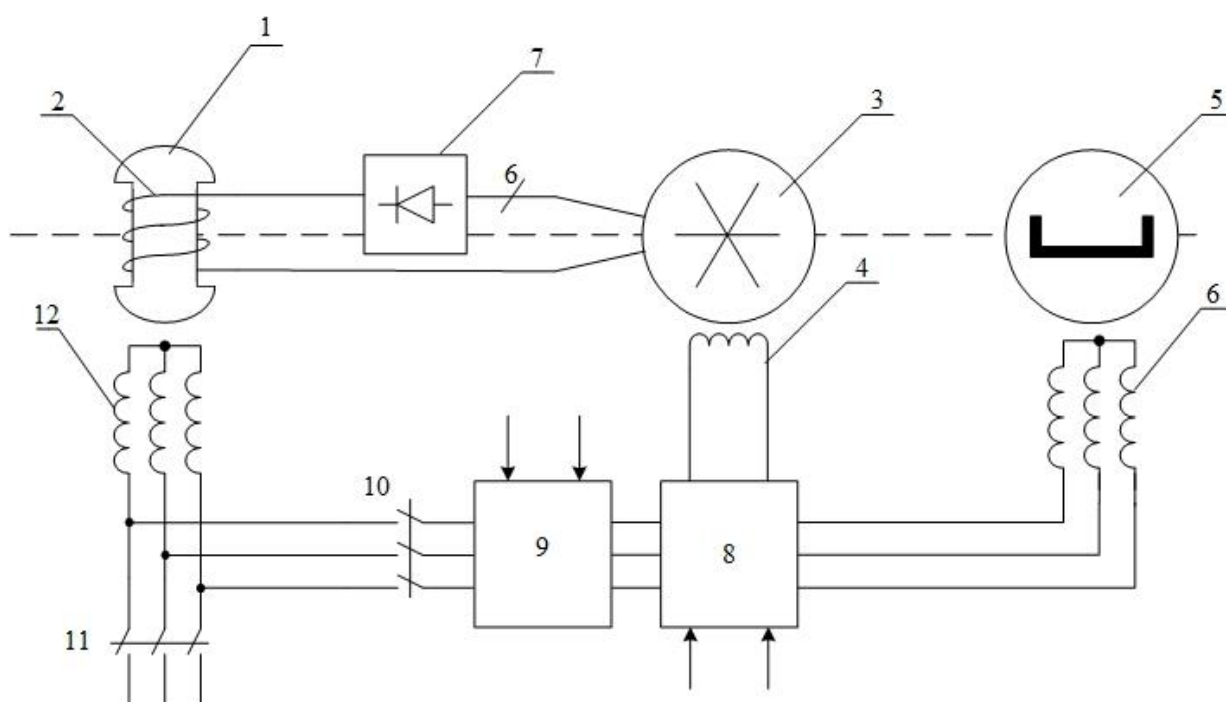


Рисунок 26 – Блок-схема работы ТСГ при асинхронном пуске

Команду на переход ко второму этапу фазы запуска формирует блок регулирования 8 (Рисунок 26), в котором контролируется напряжение, индуцируемое в обмотках якоря подвозбудителя. По этой команде обмотка якоря 6 подвозбудителя, через выпрямитель, располагаемый в блоке регулирования, подключается к обмотке возбуждения 5 возбудителя, питая ее постоянным током. Обмотка якоря синхронного возбудителя 3 соединяется через блок вращающегося

выпрямителя 7 с обмоткой возбуждения 2 основного генератора. В результате обмотка возбуждения основной электрической машины так же получает питание постоянным током. По этой же команде (перехода ко второму этапу фазы запуска) блок регулирования 8 на основании напряжений обмотки якоря 6 подвозбудителя формирует сигналы, определяющие угловое положение ротора относительно полюсов обмотки статора 12 основной электрической машины. Эти сигналы поступают на вход блока 9. На основании этих сигналов в блоке 9 формируется закон управления силовыми ключами инвертора, обеспечивающий оптимальную ориентацию полюсов обмотки статора 12 основной электрической машины относительно магнитного потока обмотки возбуждения 2. В результате во втором этапе фазы запуска основная электрическая машина переводится в режим синхронного двигателя с коммутацией фаз обмотки статора 3, зависящей от их положения относительно магнитного поля индуктора 1 [55].

Второй этап запуска заканчивается, когда частота вращения роторного модуля оказывается достаточной для запуска и зажигания газотурбинного двигателя. Рекомендуемое значение скорости вращения вала для стабильной и надежной работы газотурбинного двигателя составляет 55% от номинальной скорости газотурбинного двигателя, при этой скорости работа основной электрической машины в режиме стартера может быть завершена [61], [62].

После запуска и зажигания газотурбинного двигателя линейный контактор 10 размыкается, а линейный контактор 11 замыкает свои контакты. Главная электрическая машина переходит в режим бесконтактного синхронного генератора. Трёхфазное электрическое напряжение генератора через линейный переключатель 11 подается в бортовую сеть самолета. Для стабилизации напряжения может быть использован полупроводниковый преобразователь тока в обмотке возбуждения генератора, входящий в состав блока регулирования 8 [55].

2.1.1 Оценка времени запуска трехкаскадного синхронного генератора при асинхронном пуске

Как известно, демпфирующие стержни синхронного генератора выполняют функции успокоительной обмотки и должны обеспечивать механическую прочность ротора, повышать коэффициент синусоидальной формы с одновременным обеспечением равномерности магнитного поля в рабочем пространстве, уменьшать последствия плохо распределенных трехфазных нагрузок и демпфировать вибрации во время переходных нагрузок. Но они не рассчитаны для выполнения функций беличьей клетки при работе машины в режиме асинхронного двигателя [55].

Прямой пуск синхронных машин в асинхронном режиме, привлекает своей простотой и экономичностью [63], но требует разработки специальной конструкции пусковой клетки, т.к. в процессе пуска в роторе выделяется значительная энергия, которая может приводить к его перегреву. Вариант, связанный с усложнением конструкции ротора трехкаскадного синхронного генератора летательных аппаратов, для практической реализации вряд ли приемлем. Поэтому следует рассмотреть вопросы, связанные с ограничением напряжения питания и временем работы на первом этапе фазы запуска ГТД. Понятно, что асинхронный пуск при пониженном напряжении уменьшает воздействия пусковых токов на синхронную машину, но количество энергии, выделяющейся в роторе мощных электрических машин, уменьшается незначительно - на 10-11% [64]. Следовательно, в качестве основного фактора следует оценить время работы на первом этапе фазы запуска ГТД. Это тем более важно при наложенных ограничениях на время запуска газотурбинного двигателя (45÷50) с., и максимальную мощность запуска (менее 20% номинальной мощности СТГ в режиме генерирования).

При анализе электромеханических процессов примем следующие допущения:

- ✔ Скорость протекания электромагнитных процессов в переходных режимах по отношению к скорости протекания электромеханических процессов пренебрежимо мала;
- ✔ Связь между валами электрических машин трехкаскадного агрегата абсолютно жесткая;
- ✔ Силами трения в шарикоподшипниковых узлах роторной системы бесконтактного генератора пренебрегаем [55].

В результате данных допущений расчетную модель электромеханических процессов можно описать классическим уравнением движения привода:

$$M - M_c = J \frac{d\omega}{dt}. \quad (7)$$

где M – асинхронный электромагнитный момент электрической машины, M_c – статический момент сопротивления движению, J – момент инерции электромеханизмов трехкаскадного генератора, приведенный к оси вращения вала роторной системы, ω – угловая скорость вала роторной системы. В соответствии с принятыми допущениями момент статического сопротивления движению определяется уравнением (6), с учетом которого уравнение (7) приводится к виду:

$$M - A_k \omega^2 = J \frac{d\omega}{dt}. \quad (8)$$

Представим данное уравнение относительно производной по времени:

$$dt = J \frac{d\omega}{M - A_k \omega^2}. \quad (9)$$

Для оценки прогнозируемого времени пуска положим, что в процессе первого этапа запуска блок управления режимами работы основной электрической машины

обеспечивает постоянство ее электромагнитного момента во всем диапазоне изменения частоты вращения. С учетом данного условия после интегрирования прогнозируемое время пуска до заданного значения скорости ω_1 определится выражением:

$$t_{p1} = \frac{J}{2\sqrt{MA_k}} \ln \left| \frac{\sqrt{M/A_k} + \omega_1}{\sqrt{M/A_k} - \omega_1} \right|. \quad (10)$$

Обозначим $T = J / \sqrt{MA_k}$ - инерционная постоянная времени [56], тогда относительное значение прогнозируемого времени пуска до заданной скорости примет вид:

$$\tau = \frac{t_{p1}}{T} = \frac{1}{2} \ln \left| \frac{\sqrt{M/A_k} + \omega_1}{\sqrt{M/A_k} - \omega_1} \right|. \quad (11)$$

Рисунок 27 представляет семейство характеристик $\tau = f(\omega_1)$ при $M/A_k = \text{const}$.

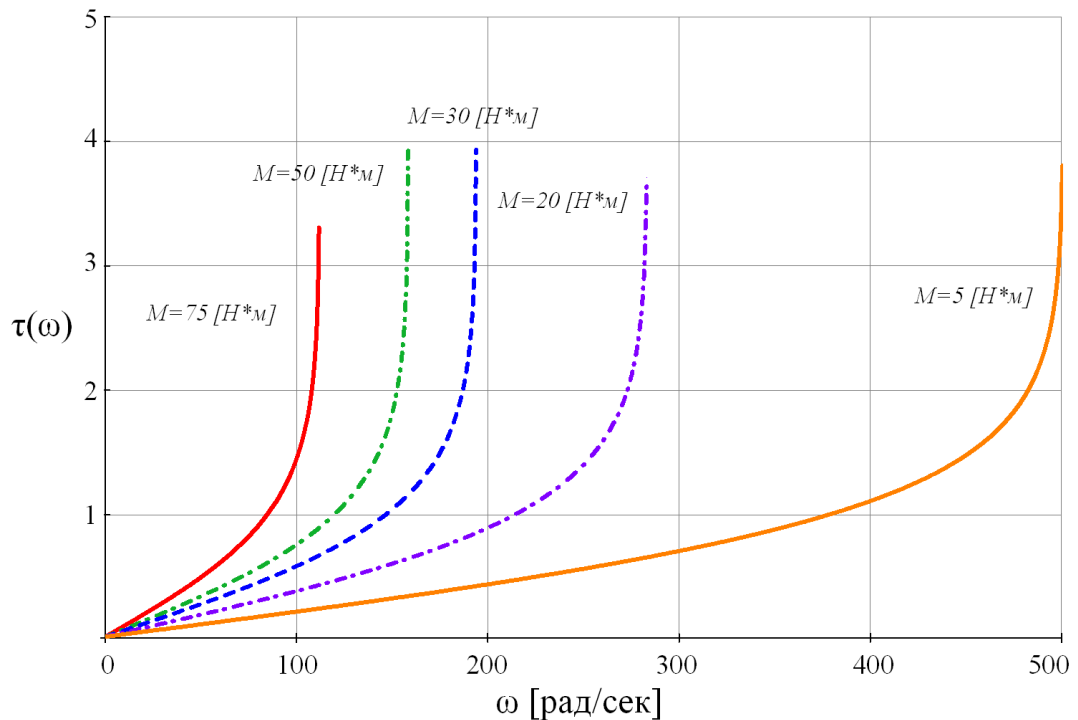


Рисунок 27 – Семейство характеристик $\tau = f(\omega_1)$

Анализ характеристик показывает, что рациональное значение времени запуска не должно превышать двух относительных величин. Эта величина определяет время выхода на установившийся режим в процессе первого этапа фазы запуска ГТД. Следовательно, дальнейшее увеличение времени первого этапа фазы запуска фактически не приводит к увеличению скорости вращения вала роторной системы. Таким образом, можно рекомендовать ограничение времени первого этапа фазы запуска на уровне 1.5 относительных единиц [55], [65], [66], [67].

2.1.2 Результаты моделирования системы запуска с формированием асинхронного момента

Моделирование проводилось в программном пакете PSIM, реализованная модель была максимально приближена к реальному устройству, в том числе была создана модель электромеханической части трехкаскадного генератора. На Рисунок 28 представлена модель силовой части стартер-генераторной системы, в которой трехкаскадный генератор представлен системой из трех электрических машин, объединенных общим валом. Реализация момента сопротивления на валу была выполнена с помощью блока моментной нагрузки, входным параметром которого была функция зависимости момента от угловой частоты вращения вала.

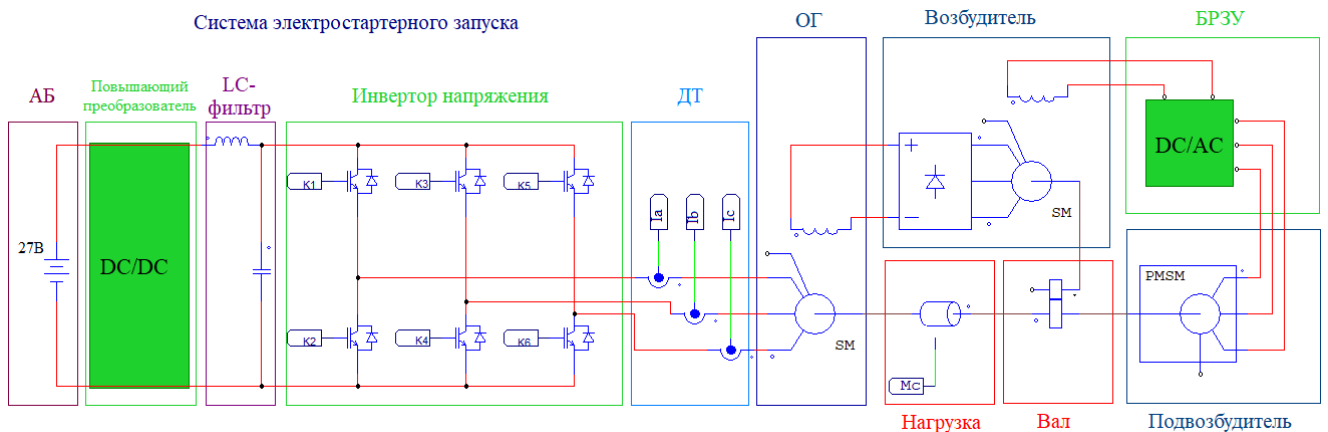


Рисунок 28 – Математическая модель силовой части стартер-генераторной системы

Также была реализована цифровая система управления на основе DLL-блока, с помощью которого реализуется имитация выполнения алгоритмов, написанных на языке программирования С (Рисунок 29).

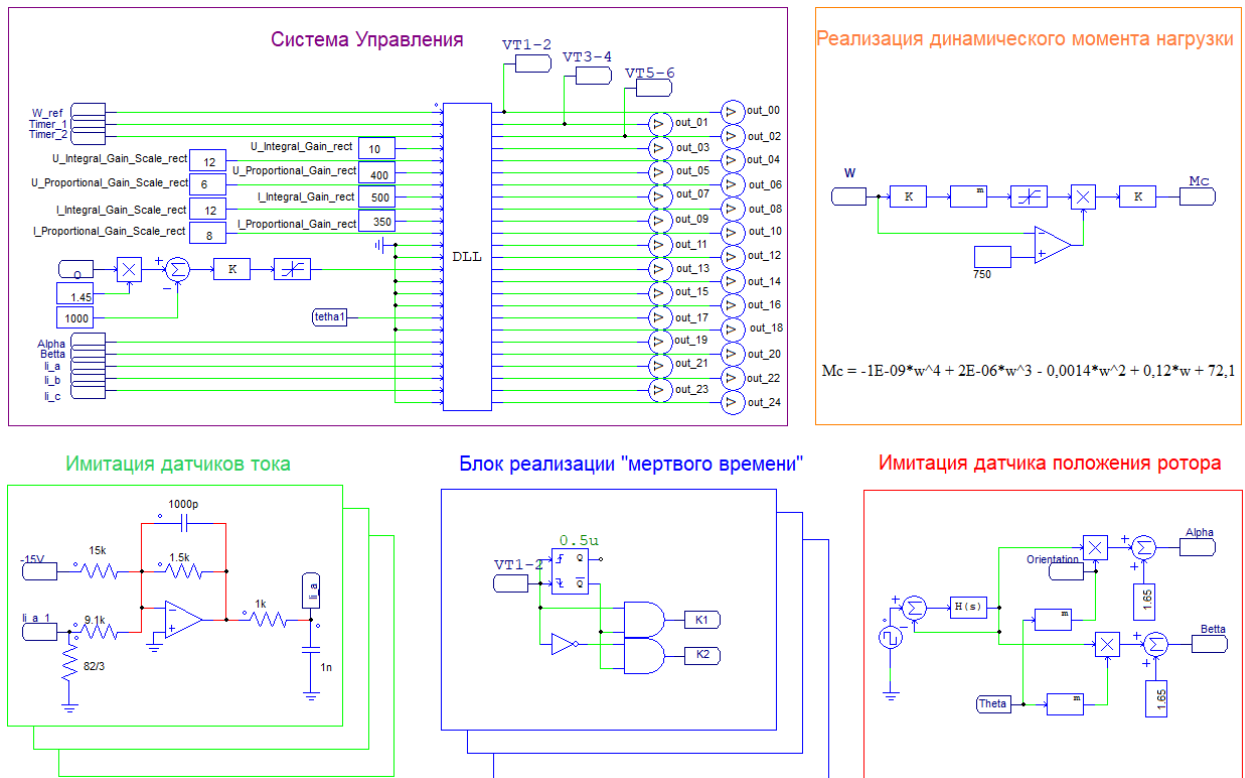


Рисунок 29 – Математическая модель микропроцессорной системы управления

Все результаты моделирования представлены в относительных величинах, за базовые параметры были взяты номинальные параметры скорости, действующего значения тока и напряжения для генераторного режима работы синхронной машины, электромагнитный момент и момент сопротивления приводились к максимальному моменту сопротивления на валу машины. Представленные на Рисунок 30 осциллограммы, соответствуют диапазону времени от нуля до момента перехода в синхронный режим. Осциллограммы соответствуют асинхронному пуску трехкаскадного синхронного генератора, электромагнитный момент и обороты вала имеют колебательный характер с затуханием.

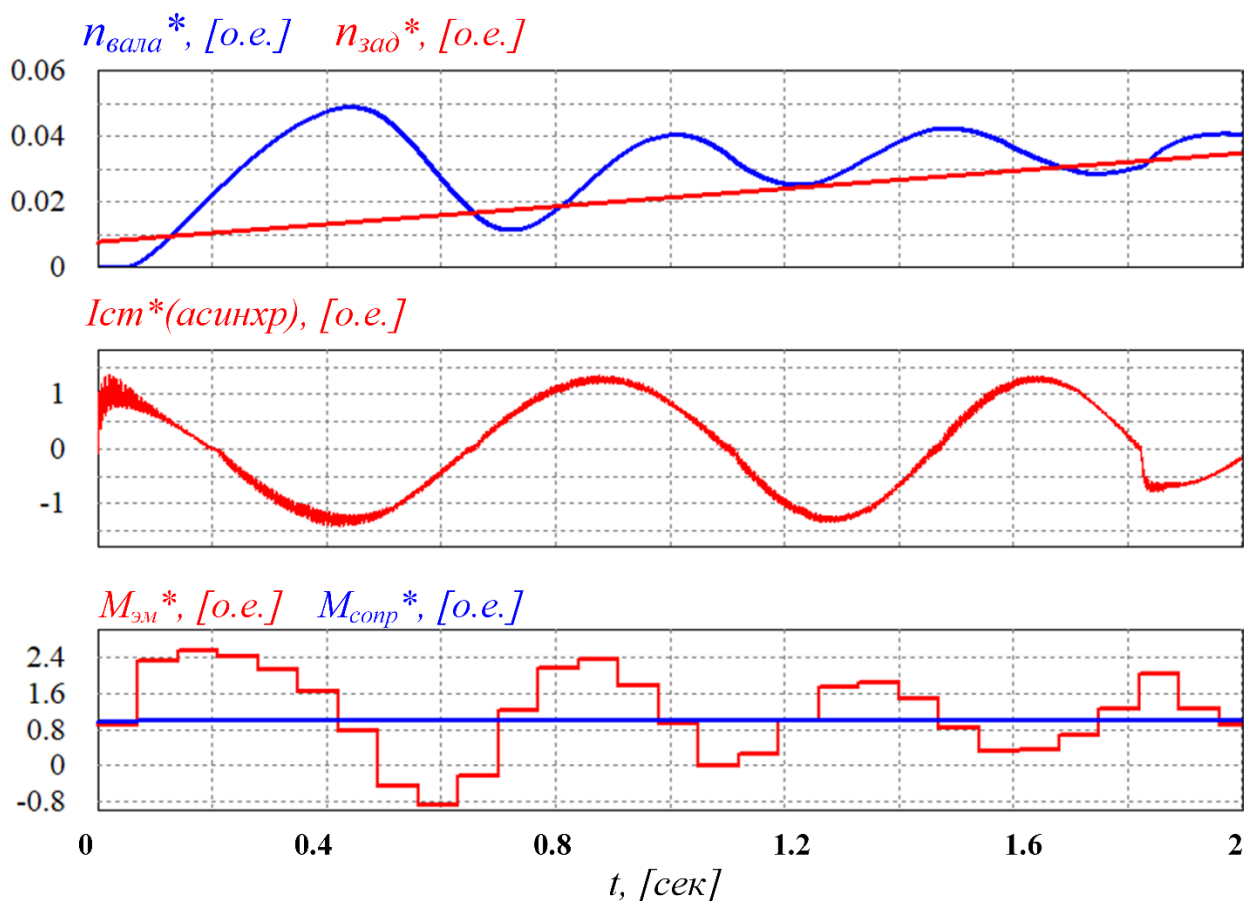


Рисунок 30 – Осциллограммы скорости вала, тока и момента машины на участке асинхронного запуска

Результаты работы стартер-генераторной системы в пусковом режиме представлены на Рисунок 31, Рисунок 32 и Рисунок 33, осциллограммы скорости вала (n^*) и задания на скорость (n_{ref}^*), осциллограмма тока фазы А статорной обмотки синхронной машины (I_a^*), осциллограммы момента сопротивления на валу ($T_{\text{сопр}}^*$) и электромагнитного момента синхронной машины ($T_{\text{эм}}^*$), соответственно. Моделирование проводилось при изменении момента нагрузки на валу, в соответствии с работой реального газотурбинного двигателя самолета. Номинальное значение задания на скорость вращения вала соответствует 55% от номинальной скорости вращения вала в режиме генерирования, данная скорость необходима и достаточна для уверенного выхода ГТД на режим малого газа.

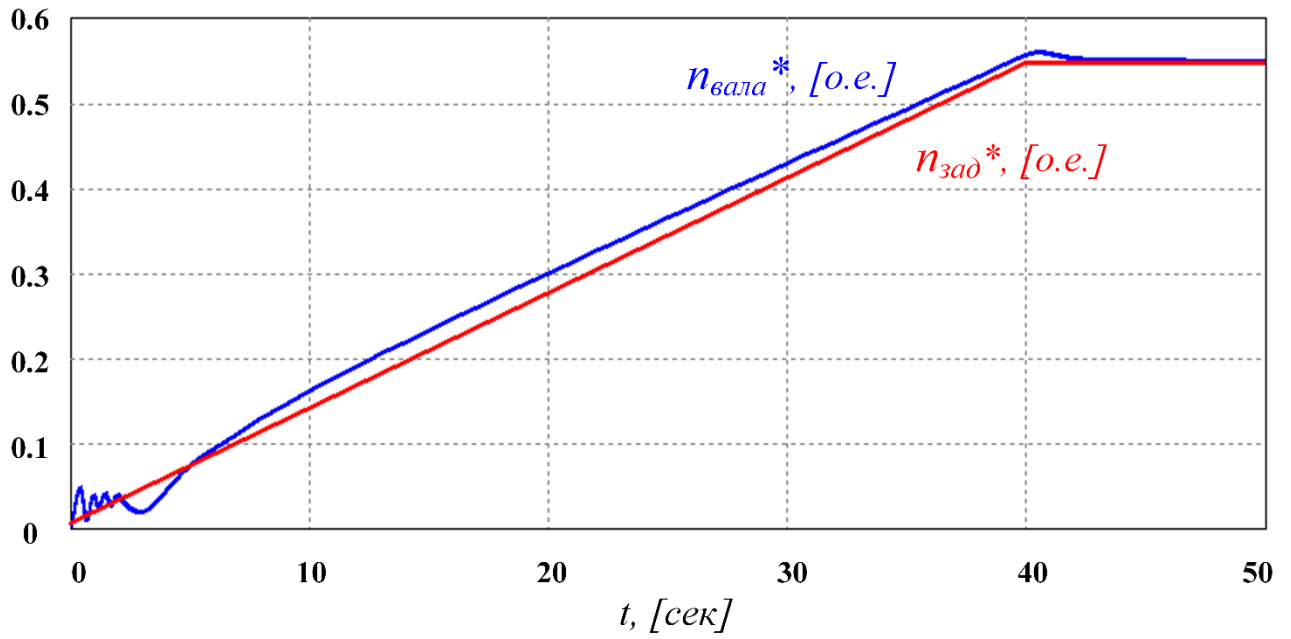


Рисунок 31 – Осциллограммы скорости вала синхронного генератора

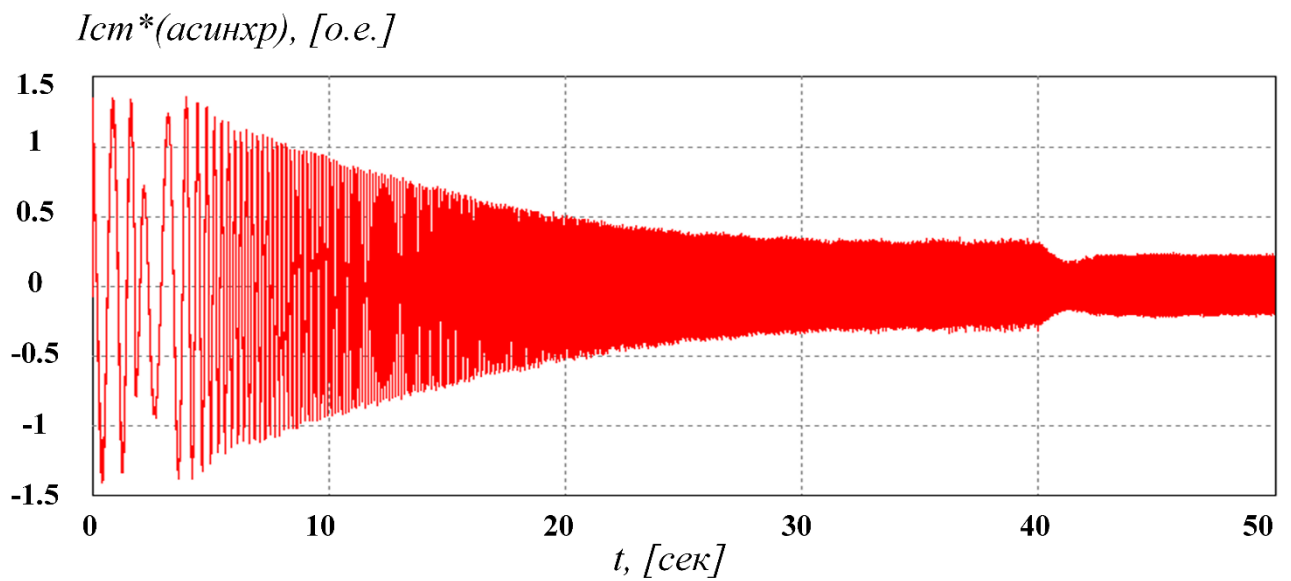


Рисунок 32 – Осциллограмма тока фазы А синхронного генератора

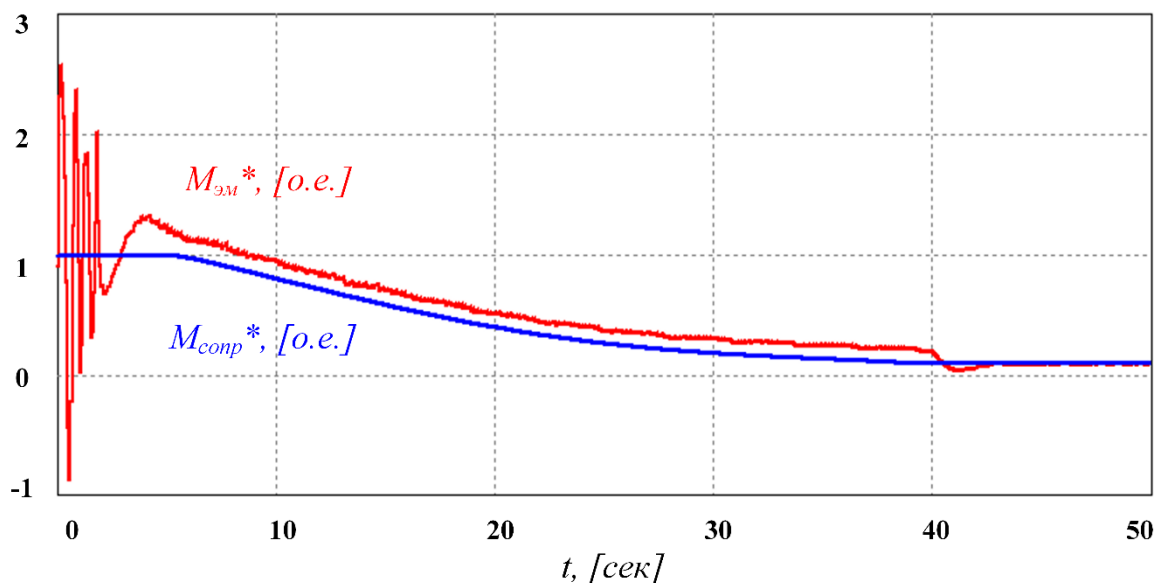


Рисунок 33 – Осциллограммы момента сопротивления и электромагнитного момента синхронного генератора

Результаты моделирования показывают, что электромагнитный момент, создаваемый в асинхронном режиме пуска, достаточен для преодоления начального момента сопротивления и вывода основной электрической машины на скорость вращения вала, необходимую для перехода в синхронный режим работы.

2.2 Реактивный пуск трехкаскадного синхронного генератора

Второй вариант решения проблемы отсутствия электромагнитного возбуждения у ТСГ при нулевой скорости — это регулирование угла нагрузки синхронной машины, для создания реактивного момента. В общем случае электромагнитный момент будет формироваться согласно (12):

$$M_{эм} = \frac{p \cdot m \cdot E \cdot U}{\omega \cdot X_d} \cdot \sin(\theta) + \frac{p \cdot m \cdot U^2}{2\omega} \left(\frac{1}{X_d} - \frac{1}{X_q} \right) \sin(2\theta). \quad (12)$$

Из этого выражения видно, что момент синхронного двигателя содержит две составляющие. Первая обусловлена взаимодействием вращающегося магнитного

поля статора с полем возбуждения ротора, а вторая представляет собой реактивный момент, обусловленный явнополюсным исполнением ротора [68], [69], [70], [71], [72]. Угловая характеристика согласно выражению (12), представлена на Рисунок 34.

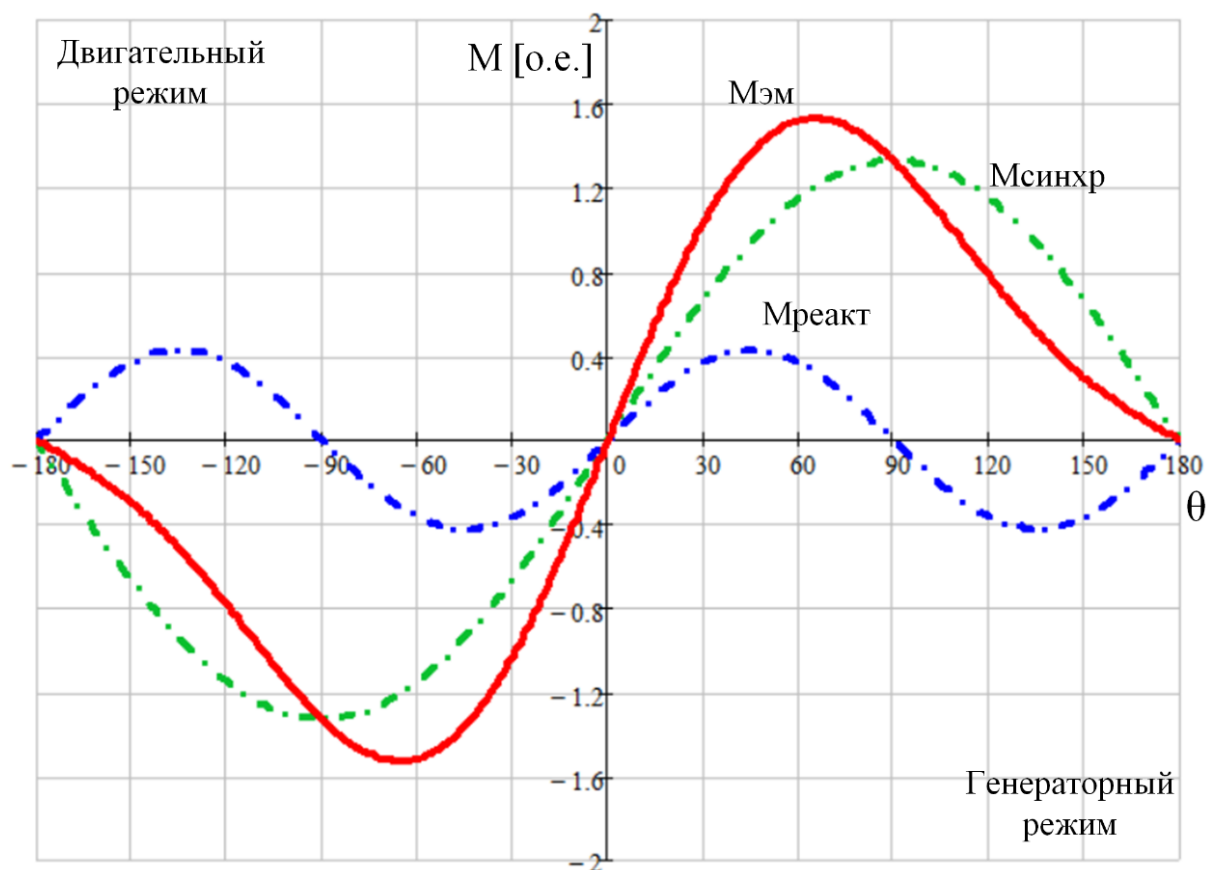


Рисунок 34 – Угловая характеристика явнополюсной синхронной машины

Выражение (12) содержит напряжение и ЭДС машины, с точки зрения управления моментом синхронной машины с помощью инвертора напряжения, справедливо записать это выражение относительно амплитуды и фазы тока статора ТСГ. Активная мощность, потребляемая двигателем, определяется следующим выражением [73], [74], [75] (13):

$$P_{эл}(I, U, \varphi) = m \cdot I \cdot U \cdot \cos(\varphi). \quad (13)$$

Исходя из условий максимального момента угловой характеристики явнополюсного генератора (Рисунок 34), максимальный момент в двигательном режиме будет находиться в диапазоне изменения угла нагрузки θ , в диапазоне от -90 до -45 градусов. В соответствии с этим условием, построим векторную диаграмму синхронной машины (Рисунок 35).

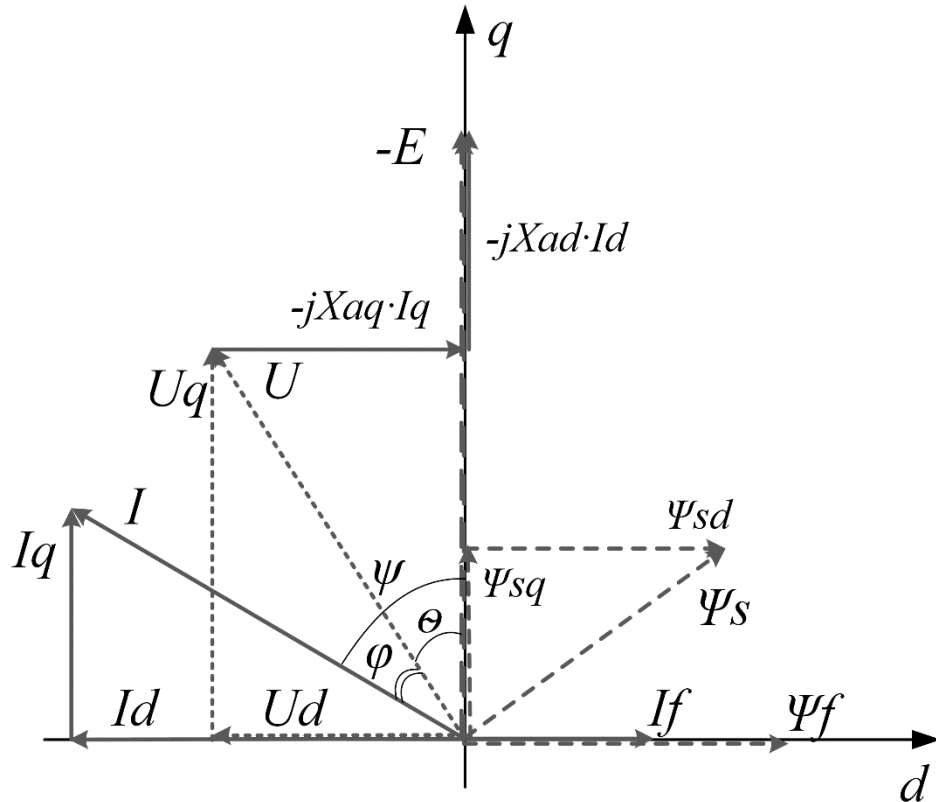


Рисунок 35 – Векторная диаграмма напряжений и токов явнополюсной синхронной машины

Исходя из векторной диаграммы синхронной машины (Рисунок 35), выражение (13) можно представить в следующей форме:

$$P_{эл}(I, U, \varphi) = m \cdot I \cdot U \cdot \cos(\psi - \theta). \quad (14)$$

В соответствии с векторной диаграммой $\sin \theta = \frac{I \cdot x_q}{U} \cdot \cos \psi$ и $\cos \theta = \frac{E - I \cdot x_d}{U} \cdot \sin \psi$,

следовательно, выражение (14) примет вид:

$$P_{эл}(I, U, \psi) = m \cdot I \cdot U \cdot \cos \psi \cdot \frac{E - I \cdot x_d}{U} \cdot \sin \psi + m \cdot I \cdot U \cdot \sin \psi \cdot \frac{I \cdot x_q}{U} \cdot \cos \psi, \quad (15)$$

$$P_{эл}(I, U, \psi) = m \cdot I \cdot E \cdot \cos \psi - m \cdot I^2 \cdot E \cdot x_d \cdot \cos \psi \cdot \sin \psi + m \cdot I^2 \cdot x_q \cdot \sin \psi \cdot \cos \psi, \quad (16)$$

$$P_{эл}(I, \psi) = m \cdot I \cdot E \cdot \cos \psi + m \cdot I^2 \cdot \sin \psi \cdot \cos \psi \cdot (x_q - x_d). \quad (17)$$

При $\sin(2\psi) = 2 \cos \psi \sin \psi$ [76], выражение (17), можно представить как:

$$P_{эл}(I, \psi) = m \cdot I \cdot E \cdot \cos \psi + m \cdot I^2 \cdot \sin(2\psi) \frac{(x_q - x_d)}{2}. \quad (18)$$

Из выражения (18) получим значение момента:

$$M_{эл}(I, \psi) = \frac{p \cdot m}{\omega} \left[I \cdot E \cdot \cos \psi + I^2 \cdot \sin(2\psi) \frac{(x_q - x_d)}{2} \right]. \quad (19)$$

Электромагнитный момент двигателя, используемого в качестве электростартерного устройства, равен механической нагрузке с учетом КПД электродвигателя, в соответствии с этим, искомый момент примет вид:

$$M_{эм}(I, \psi) = \frac{p \cdot m}{\omega \cdot \eta} \left[I \cdot E \cdot \cos \psi + I^2 \cdot \sin(2\psi) \frac{(x_q - x_d)}{2} \right]. \quad (20)$$

По полученному выражению видно, что синхронная составляющая момента зависит от амплитуды и фазы тока статора, а также от ЭДС синхронной машины. Действующее значение ЭДС явнополусной синхронной машины определяется следующим выражением:

$$E_0 = 4,44 \cdot f \cdot \Phi_f \cdot k_{об} \cdot w_f. \quad (21)$$

где Φ_f – магнитный поток обмотки возбуждения основного каскада, $k_{об}$ – обмоточный коэффициент, w_f – количество витков. Магнитный поток можно выразить через потокосцепление:

$$\Phi_f = \frac{\Psi_f}{w_f \cdot k_{об}}. \quad (22)$$

В свою очередь, потокосцепление магнитного потока с обмоткой якоря:

$$\Psi_f = M_{fd} \cdot I_f. \quad (23)$$

где M_{fd} – взаимная индуктивность обмотки возбуждения с фазой обмотки статора. Величина M_{fd} определяется из характеристики холостого хода, как функция от ЭДС машины, учитывая нелинейность ЭДС, взаимоиндукция также является криволинейной функцией. Рисунок 36 отображает, экспериментально полученную, характеристику холостого хода трехкаскадного синхронного генератора, соответствующую скорости 6000 об/мин. Взаимоиндукцию M_{fd} определим из характеристики ХХ в соответствии со следующим выражением:

$$M_{fd} = \frac{\sqrt{2}E_0}{\omega \cdot I_f}. \quad (24)$$

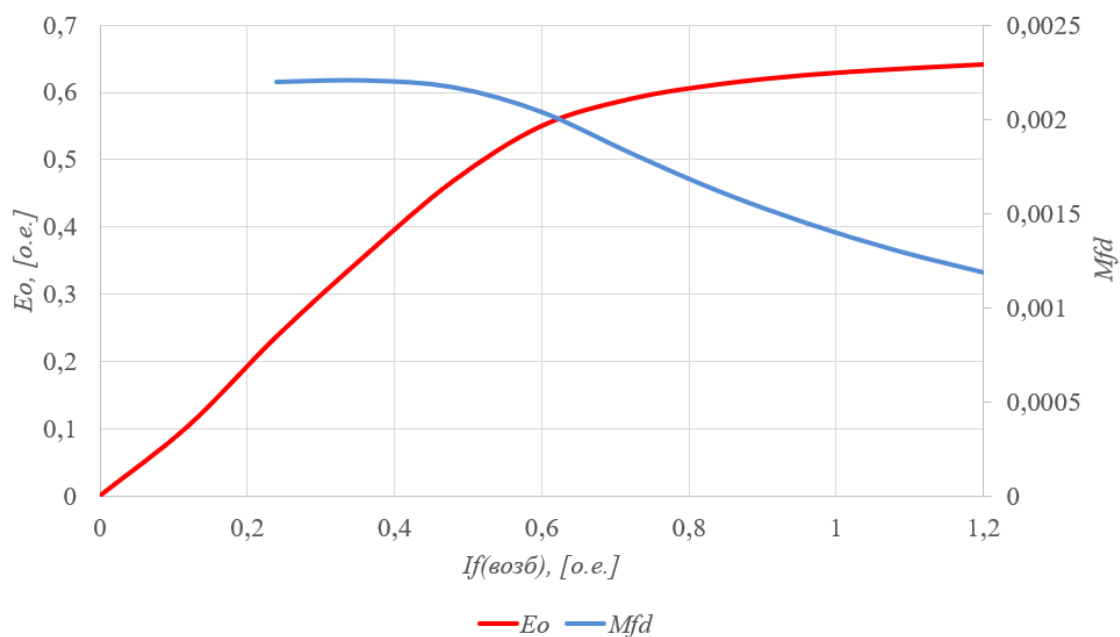


Рисунок 36 – Характеристика холостого хода синхронного генератора

На Рисунок 37 представлена зависимость ЭДС синхронной машины от скорости вала. Функция изменения $E_o(n)$ получены двумя способами, в первом случае на основе уравнения (21), принимая тот факт что в трехкаскадном синхронном генераторе ток возбуждения основного генератора также зависит от скорости, и принимая допущение, что до скорости в 0,55 от номинальной можно пренебречь насыщением, мы получим квадратичную зависимость - $E_o(approx)$. Вторая зависимость $E_o(exp)$ на основании семейства характеристик холостого хода, при номинальном постоянном токе возбуждения.

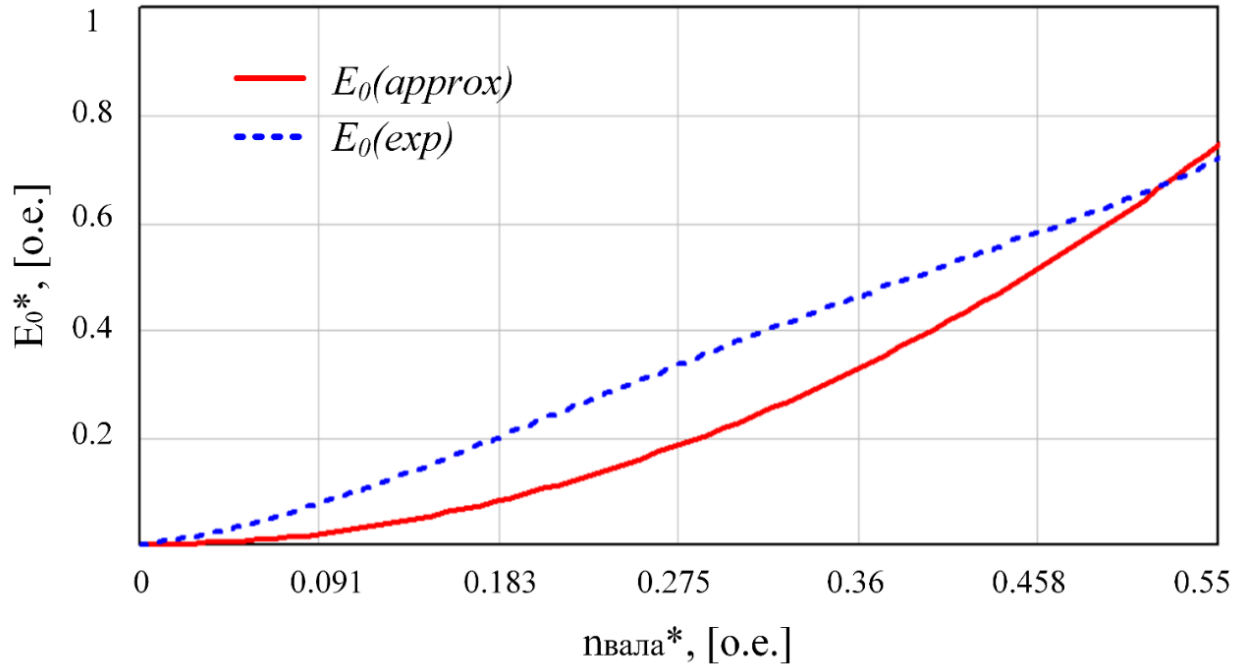


Рисунок 37 – Зависимость ЭДС ТСГ от скорости вращения вала

Выражение (20) с учетом выражений (21), (22) и (23) принимает вид:

$$M_{эм}(I, \psi) = \frac{p \cdot m}{\eta} \left[I_{cm} \cdot M_{fd} \cdot I_f \cos \psi + I_{cm}^2 \cdot \sin(2\psi) \frac{(L_q - L_d)}{2} \right]. \quad (25)$$

Таким образом получено выражение для момента трехкаскадного синхронного генератора, зависящее от параметров, регулируемых инвертором напряжения – амплитуда и фаза тока относительно ЭДС машины, а также ток возбуждения основного генератора, который регулируется с помощью внешнего блока регулирования, защит и управления (БРЗУ). При синхронизации системы управления с вектором ЭДС машины, удобно регулировать угол ψ с помощью регулирования составляющих токов статора во вращающейся системе координат – dq [77], [78], [79], [80]. На Рисунок 38 представлена зависимость изменения токов от угла ψ в системе dq-координат.

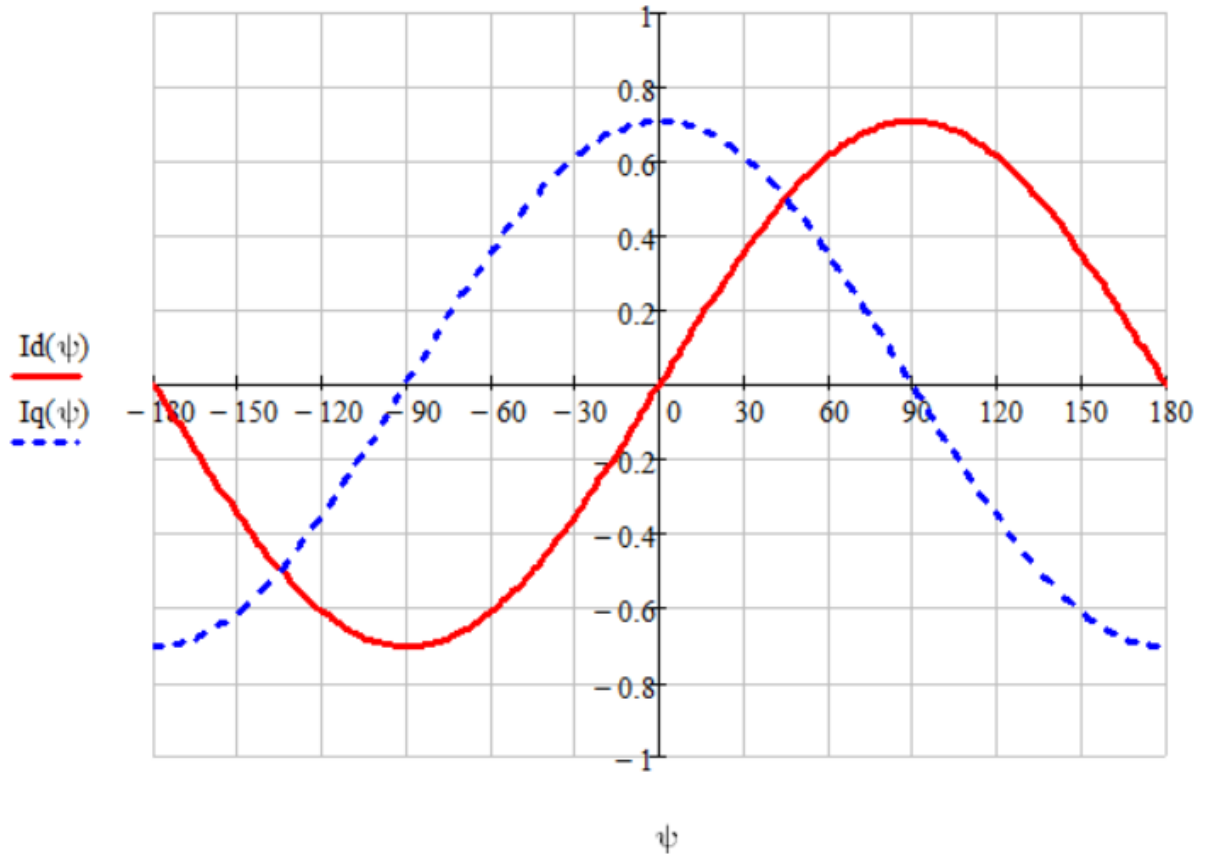


Рисунок 38 – Зависимость токов в системе координат dq от угла ψ

Сохраняя соотношение действующего значения тока статора, согласно выражению (26), можно менять соотношение составляющих dq-токов, в соответствии с представленным выше графиком (Рисунок 38).

$$I_{cm} = \sqrt{I_d^2(\psi) + I_q^2(\psi)}. \quad (26)$$

В свою очередь допустимая амплитуда тока статора ограничена напряжением питания инвертора, противо-ЭДС машины и комплексным импедансом обмоток статора, в соответствии с этими ограничениями получена зависимость максимально допустимого тока инвертора напряжения (Рисунок 39).

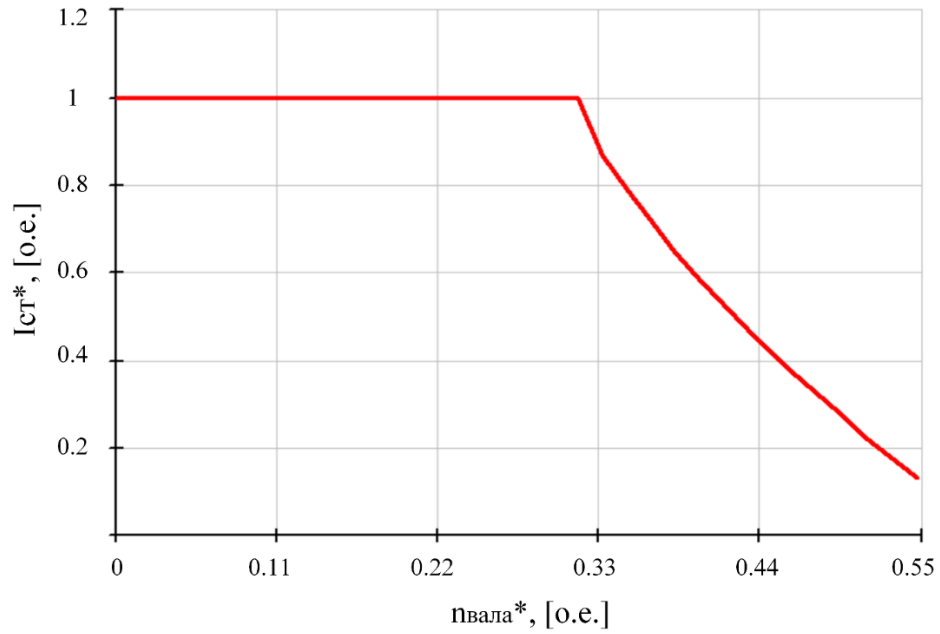


Рисунок 39 – Зависимость тока статора от скорости вращения вала

Согласно полученным выражениям и зависимостям пусковой момент при нулевой скорости будет изменяться согласно реактивной составляющей момента (Рисунок 40).

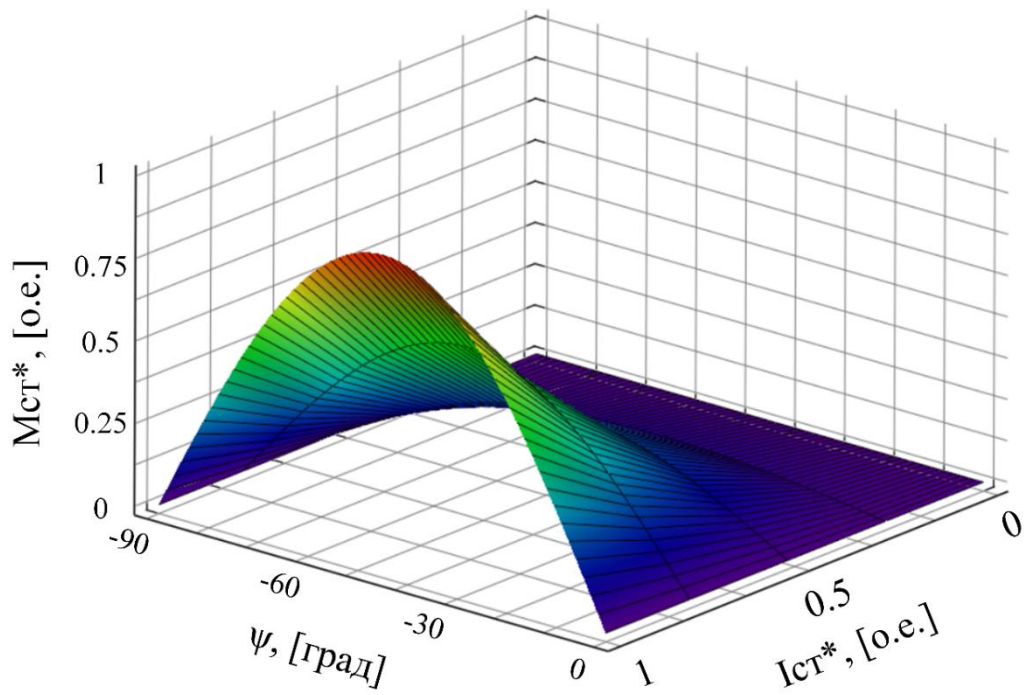


Рисунок 40 – Зависимость пускового момента ТСГ от значения тока статора

После приведения вала ТСГ во вращение, появляется ЭДС на обмотке якоря возбудителя, которая в свою очередь создает ток возбуждения основного генератора. На Рисунок 41 показана зависимость тока возбуждения ОГ от тока возбуждения возбудителя в точке постоянной скорости вала, равной 6600 об/мин. Как видно из графика, зависимость, до двукратного превышения тока возбудителя, является линейной.

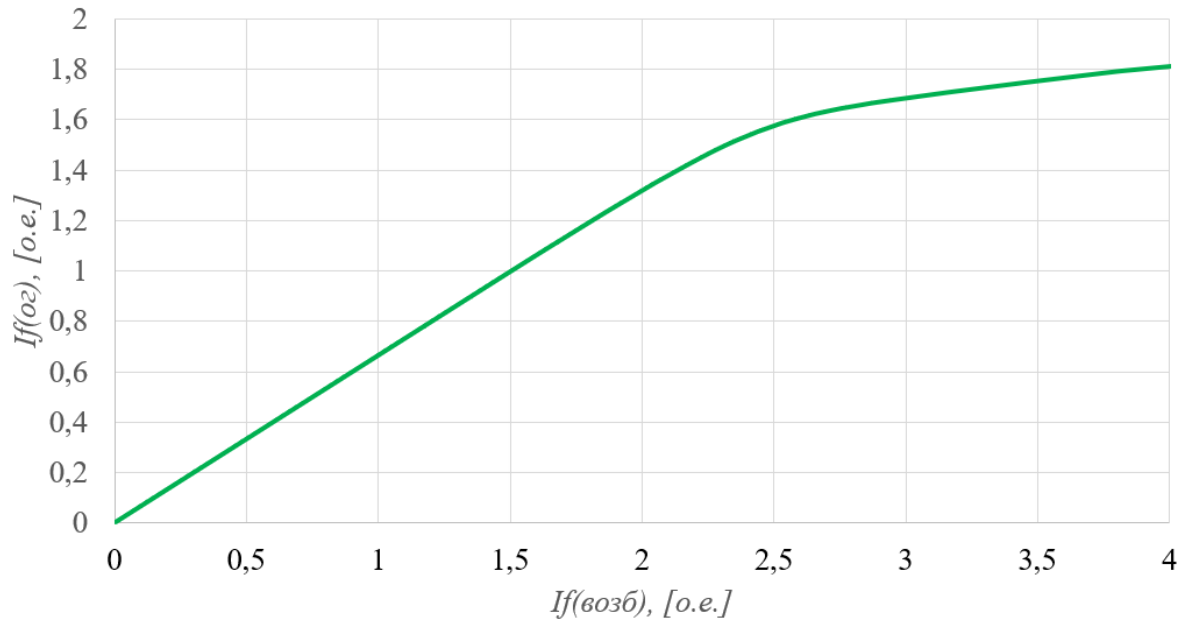


Рисунок 41 – Зависимость тока возбуждения основного генератора от тока возбуждения возбудителя

Помимо регулирования тока индуктора ОГ, с помощью возбудителя, в силу конструктивных особенностей трехкаскадного синхронного генератора, существует зависимость от скорости вращения вала (Рисунок 42).

На основании известной зависимости тока возбуждения от скорости и выражения (25), можно получить график изменения максимально возможного электромагнитного момента исследуемого генератора – Рисунок 43. Также при построении графика были приняты во внимание следующие условия ограничений: ток статора ограничен максимально допустимым значением, соответствующему длительному режиму работы, напряжение питания инвертора ограничено выпрямленной трехфазной сетью переменного тока бортовой сети летательного аппарата.

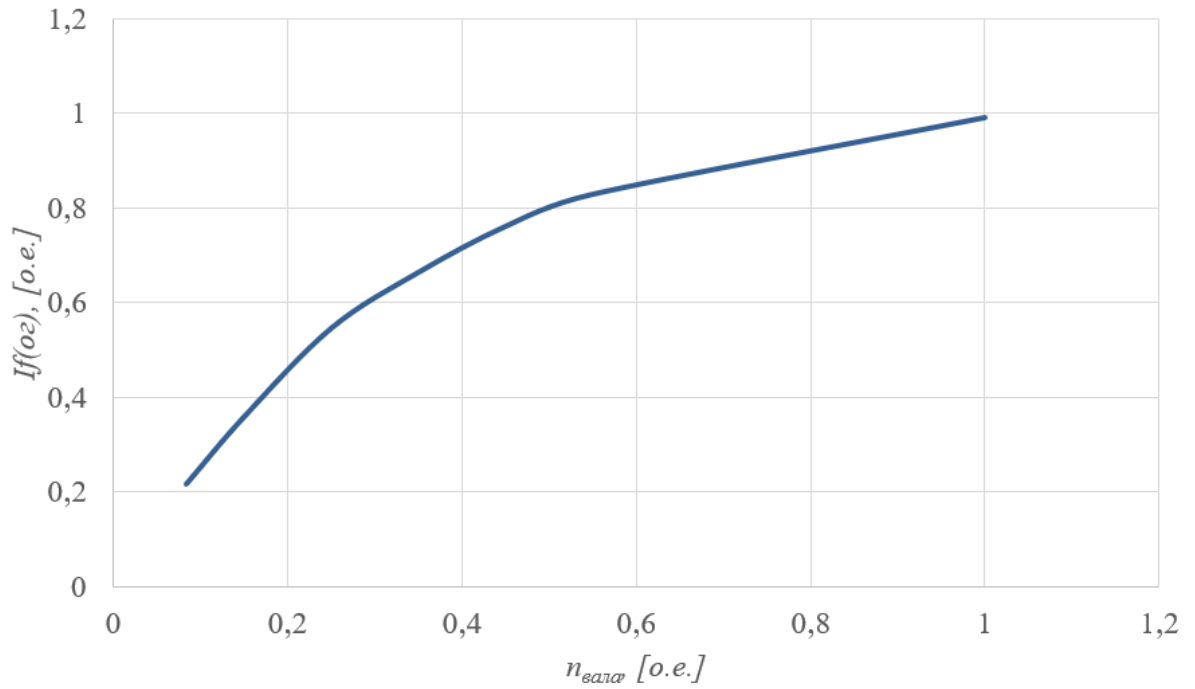


Рисунок 42 – Зависимость тока возбуждения основного генератора от скорости вращения вала

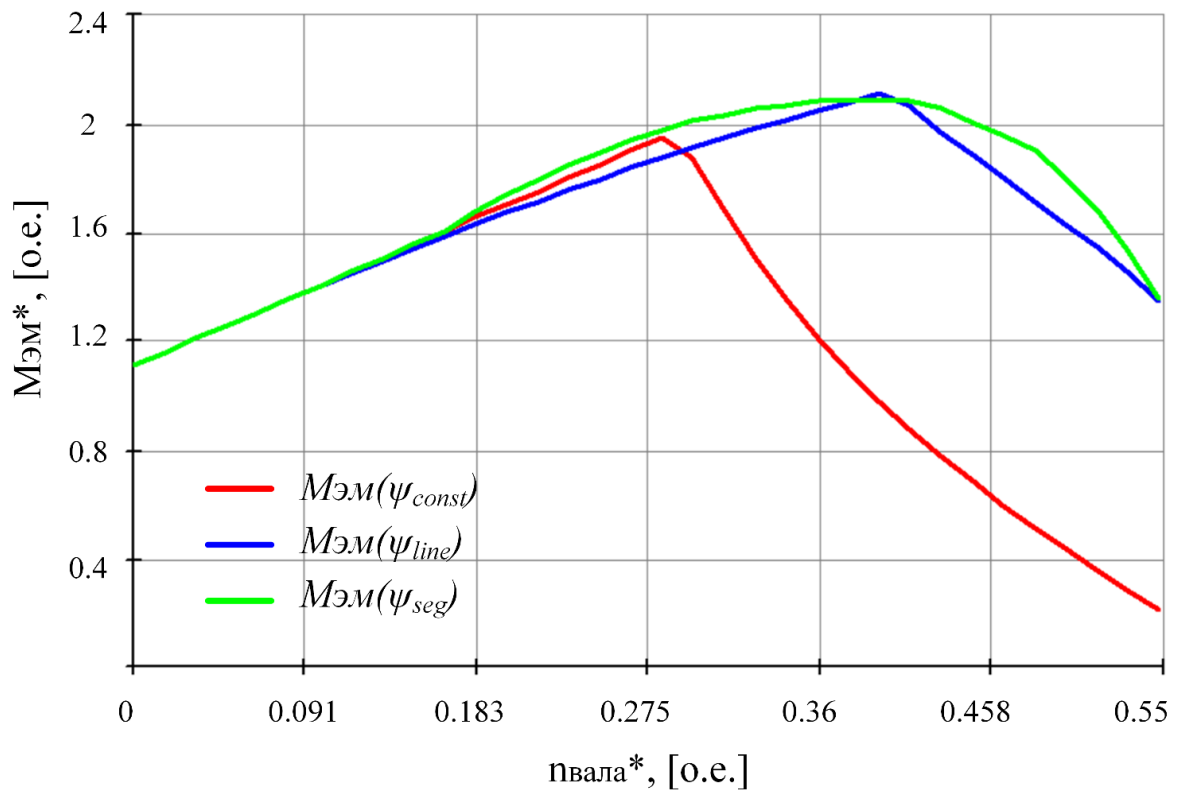


Рисунок 43 – Зависимость максимального электромагнитного момента от скорости вращения вала

Представленная на Рисунок 43, зависимость электромагнитного момента, при постоянном угле – ψ_{const} , показывает резкое уменьшение момента после точки перегиба, обусловленной достижением максимального коэффициента модуляции инвертора. По мере увеличения скорости вращения вала, постоянно присутствующая реактивная составляющая в токе статора, перестает быть основной составляющей момента, так как синхронная составляющая имеет квадратичную зависимость, в соответствии с выражением (25). При линейном изменении угла ψ_{line} , на протяжении всего этапа разгона ТСГ, момент остается больше максимального момента нагрузки на всем этапе запуска. Принимая в качестве критерия оптимального управления максимальный электромагнитный момент ТСГ, можно выделить зоны оптимального угла ψ_{seg} . На Рисунок 44 представлен график изменения угла ψ от скорости, где ψ_{const} - постоянный угол управления, равный -45° , ψ_{line} - линейно изменяющийся угол в диапазоне от -45° до 0° , ψ_{seg} - оптимальный угол управления.

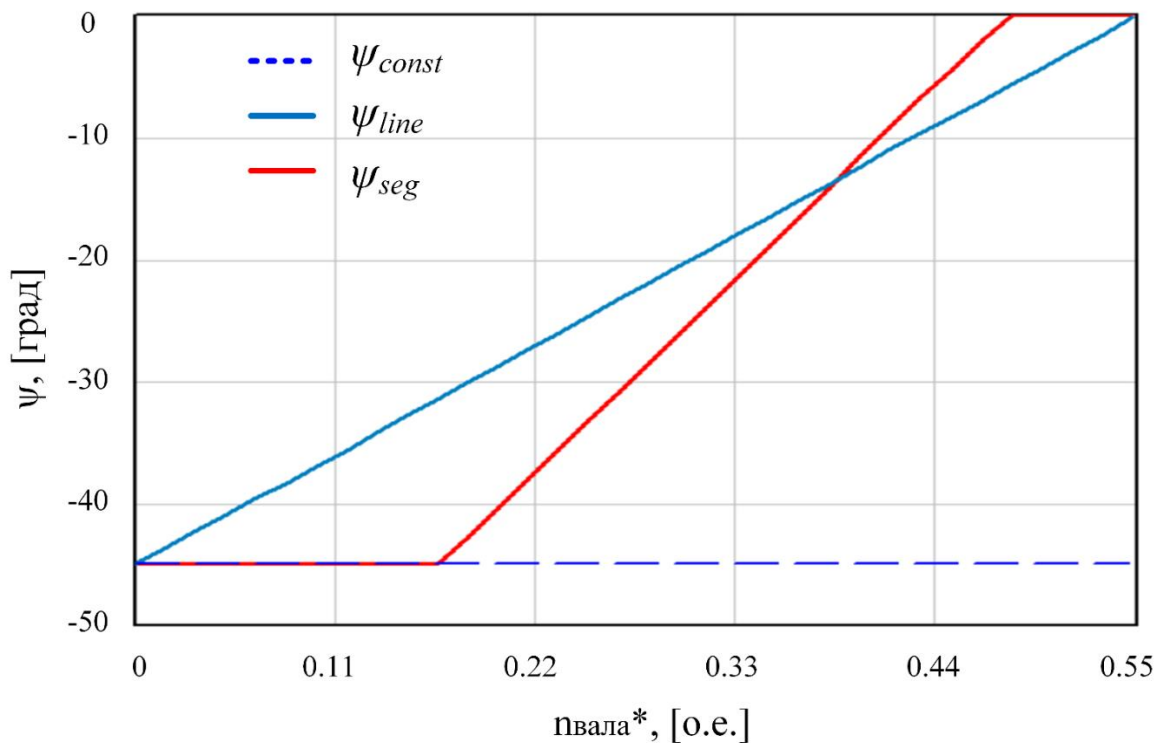


Рисунок 44 – Зависимость изменения угла управления от скорости

Угол нагрузки – θ , который непосредственно будет зависеть от скорости вращения вала и от угла управления, определяется выражением (27):

$$\theta(n, \psi) = \arctan \frac{U_d(n, \psi)}{U_q(n, \psi)}. \quad (27)$$

Напряжение статора по продольной оси, согласно векторной диаграмме (Рисунок 35) определяется выражением:

$$U_d(n, \psi) = I_q(\psi) \cdot x_q(n). \quad (28)$$

Напряжение статора по поперечной оси:

$$U_q(n, \psi) = E_0(n) - I_d(\psi) \cdot x_d(n). \quad (29)$$

Для проверки сохранения условия синхронизации при формировании электромагнитного момента, необходимо проверить сохранение условия $\theta < \theta_{кр}$, на всем протяжении разгона. Критический угол нагрузки определяется следующим выражением (30):

$$\theta_{кр}(n) = \arccos \left[\sqrt{\beta(n)^2 + 0,5} - \beta(n) \right]. \quad (30)$$

Где

$$\beta(n) = \frac{E_0(n)}{4U_1(n, \psi) \cdot \left(\frac{x_d(n)}{x_q(n)} - 1 \right)},$$

$$U_1(n, \psi) = \sqrt{U_q(\psi, n)^2 + U_d(\psi, n)^2}.$$

На Рисунок 45 представлен график зависимости угла нагрузки при трех вариантах изменения угла управления.

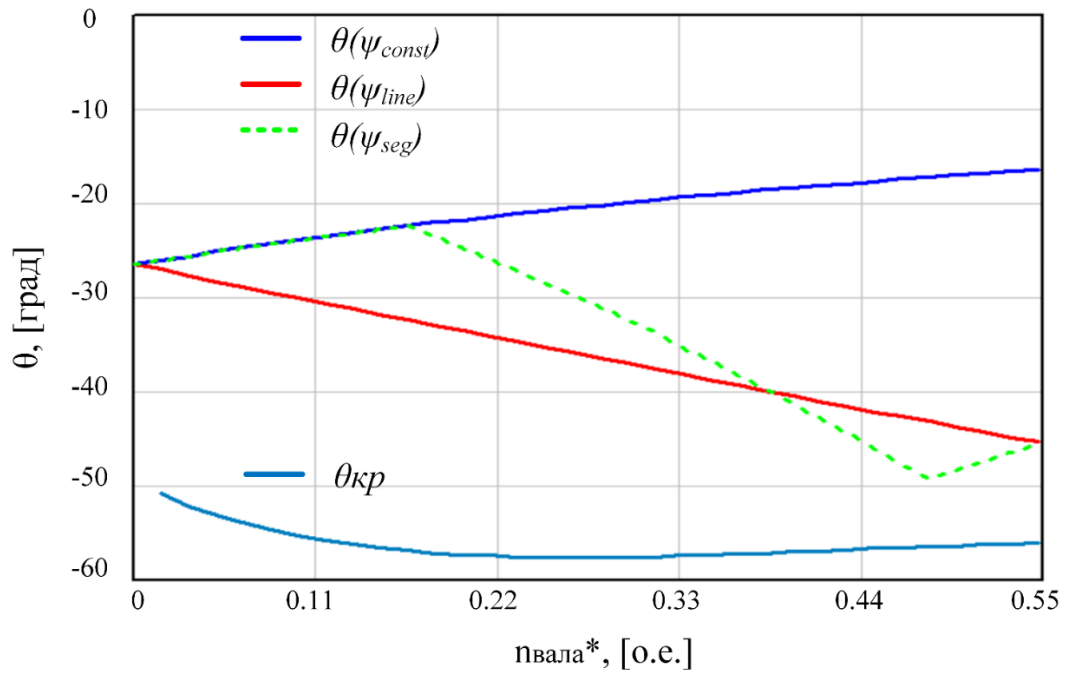


Рисунок 45 – Зависимость угла нагрузки от скорости вала

На Рисунок 46 представлена зависимость максимального электромагнитного момента от угла управления и скорости вращения вала.

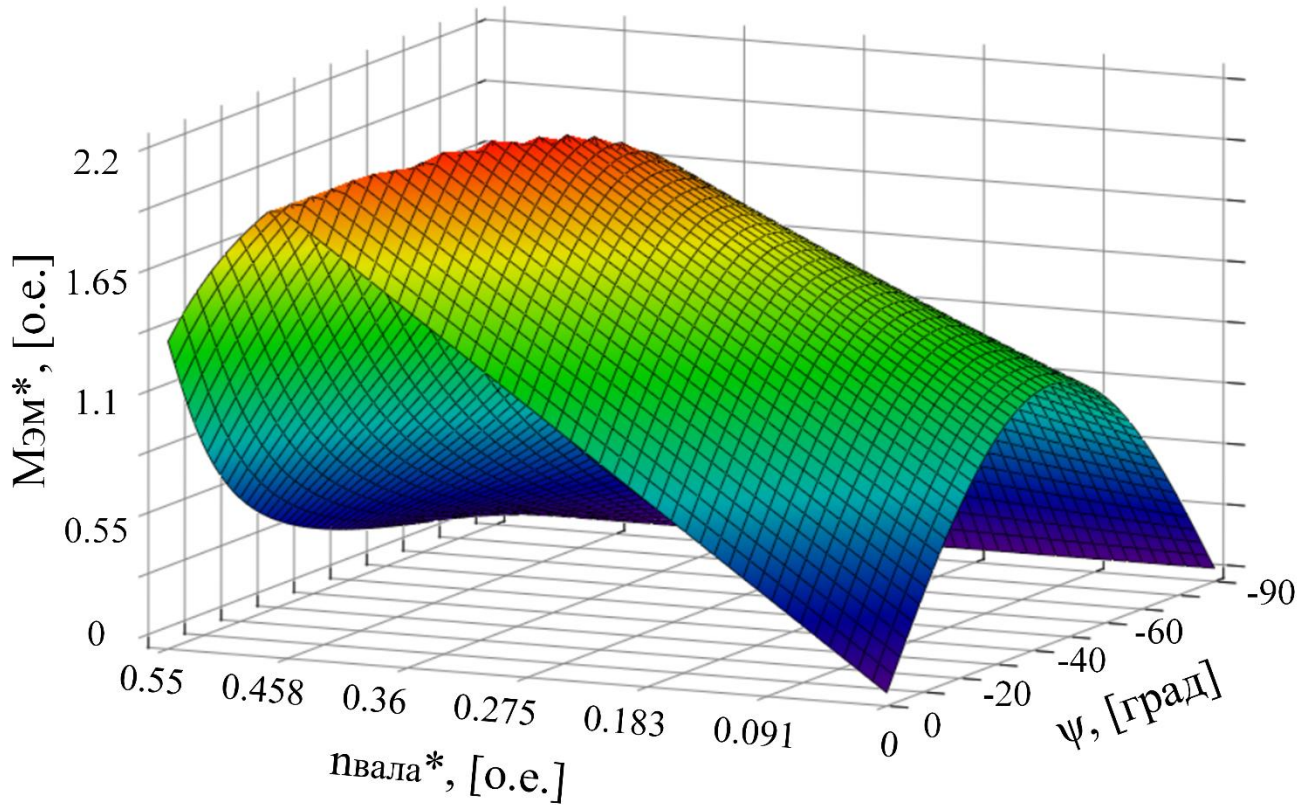


Рисунок 46 – Зависимость максимального электромагнитного момента от угла управления и скорости вращения вала

2.2.1 Результаты моделирования системы запуска с формированием реактивного момента

Аналогично асинхронному пуску, проверка работоспособности системы проводилась с помощью моделирования в программном пакете PSIM. Математическая модель системы запуска не отличается от модели представленной на Рисунок 28 и Рисунок 29. Значительно было переработано программное обеспечение, написанное на языке программирования С, и реализующее функцию изменения угла управления ψ , для создания реактивной составляющей момента ТСГ [81].

Для моделирования были выбраны два условия работы системы:

- Режим линейно возрастающего тока возбуждения основного каскада $I_f(\text{var})$, в зависимости от скорости вала. Создание реактивного момента с фиксированным углом управления $\psi = -45^\circ$.
- Режим линейно возрастающего тока возбуждения основного каскада, в зависимости от скорости вала. Создание реактивного момента с линейно изменяющимся углом в диапазоне от -45° до $0^\circ - \psi_{\text{line}}$.

На Рисунок 47 представлен ток возбуждения основного каскада ТСГ, имеющий линейную зависимость от скорости вращения вала.

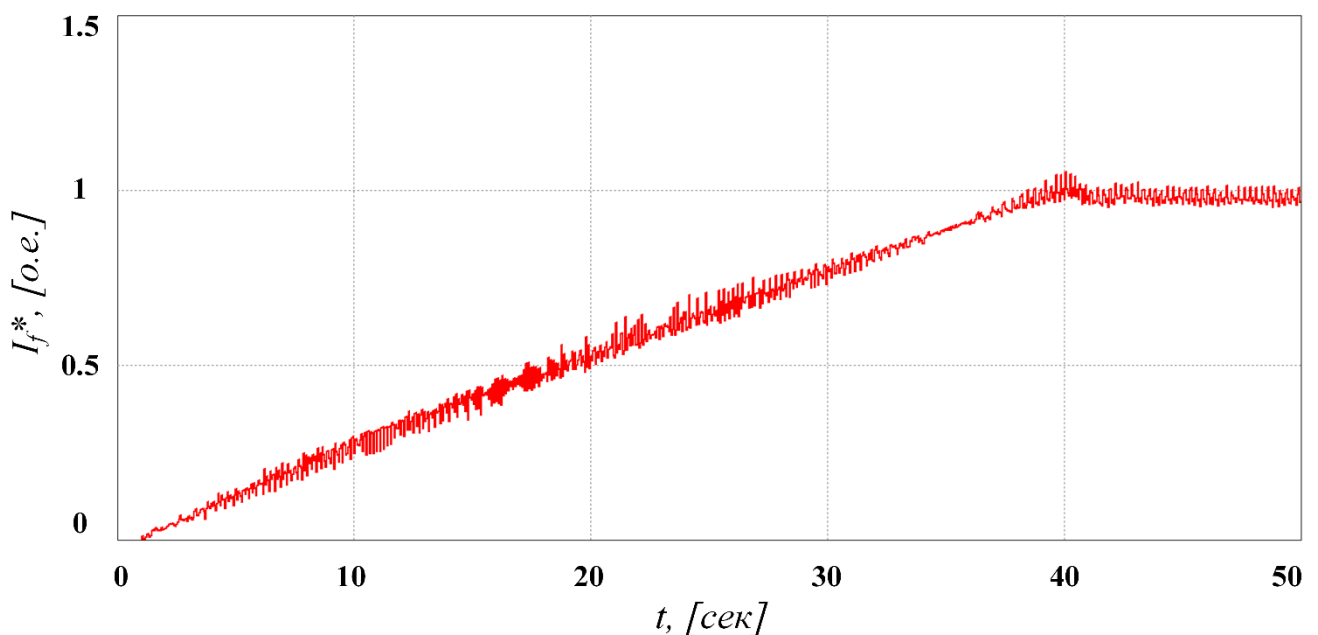


Рисунок 47 – Ток возбуждения основного каскада ТСГ

Фазный ток статора ТСГ представлен на Рисунок 48, первая осциллограмма тока соответствует постоянному углу ψ , вторая – углу ψ изменяющемуся по линейному закону управления, пропорциональному скорости вращения вала. Анализируя осциллограммы тока статора при реактивном пуске, очевидно, что данный способ запуска обеспечивает необходимый уровень пускового момента, однако при фиксированном значении угла ψ , наблюдается повышение амплитудного значения фазного тока, что свидетельствует об избыточном значении реактивной составляющей. Данный эффект исключен благодаря изменению угла ψ в соответствии с критерием оптимальности, что дает номинальный пусковой момент и минимально необходимый ток для отработки момента сопротивления.

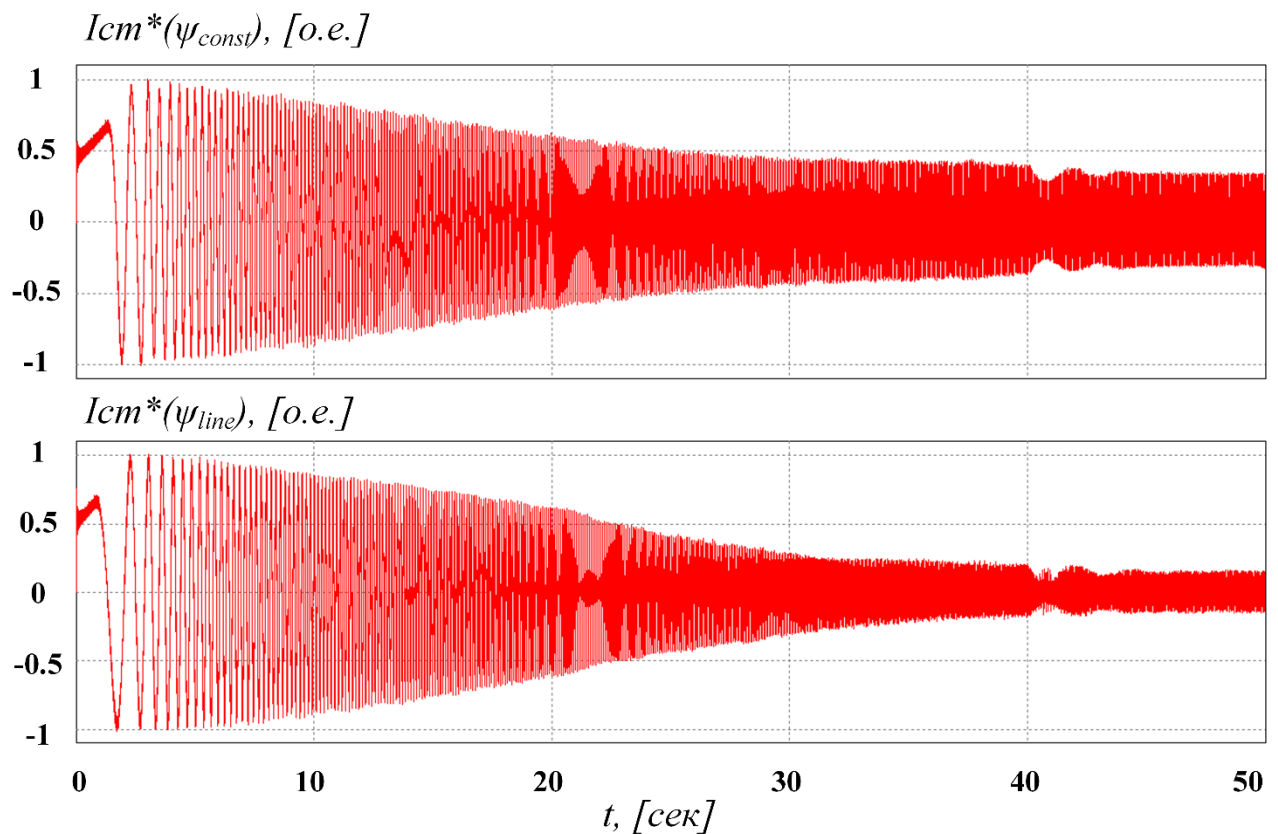


Рисунок 48 – Ток фазы А статора основного каскада ТСГ

Осциллограммы электромагнитного момента и скорости вращения вала представлены на Рисунок 49 и Рисунок 50, соответственно. Как видно из

осциллограмм, система обрабатывает заданный темп разгона и момент сопротивления на валу, не зависимо от условий возбуждения.

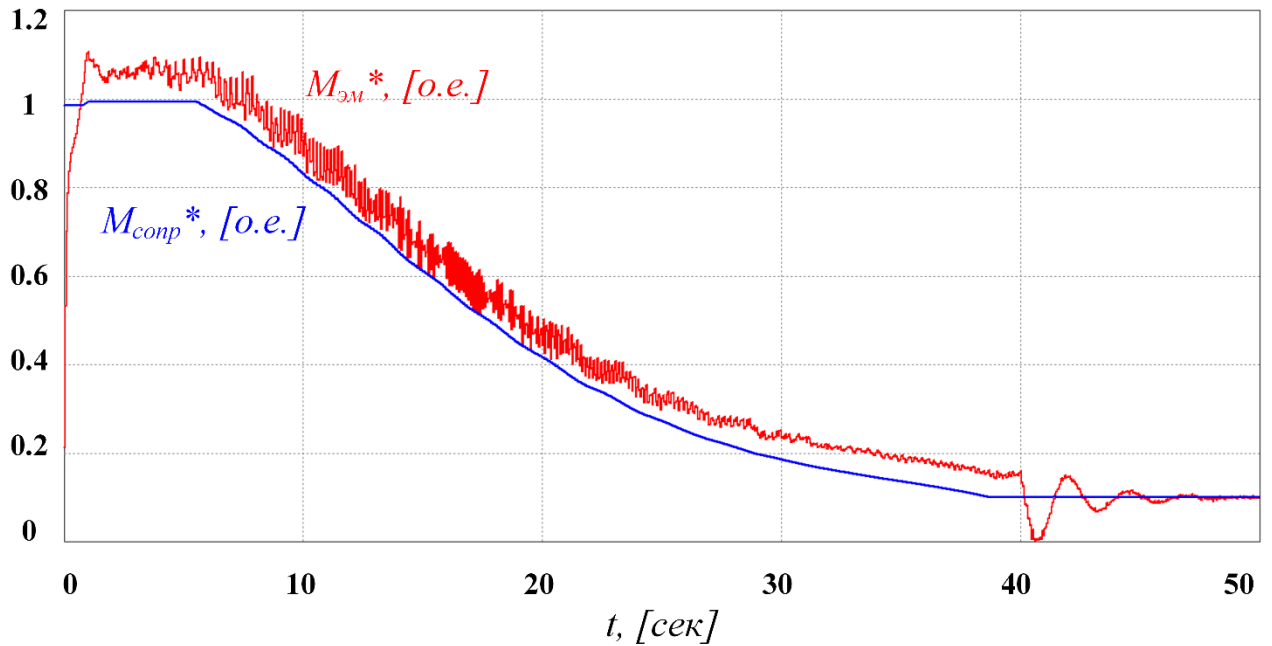


Рисунок 49 – Электромагнитный момент и момент сопротивления на валу

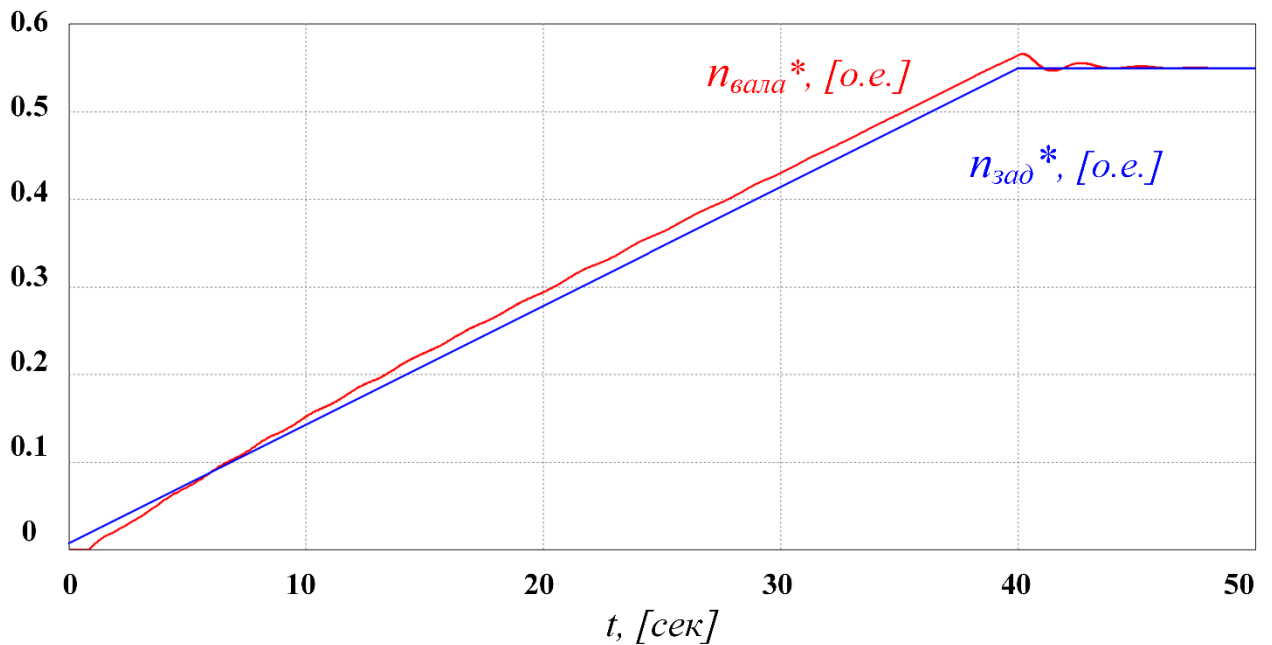


Рисунок 50 – Скорость вала ТСГ

Реализованная электромеханическая система позволяет осуществить электростартерный запуск при моменте сопротивления, соответствующему

моменту газотурбинного двигателя ВСУ летательного аппарата, с помощью штатного трехкаскадного синхронного генератора. Используя метод реактивного пуска синхронного двигателя, решается одна из проблем запуска ТСГ при отсутствии возбуждения на околонулевых скоростях. Математическое имитационное моделирование и аналитический расчет показывают, что разработанная электростартерная система обеспечивает необходимый пусковой момент и требуемый темп разгона авиационного газотурбинного двигателя. При этом ток обмотки статора основного каскада ТСГ не превышает максимально допустимый нагрузочный уровень, что положительно сказывается на ресурсе синхронной машины.

Выводы по Главе 2

Показана возможность реализации двигательных режимов работы трёхкаскадного синхронного генератора с демпферной обмоткой, при помощи формирования асинхронного момента. Найдены соотношения, позволяющие определить длительность асинхронного этапа запуска ТСГ.

Проведен анализ электромагнитных процессов ТСГ при формировании реактивной составляющей электромагнитного момента. Получено выражение для момента трехкаскадного синхронного генератора, зависящее от параметров, регулируемых инвертором напряжения и полупроводниковым преобразователем возбудителя. Получена функция изменения угла управления тока инвертора, позволяющие получить необходимый момент на валу трехкаскадного синхронного генератора при минимизации тока статора.

Разработаны и проверены, на имитационной модели, алгоритмы формирования электромагнитного момента, по средствам регулирования выходных параметров инвертора напряжения, для методов – асинхронного и реактивного пуска. Анализируя полученные результаты моделирования, можно сделать вывод, что предпочтительней с точки зрения энергоэффективности и стабильности регулирования момента, является способ, основанный на формировании реактивной составляющей электромагнитного момента.

ГЛАВА 3 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСТАРТЕРНОГО ЗАПУСКА НА ОСНОВЕ ПОЛУПРОВОДНИКОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ И ТРЕХКАСКАДНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА

Непосредственное управление трехкаскадным синхронным генератором, в режиме электродвигателя, осуществляется с помощью преобразователя частоты, который формирует симметричную систему трехфазных напряжений с заданными частотой и амплитудой первой гармоники. В качестве преобразователя частоты, используется трехфазный инвертор напряжения (ИН) с синусоидальной ШИМ [82], [83], [84]. Для осуществления питания инвертора, необходимо обеспечить необходимый уровень постоянного напряжения на его входе, для авиационных систем этого можно добиться двумя способами – первый, это использовать сеть переменного тока 115 В/400 Гц, выпрямленную через диодный мостовой выпрямитель [32], [85], и второе это повышение напряжения аккумуляторной батареи (АБ) с помощью повышающего DC-DC преобразователя [86], [87], [88]. На Рисунок 51 представлена структура автономной системы запуска ВСУ, работающей от аккумуляторной батареи.

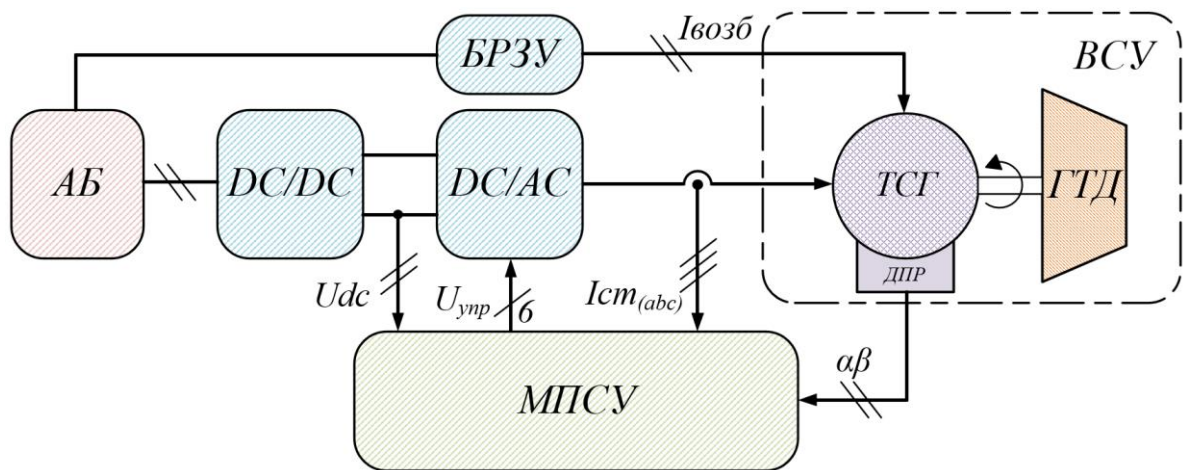


Рисунок 51 – Структурная схема электростартерной системы запуска ВСУ

Микропроцессорная система управления (МПСУ) оцифровывает сигналы обратной связи, необходимые для реализации алгоритмов управления, и управляет

силовыми полупроводниковыми приборами (ключами) инвертора напряжения. Коммутация ключей осуществляется в соответствии с углом положения ротора γ , полученным по сигналам с датчика положения ротора (ДПР), который установлен в трехкаскадном синхронном генераторе. Структура системы векторного управления преобразователем частоты представлена на Рисунок 52.

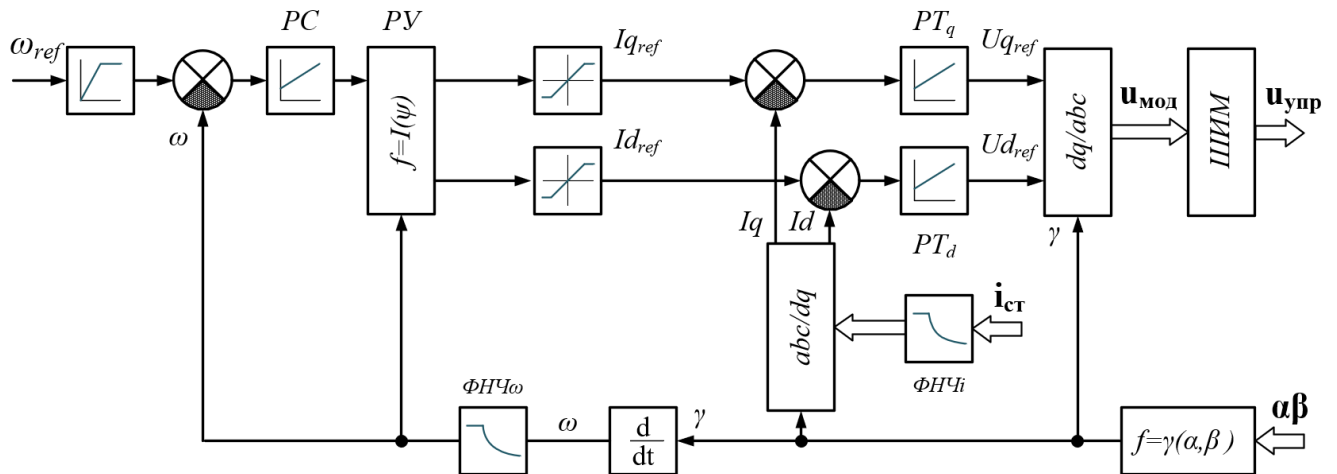


Рисунок 52 – Структурная схема системы управления

Реализованная векторная система управления представляет собой классическую двухконтурную замкнутую систему управления во вращающейся системе dq-координат [89], [90], [91], [92]. Система является полеориентированной, с ориентацией по магнитной оси явнополюсного ротора. Внешний контур осуществляет регулирование скорости с помощью регулятора скорости (РС), входом регулятора является ошибка по скорости, вычисленная из задания и сигнала обратной связи. Сигнал обратной связи вычисляется путем дифференцирования угла положения ротора. Выход регулятора скорости поступает на регулятор угла (РУ) между обобщенным вектором тока статора и противо-ЭДС, согласно выражениям, полученным в Главе 2. Полученные задания на dq-составляющие тока статора сравниваются с сигналами обратной связи, прошедших прямое преобразование Парка-Горевы. Регуляторы тока во вращающейся системе dq-координат – PT_d и PT_q , строятся для d и q проекций соответственно. Сформированные, в результате регулирования токов, сигналы поступают на блок

обратного преобразования Парка-Горева, для получения трехфазной системы модулирующих сигналов для реализации широтно-импульсной модуляции (ШИМ).

3.1 Синтез регуляторов системы управления

Система автоматического регулирования построена в соответствии с принципом подчиненного регулирования, и состоит из двух замкнутых контуров с каскадным включением последовательных корректирующих звеньев [93]. Проведем синтез контуров регулирования путем параметрической оптимизации. Последовательность настройки контуров в данном методе, от внутренних контуров ко внешнему контуру. Таким образом, первым настроим контур тока, состоящий из двух каскадов по dq-составляющим. Так как различия в токовых контурах только в постоянных времени по основной индуктивности, проведем их настройку одновременно. Структурная схема контура регулирования dq-токов статора, представлена на Рисунок 53.

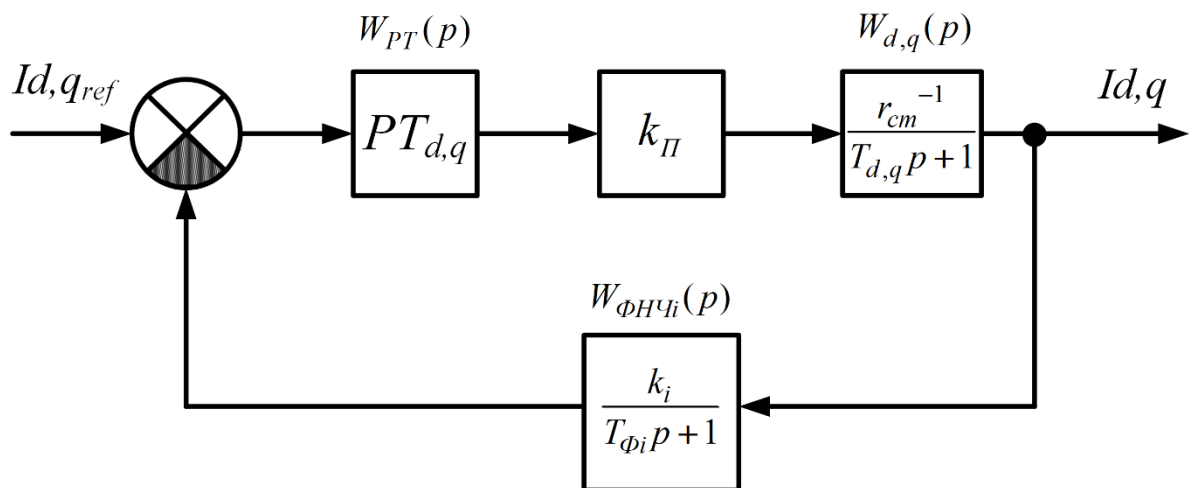


Рисунок 53 – Структурная схема контура регулирования dq-токов статора

Для упрощения описания динамических процессов, связанных с дискретным управлением инвертора напряжения, зададим частоту пропускания контура регулирования фазных токов в 10 раз меньше частоты работы модуля-ШИМ:

$$f_{PT} \leq \frac{f_{ШИМ}}{5}. \quad (31)$$

В итоге передаточная функция инвертора напряжения примет вид пропорционального коэффициента:

$$k_{II} = \frac{U_{DC}}{2 \cdot N_p}, \quad (32)$$

где N_p – амплитуда опорного сигнала ШИМ, U_{DC} – напряжение звена постоянного тока.

Для исключения влияния фильтра тока на передаточную функцию контура тока, частоту пропускания фильтра тока (ФТ), присутствующего в ветви обратной связи, зададим в 5 раз больше частоты пропускания контура регулирования dq-токов:

$$T_{\Phi i} \geq 5 \cdot T_{PT}, \quad (33)$$

Синтез корректирующего звена, выполняется в соответствии с техническим оптимумом, учитывая то, что постоянная времени токового фильтра является некомпенсируемой. Таким образом, желаемая передаточная функция контура регулирования тока в разомкнутом состоянии выглядит следующим образом:

$$W_{жел}(p) = \frac{1}{\xi \cdot T_{\Phi i} p \cdot (T_{\Phi i} p + 1)}, \quad (34)$$

где, ξ – коэффициент демпфирования.

Передаточная функция корректирующего звена контура тока определяется как:

$$W_{PT}(p) = W_{OY}^{-1}(p) \cdot W_{жссл}(p). \quad (35)$$

Для реализации корректирующего устройства в виде ПИ-регулятора, необходимо привести вид передаточной функции к виду:

$$W_{PT}(p) = k_{ПРТ} + \frac{k_{ИРТ}}{p}, \quad (36)$$

где пропорциональный коэффициент регулятора равен:

$$k_{ПРТ} = \frac{L_{d,q}}{\xi \cdot T_{\Phi i} \cdot k_i \cdot k_{\Pi}}, \quad (37)$$

а интегральный коэффициент равен:

$$k_{ИРТ} = \frac{r_S}{\xi \cdot T_{\Phi i} \cdot k_i \cdot k_{\Pi}}. \quad (38)$$

На Рисунок 54 показаны амплитудно-частотная и фазо-частотная характеристики разомкнутого контура регулирования тока. Согласно логарифмическому частотному критерию устойчивости Боде, замкнутый контур тока будет устойчивым, при получившемся запасе по фазе - $\Delta\phi = 65^{\circ}$.

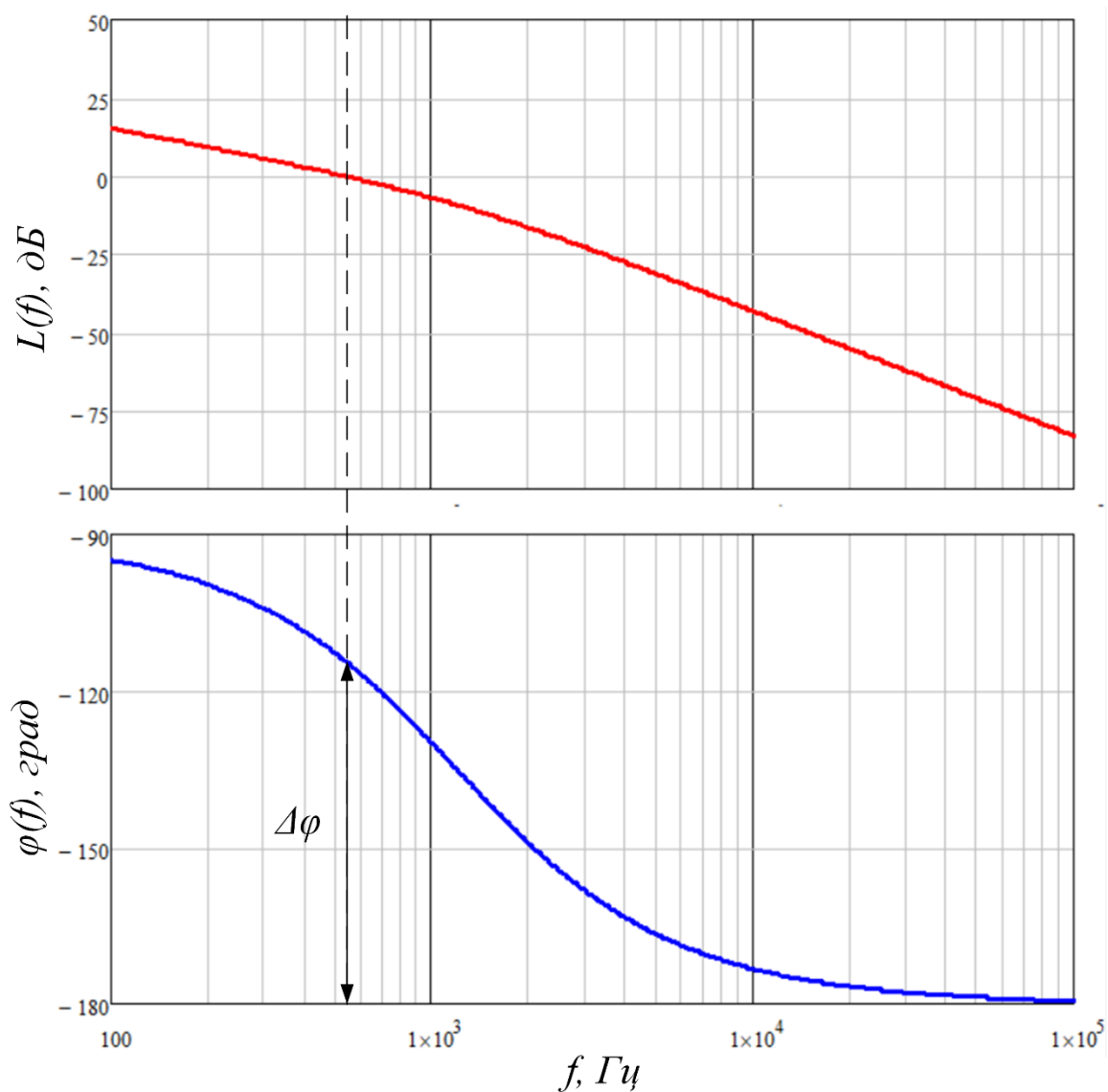


Рисунок 54 – Частотные характеристики разомкнутого контура тока

Для проверки замкнутой системы на устойчивость по критерию Найквиста, был построен годограф для передаточной функции разомкнутой системы (Рисунок 55). Из полученного графика видно, что характеристика не охватывает точку $(-1; j0)$, что является достаточным условием устойчивости для замкнутой системы.

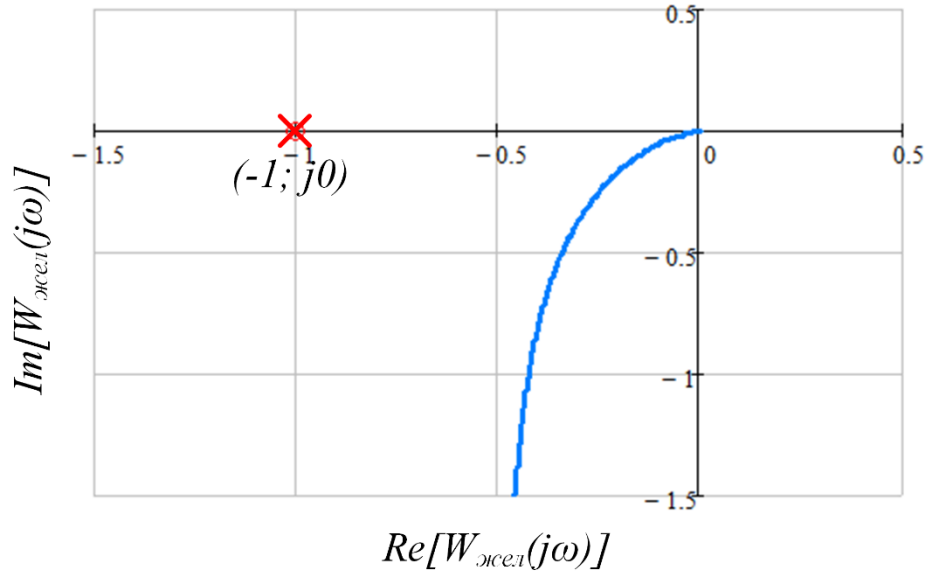


Рисунок 55 – Годограф Найквиста для разомкнутой системы регулирования тока

Синтез замкнутого контура регулирования скорости вращения вала ТСГ, выполним в соответствии с настройкой на симметричный оптимум. Для исключения влияния динамических характеристик внутреннего контура, зададимся частотой пропускания внешнего контура в несколько раз меньше, чем частота пропускания внутреннего контура. Таким образом, некомпенсированной постоянной времени остается постоянная времени контура регулирования скорости – $T_{\Phi\omega}$. С учетом этого, структурная схема контура регулирования скорости будет иметь вид, изображенный на Рисунок 56.

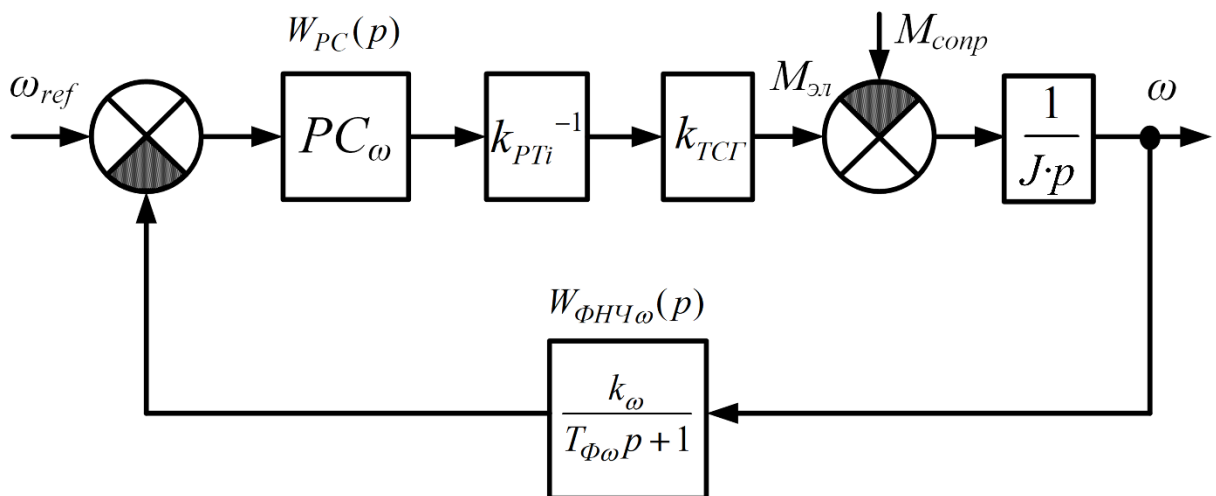


Рисунок 56 – Структурная схема контура регулирования скорости ротора

Коэффициент передачи по моменту – $k_{ТСГ}$, будет определяться как отношение электромагнитного момента к току статора. В соответствии с выражением (25), полученным во 2 Главе, можно получить среднее значение вышеупомянутого коэффициента.

Передаточная функция контура регулирования скорости в разомкнутом состоянии, в соответствии с симметричным оптимумом, выглядит следующим образом:

$$W_{CO}(p) = \frac{\xi^2 T_{\Phi\omega} p + 1}{\xi^3 (T_{\Phi\omega} p)^2 (T_{\Phi\omega} p + 1)}. \quad (39)$$

Передаточная функция корректирующего звена определяется согласно выражению (35). Аналогично корректирующему устройству внутреннего контура, приведем передаточную функцию к виду соответствующему ПИ-регулятору, приведенному в выражении (70). В итоге получим следующие пропорциональный и интегральный коэффициенты:

$$k_{РСИ} = \frac{J \cdot k_i}{\xi \cdot k_{\omega} k_m T_{\Phi\omega}}, \quad (40)$$

$$k_{РСИ} = \frac{J \cdot k_i}{\xi^3 T_{\Phi\omega}^2 k_{\omega} k_m}.$$

По полученным амплитудно-частотной и фазо-частотной характеристикам (Рисунок 57), согласно логарифмическому частотному критерию устойчивости Боде, запас по амплитуде равен $\Delta L = 60$ дБ, а запас по фазе – $\Delta\phi = 28^\circ$, что является условием устойчивости для замкнутого контура регулирования.

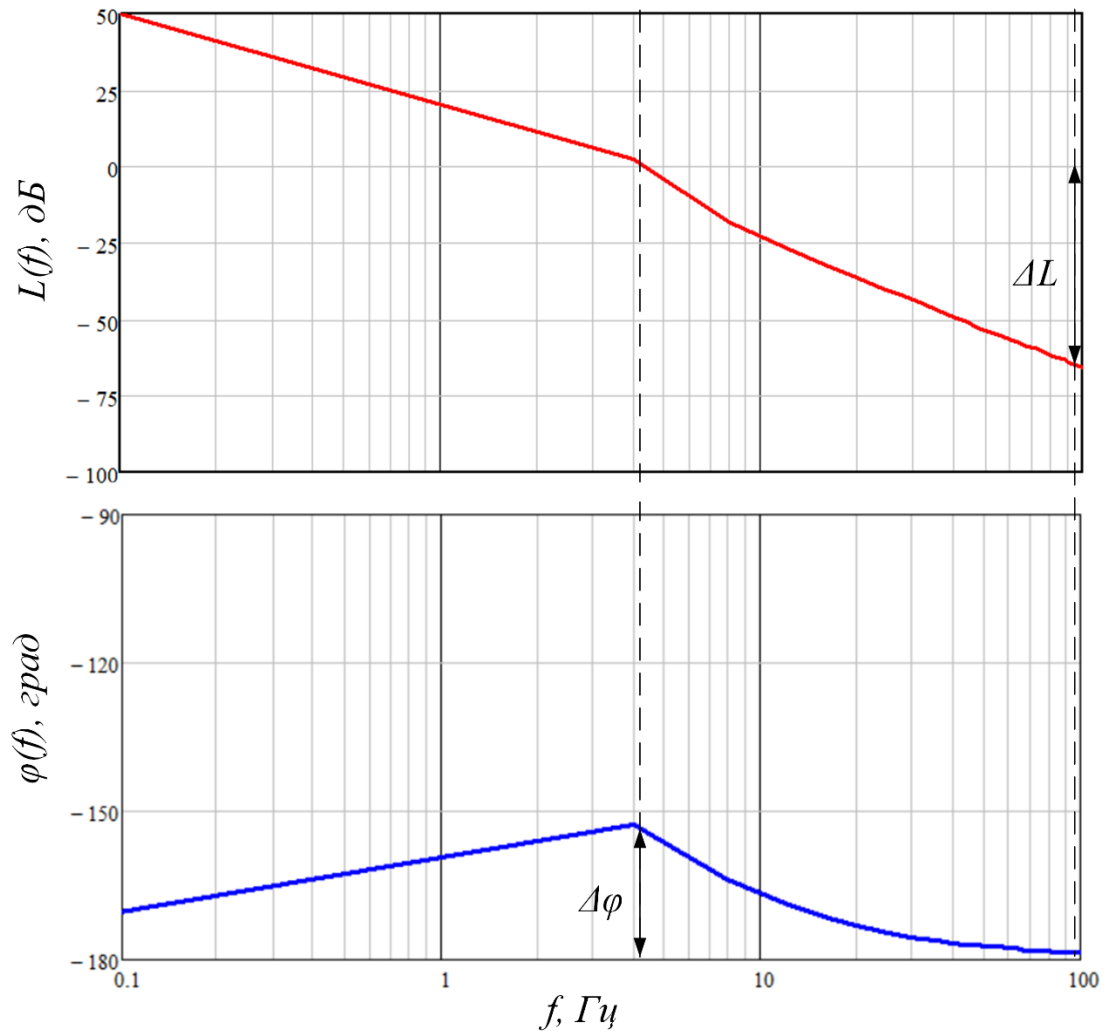


Рисунок 57 – Частотные характеристики разомкнутого контура скорости

Аналогично проверки на устойчивость внутреннего контура, был построен годограф Найквиста (Рисунок 58). Анализируя график, можно сделать вывод о том, что характеристика не охватывает точку $(-1; j0)$, что является достаточным условием устойчивости для замкнутой системы по критерию Найквиста.

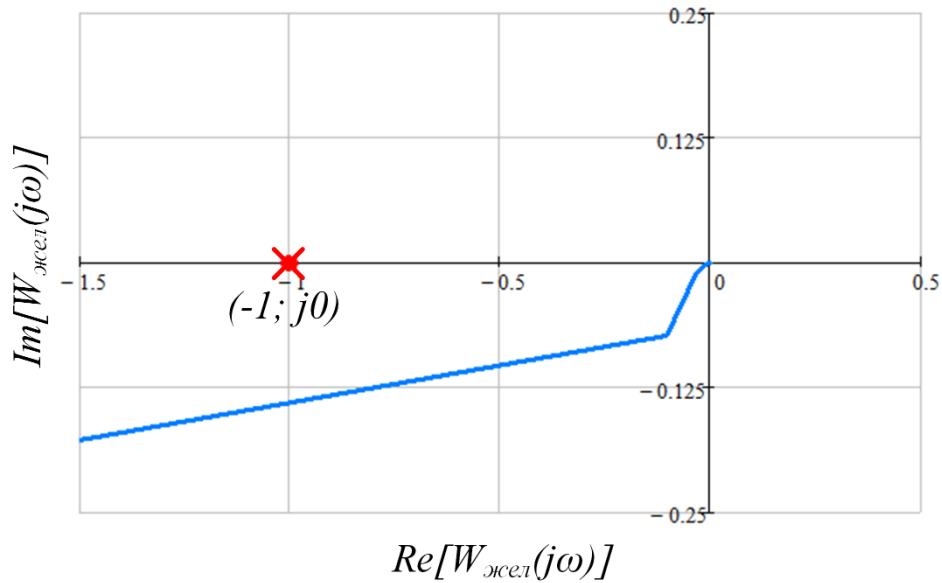


Рисунок 58 – Годограф Найквиста для разомкнутой системы регулирования скорости

При синтезе на симметричный оптимум значение перерегулирования переходного процесса достигает 43%, что является недостатком полученных результатов, и объясняется наличием полинома в числителе передаточной функции разомкнутого контура. Для того, чтобы данный полином не влиял на переходную характеристику системы, добавим в контур регулирования апериодический фильтр постоянной времени, равной постоянной времени форсирующего звена:

$$W_{\phi}(p) = \frac{1}{\xi^2 \cdot T_{\phi\omega} p + 1}. \quad (41)$$

Полученные переходные характеристики при единичном воздействии на систему, представлены Рисунок 59, как видно из характеристик, добавленный фильтр улучшил качество переходного процесса до параметров, удовлетворяющих требования к разрабатываемой системе.

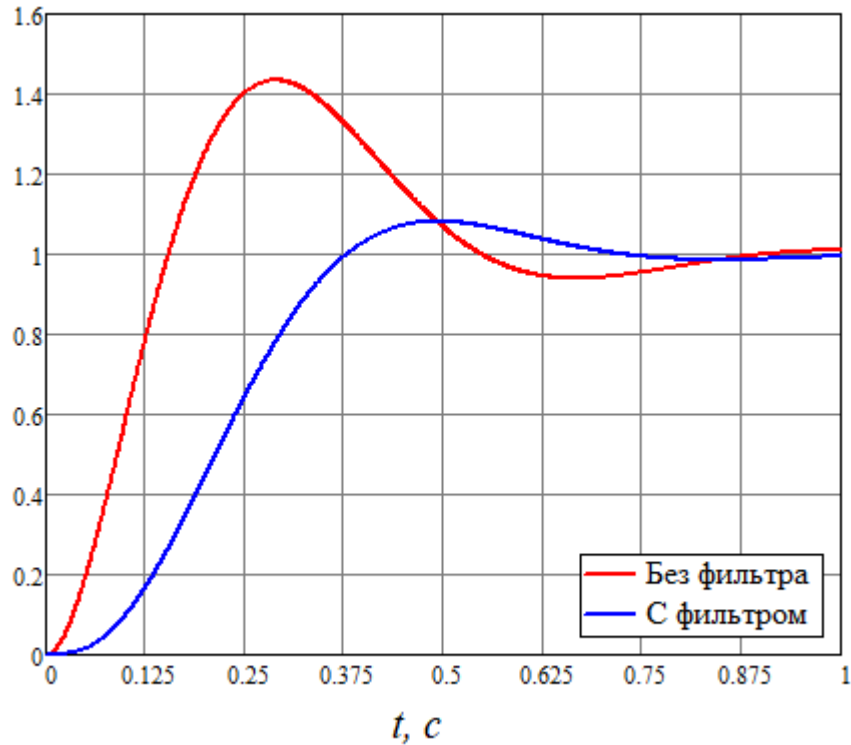


Рисунок 59 – Переходные характеристики системы

3.2 Математическая модель системы запуска на основе трехкаскадного синхронного генератора и инвертора напряжения

Рассмотрим систему инвертор напряжения – трехкаскадный синхронный генератор, при следующих допущениях:

- ✔ магнитная система ТСГ линейна, ЭДС холостого хода e_0 имеет синусоидальную форму;
- ✔ ИН с помощью обратных связей по основной гармонике представляет собой источник тока с заданной величиной тока I_1 , а по высшим гармоникам – источник напряжения;
- ✔ фаза основной гармоники тока ИН совпадает с фазой ЭДС ТСГ, т.е. ток сориентирован по поперечной оси ТСГ (ось q);
- ✔ силовые ключи ИН идеальны;
- ✔ рассматривается установившийся режим работы;
- ✔ ввиду симметрии фаз ТСГ рассмотрению подлежит одна фаза.

Запишем выражения для тока и напряжения инвертора напряжения при работе на синхронный генератор:

$$i = I_1 \sin \omega t + \sum_i I_i \sin(\omega_i t + \phi_i), \quad (42)$$

$$u_{\text{ин}} = U_1 \sin(\omega t - \theta) + \sum_i U_i \sin(\omega_i t + \delta_i).$$

где, U_1, U_i - амплитудное значение основной (с частотой ω) и i - гармоник, ω_i - частота i - гармоники.

Структурные схемы ТСГ и ИН для основной и i - гармоник приведены на Рисунок 60.

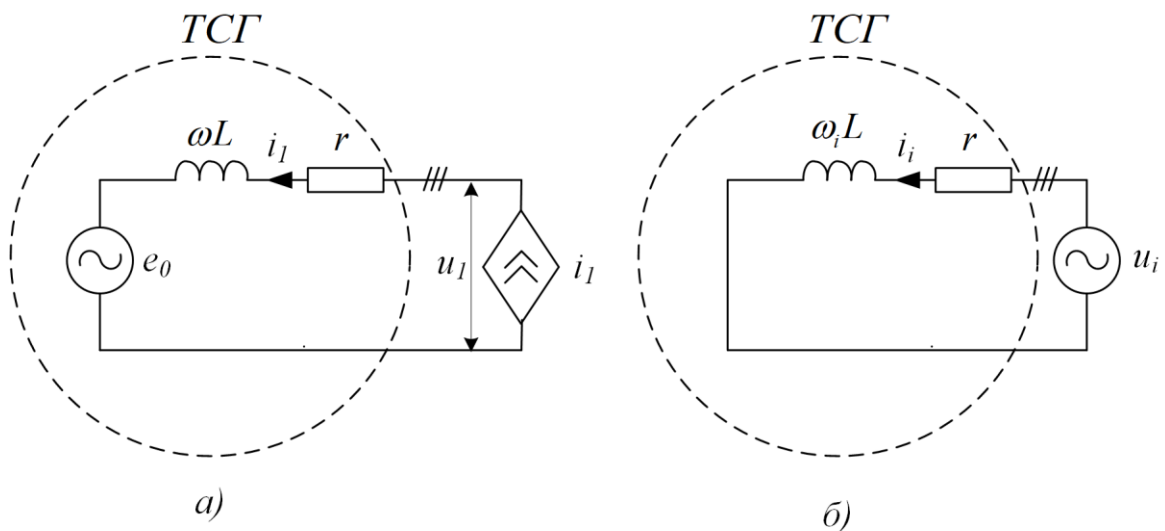


Рисунок 60 – Структурные схемы для основной (а) и i -ой гармоник (б)

Запишем уравнения для напряжений двигательного режима во вращающейся системе координат, пренебрегая активными сопротивлениями [84]:

$$u_d = i_d r L_d \frac{di_d}{dt} - \omega L_q i_q \approx L_d \frac{di_d}{dt} - \omega L_q i_q, \quad (43)$$

$$u_q = i_q r + L_q \frac{di_q}{dt} + \omega L_d i_d + E_0 \approx L_q \frac{di_q}{dt} + \omega L_d i_d + E_0.$$

В установившемся режиме, уравнение (77) примет следующий вид:

$$\begin{aligned} u_d &= -\omega L_q i_q, \\ u_q &= \omega L_d i_d + E_0. \end{aligned} \quad (44)$$

Активная P , реактивная Q и полная S мощности на зажимах ТСГ, определяются с помощью следующих соотношений:

$$\begin{cases} P = \frac{3}{2} [\mathbf{u}, \mathbf{i}] = \frac{3}{2} (u_d i_d + u_q i_q), \\ Q = \frac{3}{2} [\mathbf{u}, \mathbf{i}] = \frac{3}{2} (u_d i_q - u_q i_d), \\ S = [P^2 + Q^2]^{\frac{1}{2}}. \end{cases} \quad (45)$$

В соответствии с (78), задавая параметры ТСГ - ω, I_f , запишем систему уравнений для напряжения:

$$\begin{aligned} u_d &= \frac{U_{dc}}{2} M_d = -\omega L_q i_q, \\ u_q &= \frac{U_{dc}}{2} M_q = \omega L_d i_d + \omega L_{ad} I_f. \end{aligned} \quad (46)$$

где M_d, M_q - глубина модуляции соответственно по продольной и поперечной осям, причем $M = \sqrt{(M_d)^2 + (M_q)^2}$ - глубина модуляции при скалярной ШИМ. При

определении спектрального состава тока и напряжения ИН в виде двух ортогональных проекций на d и q оси, определим глубину модуляции как [84]:

$$M_d = M \sin(\theta), \quad (47)$$

$$M_q = M \cos(\theta).$$

где θ - угол между выходным напряжением ИН и ЭДС холостого хода ТСГ, этот угол определяется как:

$$\theta = \arctg \frac{u_d}{u_q} = \arctg \frac{M_d}{M_q}. \quad (48)$$

Определение ортогональных составляющих напряжения ИН, как сумма основной и высокочастотных гармоник, было представлено в [84] и [94], и имеет следующий вид:

$$u_d = u_{do} + \Delta u_d, \quad (49)$$

$$u_q = u_{qo} + \Delta u_q.$$

где u_{do} , u_{qo} - ортогональные составляющие в d и q координатах основной гармоники напряжений ИН:

$$u_{do} = \frac{U_n}{2} M \sin(\theta) = \frac{U_{dc}}{2} M_d, \quad (50)$$

$$u_{qo} = \frac{U_{dc}}{2} M \cos(\theta) = \frac{U_{dc}}{2} M_q,$$

и Δu_d , Δu_q - ортогональные составляющие в d и q координатах высокочастотных гармоник напряжений ИН:

$$\Delta u_d = \frac{U_{dc}}{\pi} \sum_{\substack{p=-\infty \\ p \neq 0}}^{\infty} \sum_{k=-\infty}^{\infty} \frac{(-1)^{p+k}}{p} J_{3k+1}(p\pi \cdot M) \cos[ap\vartheta + 3k\vartheta + (3k+1)(\pi/2 - \theta)], \quad (51)$$

$$\Delta u_q = \frac{U_{dc}}{\pi} \sum_{\substack{p=-\infty \\ p \neq 0}}^{\infty} \sum_{k=-\infty}^{\infty} \frac{(-1)^{p+k}}{p} J_{3k+1}(p\pi \cdot M) \sin[ap\vartheta + 3k\vartheta + (3k+1)(\pi/2 - \theta)],$$

где $\vartheta = \omega t$, $J_{3k+1}(\dots)$ - функция Бесселя первого рода порядка $3k+1$, $a = \exp\left(\sqrt{-1} \cdot \frac{2\pi}{3}\right)$ - оператор поворота.

Аналитические выражения для ортогональных составляющих изображающего вектора токов генератора, в установившемся режиме работы, для конкретного значения частоты напряжения ТСГ, можно определить с помощью соотношений (80) и (83). Для этого в соотношениях (84) и (85) выделим синусные и косинусные составляющие ($U_{ds\ pk}$, $U_{dc\ pk}$, $U_{qs\ pk}$, $U_{qc\ pk}$) гармоник с частотами $ap\vartheta + 3k\vartheta$ [84], [94]:

$$\begin{aligned} U_{ds\ pk} &= -\frac{U_{dc}}{\pi} \frac{(-1)^{p+k}}{p} \cdot J_{3k+1}(p\pi \cdot M) \sin[(3k+1)(\pi/2 - \varphi)], \\ U_{dc\ pk} &= \frac{U_{dc}}{\pi} \frac{(-1)^{p+k}}{p} \cdot J_{3k+1}(p\pi \cdot M) \cos[(3k+1)(\pi/2 - \varphi)]. \end{aligned} \quad (52)$$

$$\begin{aligned}
 U_{qs\ pk} &= \frac{U_{dc}}{\pi} \frac{(-1)^{p+k}}{p} \cdot J_{3k+1}(p\pi \cdot M) \cos[(3k+1)(\pi/2 - \varphi)], \\
 U_{qc\ pk} &= \frac{U_{dc}}{\pi} \frac{(-1)^{p+k}}{p} \cdot J_{3k+1}(p\pi \cdot M) \sin[(3k+1)(\pi/2 - \varphi)].
 \end{aligned} \tag{53}$$

Уравнения для ортогональных проекций тока инвертора напряжения, также можно представить в виде суммы составляющих от основных (i_{do} , i_{qo}) и высокочастотных (Δi_d , Δi_q) гармоник [84], [94]:

$$i_d = i_{do} + \Delta i_d, \tag{54}$$

$$i_q = i_{qo} + \Delta i_q.$$

Принимая во внимание уравнение (46), запишем соотношения для составляющих тока:

$$i_{qo} \approx \frac{u_{d0}}{\omega L_q}, \tag{55}$$

$$i_{do} \approx \frac{E_0 - u_{q0}}{\omega L_d}.$$

$$\Delta i_d(\vartheta) = \sum_{\substack{p=-\infty \\ p \neq 0}}^{\infty} \sum_{k=-\infty}^{\infty} \left[I_{ds\ pk} \sin(ap + 3k)\vartheta + I_{dc\ pk} \cos(ap + 3k)\vartheta \right], \tag{56}$$

$$\Delta i_q(\vartheta) = \sum_{\substack{p=-\infty \\ p \neq 0}}^{\infty} \sum_{k=-\infty}^{\infty} \left[I_{qs\ pk} \sin(ap + 3k)\vartheta + I_{qc\ pk} \cos(ap + 3k)\vartheta \right].$$

где синусные и косинусные составляющие гармоник определяются как:

$$\begin{aligned}
 I_{ds\ pk} &= \frac{1}{[(ap + 3k)^2 - 1] \cdot \omega L_d} \cdot [U_{qs\ pk} - U_{dc\ pk}(ap + 3k)], \\
 I_{dc\ pk} &= \frac{1}{[(ap + 3k)^2 - 1] \cdot \omega L_d} \cdot [U_{qc\ pk} - U_{ds\ pk}(ap + 3k)].
 \end{aligned}
 \tag{57}$$

$$\begin{aligned}
 I_{qs\ pk} &= \frac{-1}{[(ap + 3k)^2 - 1] \cdot \omega L_q} \cdot [U_{ds\ pk} + U_{qc\ pk}(ap + 3k)], \\
 I_{qc\ pk} &= \frac{-1}{[(ap + 3k)^2 - 1] \cdot \omega L_q} \cdot [U_{dc\ pk} + U_{qs\ pk}(ap + 3k)].
 \end{aligned}
 \tag{58}$$

Полученные соотношения позволяют определить энергетические параметры системы инвертор напряжения – трехкаскадный синхронный генератор, в двигательном режиме.

3.3 Упрощенная спектральная модель системы запуска в *abc*-координатах

Рассмотрим спектральную модель системы, основанную на методе переключающих функций [95]. Метод базируется на использовании функций, описывающих текущее состояние силового ключа. Для исследуемой системы рассмотрим работу трехфазного двухуровневого инвертора напряжения подключенного к эквивалентной, симметричной RL-нагрузке с противо-ЭДС (Рисунок 61). Принятые ранее допущения, также справедливы и принимаются в отношении спектральной модели.

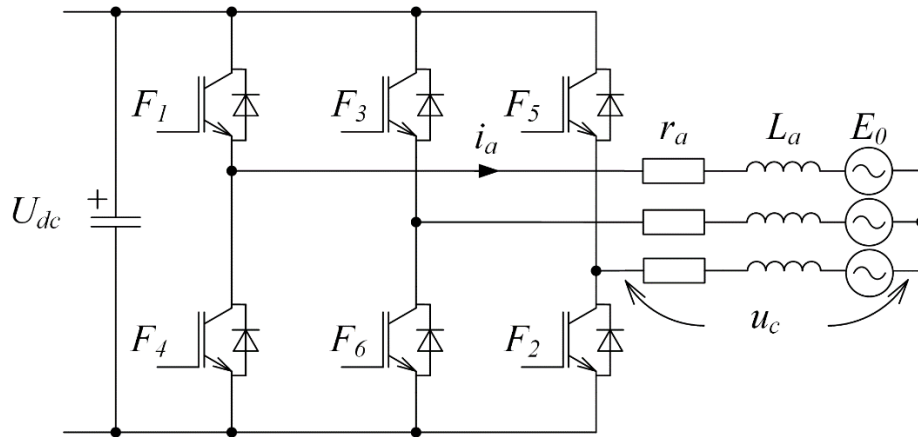


Рисунок 61 – Схема замещения системы запуска

Система переключаящих функций для представленного трехфазного инвертора имеет следующий вид:

$$\begin{cases} F_1 + F_4 = 1, \\ F_3 + F_6 = 1, \\ F_5 + F_2 = 1. \end{cases} \quad (59)$$

Выходное фазное напряжение инвертора для фаз а, b, с соответственно:

$$\begin{aligned} u_a(n, \theta) &= (\varphi_a - \varphi_0) - E_a(n, \theta), \\ u_b(n, \theta) &= (\varphi_b - \varphi_0) - E_b(n, \theta), \\ u_c(n, \theta) &= (\varphi_c - \varphi_0) - E_c(n, \theta), \end{aligned} \quad (60)$$

где $\varphi_a, \varphi_b, \varphi_c, \varphi_0$ – потенциалы фаз и нулевой точки нагрузки, которые определяются как:

$$\begin{aligned}
 \varphi_a &= U_{dc} \cdot F_1, \\
 \varphi_b &= U_{dc} \cdot F_3, \\
 \varphi_c &= U_{dc} \cdot F_5, \\
 \varphi_0 &= \frac{1}{3} \cdot (\varphi_a + \varphi_b + \varphi_c).
 \end{aligned}
 \tag{61}$$

Противо-ЭДС ТСГ – $E_{a,b,c}(n, \theta)$ представлена как функция, зависящая от скорости вращения вала и угла нагрузки – θ :

$$\begin{aligned}
 E_a(n, \theta) &= E_0(n) \cdot \sin(\omega t + \theta), \\
 E_b(n, \theta) &= E_0(n) \cdot \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3} + \theta\right), \\
 E_c(n, \theta) &= E_0(n) \cdot \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3} + \theta\right).
 \end{aligned}
 \tag{62}$$

где $E_0(n)$ - амплитудное значение противо-ЭДС машины, которое определяется в соответствии с выражением (21). Напряжения в соответствии с системой уравнений (60), для трех точек скорости вращения вала, представлены на Рисунок 62.

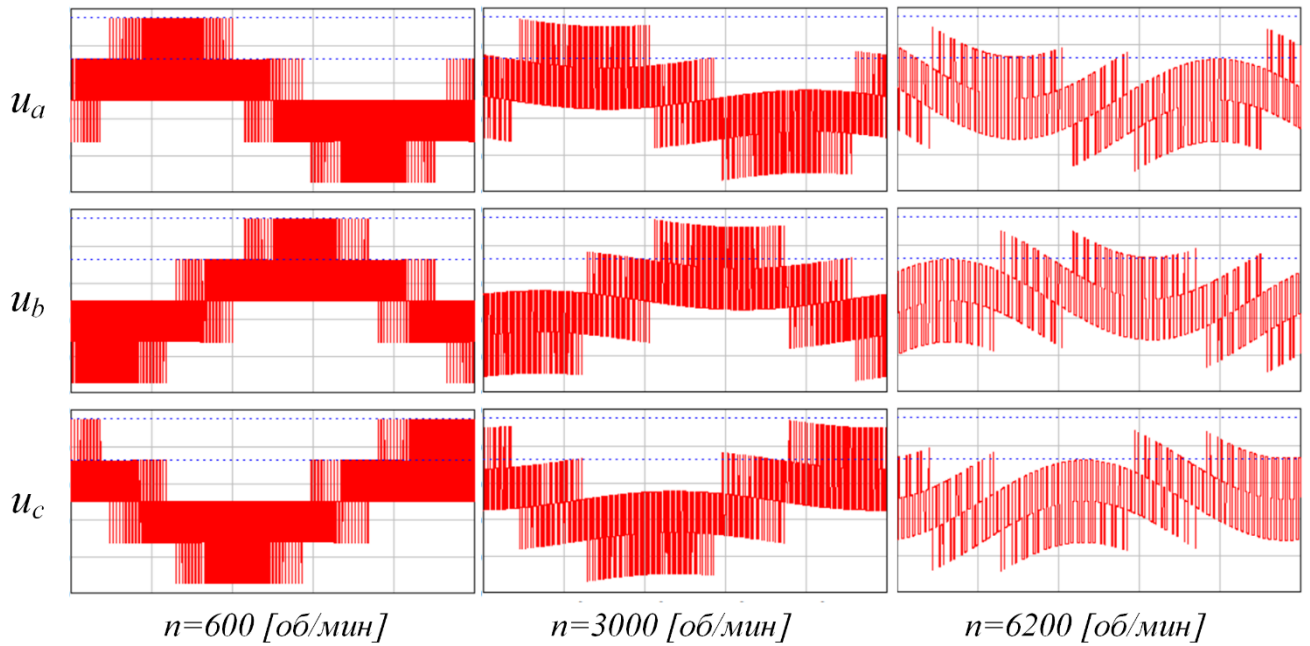


Рисунок 62 – Фазные напряжения синхронного генератора

Дальнейшим шагом найдем спектры фазных напряжений ТСГ, и действующее значение каждой гармоники сигнала, разложив его в ряд Фурье:

$$\begin{aligned}
 U_a(k) &= \sqrt{a_{U_a(k)}^2 + b_{U_a(k)}^2}, \\
 U_b(k) &= \sqrt{a_{U_b(k)}^2 + b_{U_b(k)}^2}, \\
 U_c(k) &= \sqrt{a_{U_c(k)}^2 + b_{U_c(k)}^2},
 \end{aligned} \tag{63}$$

где $a_{U_{a,b,c}(k)} = \sum_{k=1}^{\infty} \frac{u_{a,b,c}(n, \theta) \cdot \cos(k \cdot \omega t)}{\pi}$ - косинусная составляющая ряда Фурье,

$b_{U_{a,b,c}(k)} = \sum_{k=1}^{\infty} \frac{u_{a,b,c}(n, \theta) \cdot \sin(k \cdot \omega t)}{\pi}$ - синусная составляющая ряда Фурье, k - номер

гармоники. Спектры для ранее приведенных напряжений, представлены на Рисунок 63.

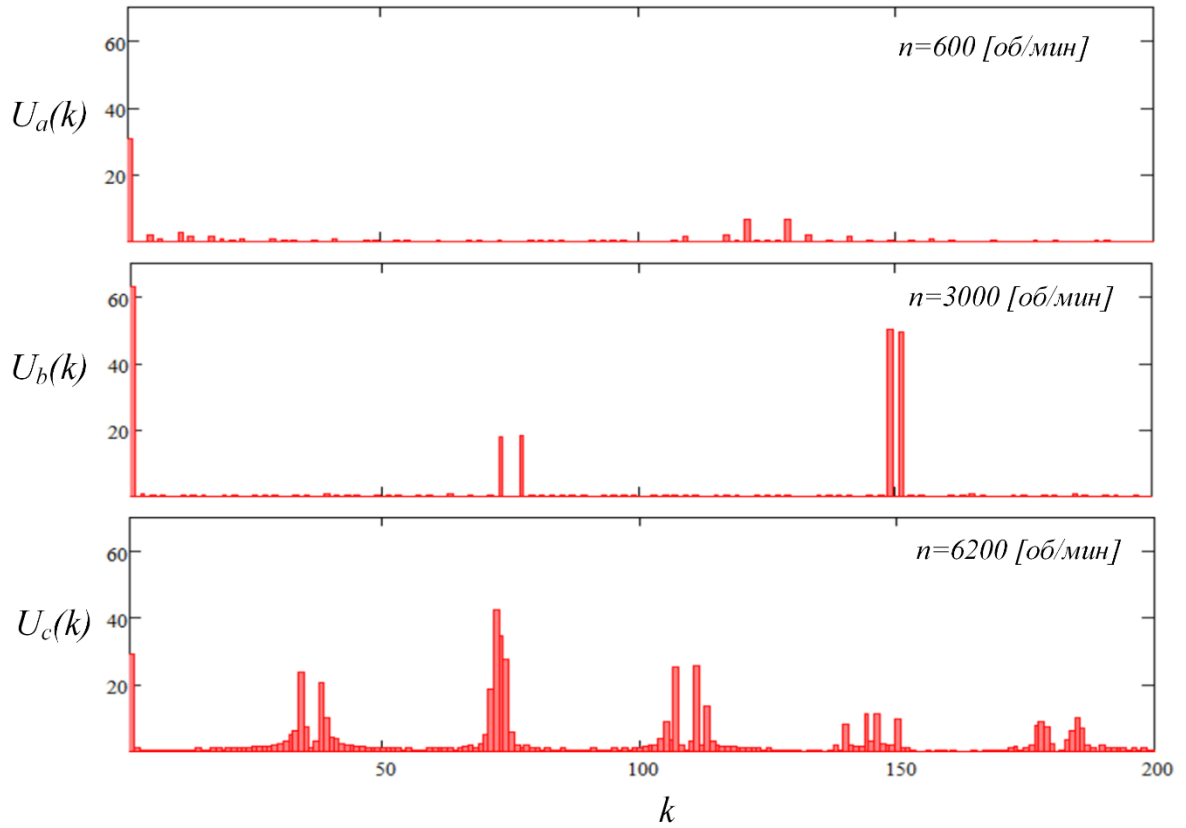


Рисунок 63 – Спектры фазных напряжений ТСГ

Выходной ток преобразователя можно представить в виде ряда Фурье:

$$\begin{aligned}
 i_a(\omega t) &= \sum_{k=1}^{\infty} \left(a_{U_a(k)} \cdot \frac{\cos(k \cdot \omega t - \varphi_{(n)})}{Z_{(n)}} + b_{U_a(k)} \cdot \frac{\sin(k \cdot \omega t - \varphi_{(n)})}{Z_{(n)}} \right), \\
 i_b(\omega t) &= \sum_{k=1}^{\infty} \left(a_{U_b(k)} \cdot \frac{\cos(k \cdot \omega t - \varphi_{(n)})}{Z_{(n)}} + b_{U_b(k)} \cdot \frac{\sin(k \cdot \omega t - \varphi_{(n)})}{Z_{(n)}} \right), \\
 i_c(\omega t) &= \sum_{k=1}^{\infty} \left(a_{U_c(k)} \cdot \frac{\cos(k \cdot \omega t - \varphi_{(n)})}{Z_{(n)}} + b_{U_c(k)} \cdot \frac{\sin(k \cdot \omega t - \varphi_{(n)})}{Z_{(n)}} \right),
 \end{aligned} \tag{64}$$

где $\varphi_{(n)} = \arctg \left(\frac{\text{Im}(Z_{(n)})}{\text{Re}(Z_{(n)})} \right)$ - аргумент комплексного сопротивления нагрузки,

$Z_{(n)} = \sqrt{\left(\text{Re}(Z_{(n)})\right)^2 + \left(\text{Im}(Z_{(n)})\right)^2}$ - модуль комплексного сопротивления нагрузки,

$\underline{Z}_{(n)} = i \cdot X_{L(n)} + R_a$ - полное комплексное сопротивление нагрузки.

Токи, полученные с помощью системы уравнений (64), представлены на Рисунок 64.

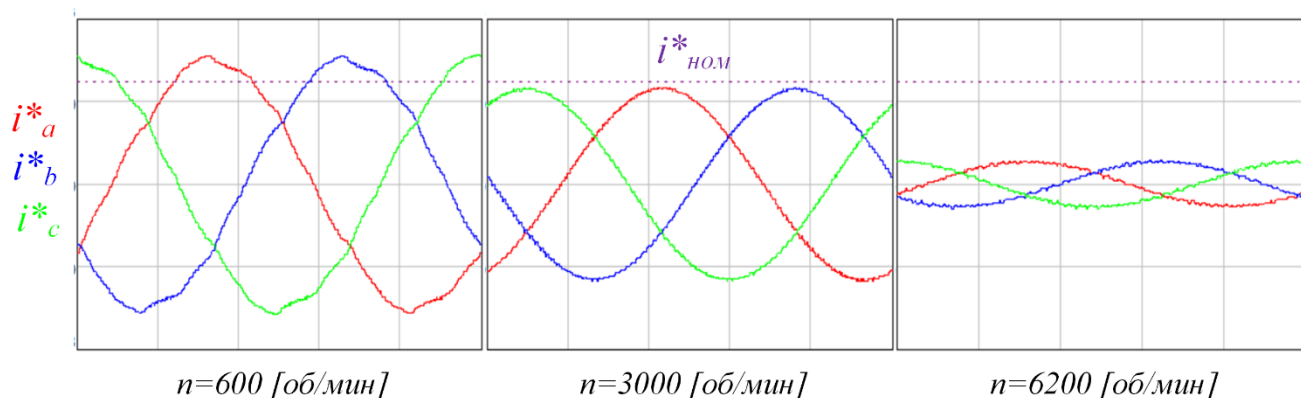


Рисунок 64 – Токи спектральной модели системы запуска

Зависимость действующего значения выходного тока преобразователя от скорости вращения вала представлена на Рисунок 65.

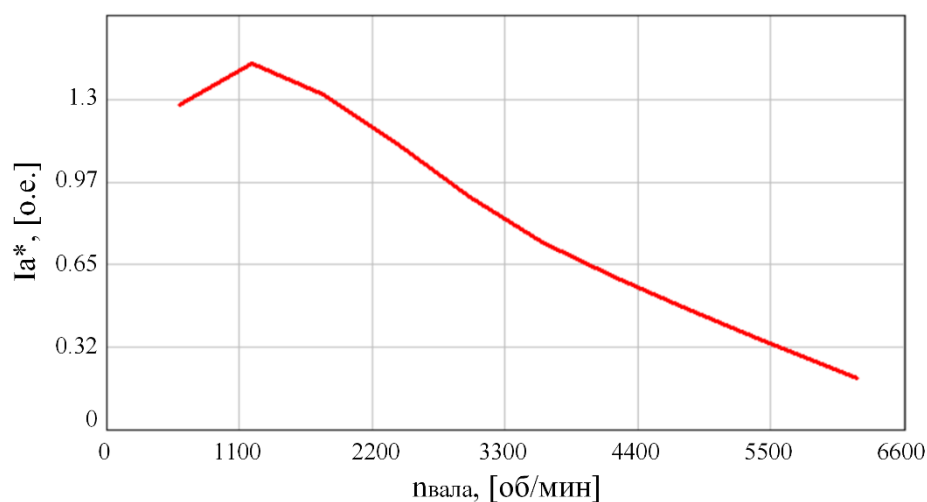


Рисунок 65 – Зависимость выходного тока инвертора от скорости вращения вала

Потребление тока от источника питания, определяется следующим соотношением:

$$i_0(\omega t) = i_a(\omega t) \cdot F_1 + i_b(\omega t) \cdot F_3 + i_c(\omega t) \cdot F_5 \quad (65)$$

Входные токи инвертора, для соответствующих, статических точек скорости вращения вала, представлены на Рисунок 66.

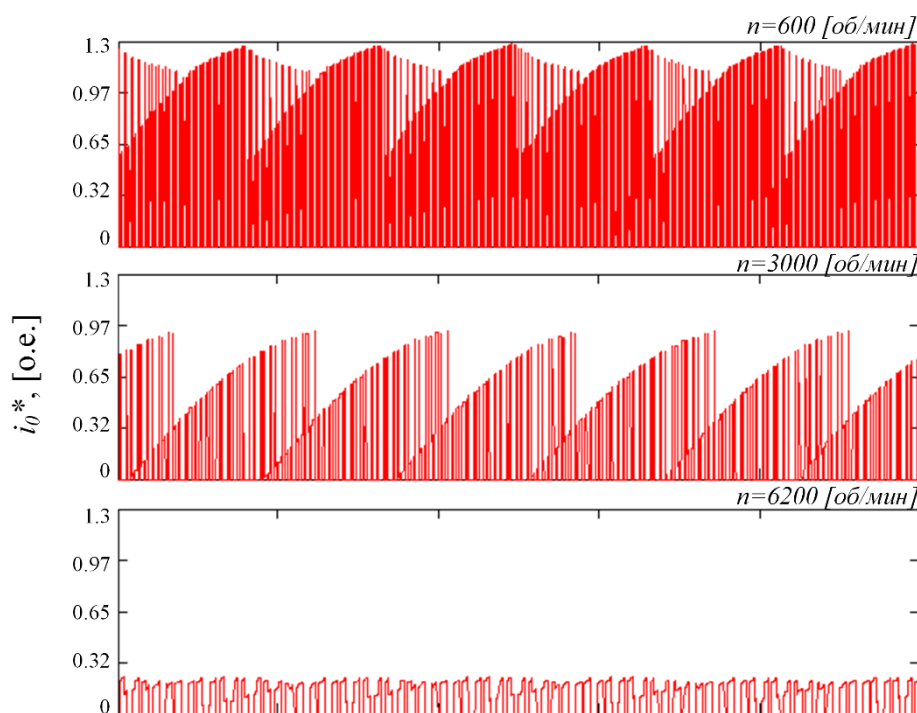


Рисунок 66 – Входной ток инвертора напряжения

Выводы по Главе 3

Предложена и разработана структура электростартерной системы на основе трехкаскадного синхронного генератора и преобразователя напряжения. Для инвертора напряжения разработана структура системы управления, а также синтезированы параметры регуляторов замкнутой системы подчиненного регулирования.

Получены аналитические выражения в dq-координатах, позволяющие определить энергетические параметры системы инвертор напряжения – трехкаскадный синхронный генератор, в двигательном режиме.

Разработана математическая модель преобразователя частоты, работающего на эквивалентную RL-нагрузку с противо-ЭДС в abc-координатах, с помощью метода переключающих функций. Получены основные энергетические показатели полупроводникового преобразователя при работе на трехкаскадный синхронный генератор, для статических точек скорости вращения вала.

ГЛАВА 4 СИСТЕМА ГЕНЕРИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ ТРЕХКАСКАДНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА С ЭЛЕКТРОННЫМ БЛОКОМ РЕГУЛИРОВАНИЯ, ЗАЩИТЫ И УПРАВЛЕНИЯ

Для системы генерирования на основе трехкаскадного синхронного генератора необходимо устройство, которое бы регулировало ток обмотки возбуждения возбудителя при изменениях тока статора основного генератора. Питанием такого устройства служит напряжение подвозбудителя, которое не зависит от режима и условий работы основного генератора. Так как уровень напряжения подвозбудителя, обычно выше уровня напряжения, максимально необходимого для питания обмотки возбуждения возбудителя, то для регулирования этого напряжения подойдет любой полупроводниковый преобразователь понижающего типа. В дальнейшем, будем рассматривать понижающий преобразователь постоянного тока, запитанный выпрямленным напряжением подвозбудителя, с микропроцессорной системой управления.

4.1 Структура системы управления блока регулирования, защиты и управления

Программное обеспечение микропроцессорной системы управления предназначено для обеспечения функционирования блока БРЗУ в составе системы генерирования, и решает следующие задачи:

- ✈ поддерживает заданный уровень напряжения на зажимах генератора;
- ✈ формирует импульсы управления силовыми приборами полупроводникового преобразователя;
- ✈ обеспечивает связь блока управления с бортовыми системами верхнего уровня, посредством системы дискретных команд, либо авиационных интерфейсов связи;
- ✈ защищает систему генерирования и потребителей от параметров генерируемого напряжения, выходящего за пределы регламентируемых ГОСТом Р 54073-2017.

Структурная схема системы представлена на Рисунок 67.

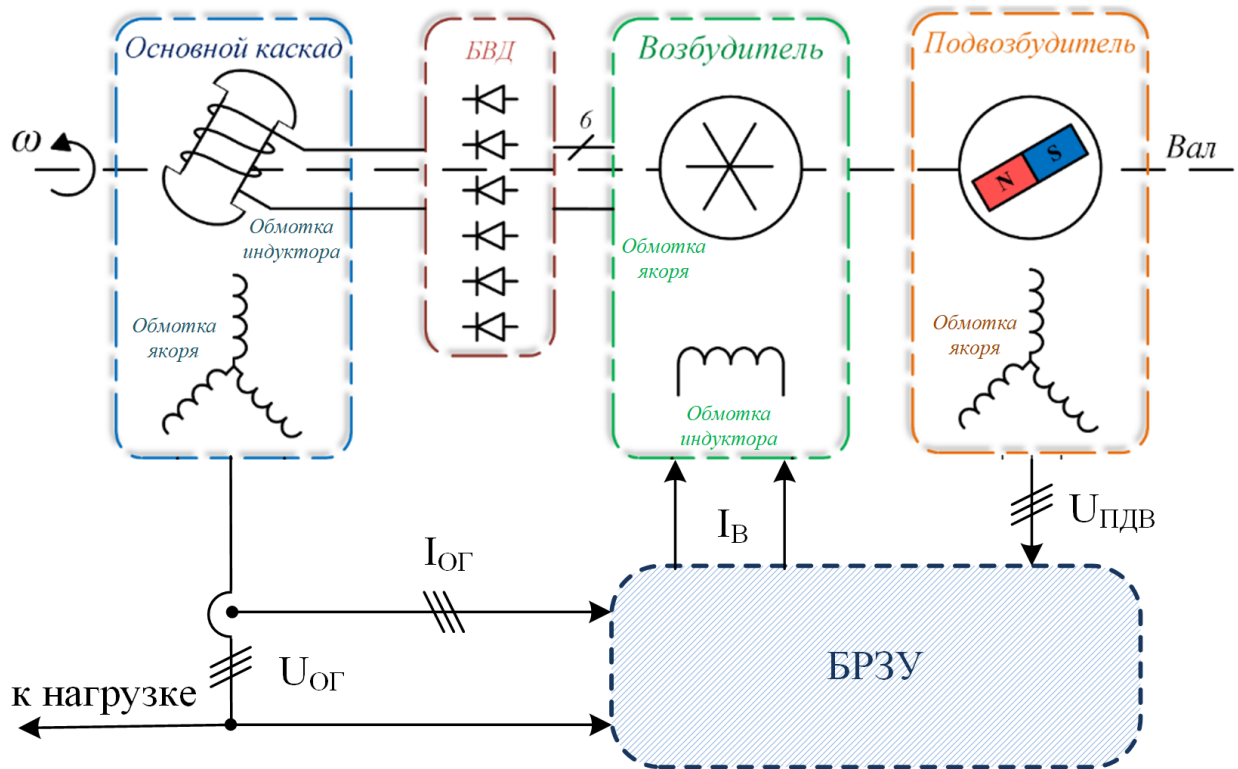


Рисунок 67 – Структурная схема системы генерирования

Для регулирования сети переменного тока, БРЗУ получает силовые сигналы фазных (линейных) напряжений ТСГ, а также ток обмотки возбуждения возбудителя. Для реализации защит, в блок также поступают силовые сигналы токов нагрузки основного генератора и напряжение подвозбудителя. Все входные сигналы масштабируются и оцифровываются с помощью аналогово-цифрового преобразователя (АЦП), структурная схема БРЗУ представлена на Рисунок 68.

Микроконтроллер МК1 выполняет функцию управления преобразователем, который коммутирует обмотку возбуждения. А именно, в нём реализована система автоматического регулирования выходного напряжения генератора системы электроснабжения, и формирование импульсов управления транзистором. Также в МК1 реализована процедура самодиагностики блока (ВСК), позволяющая выявить неисправности в блоке БРЗУ на этапе его включения.

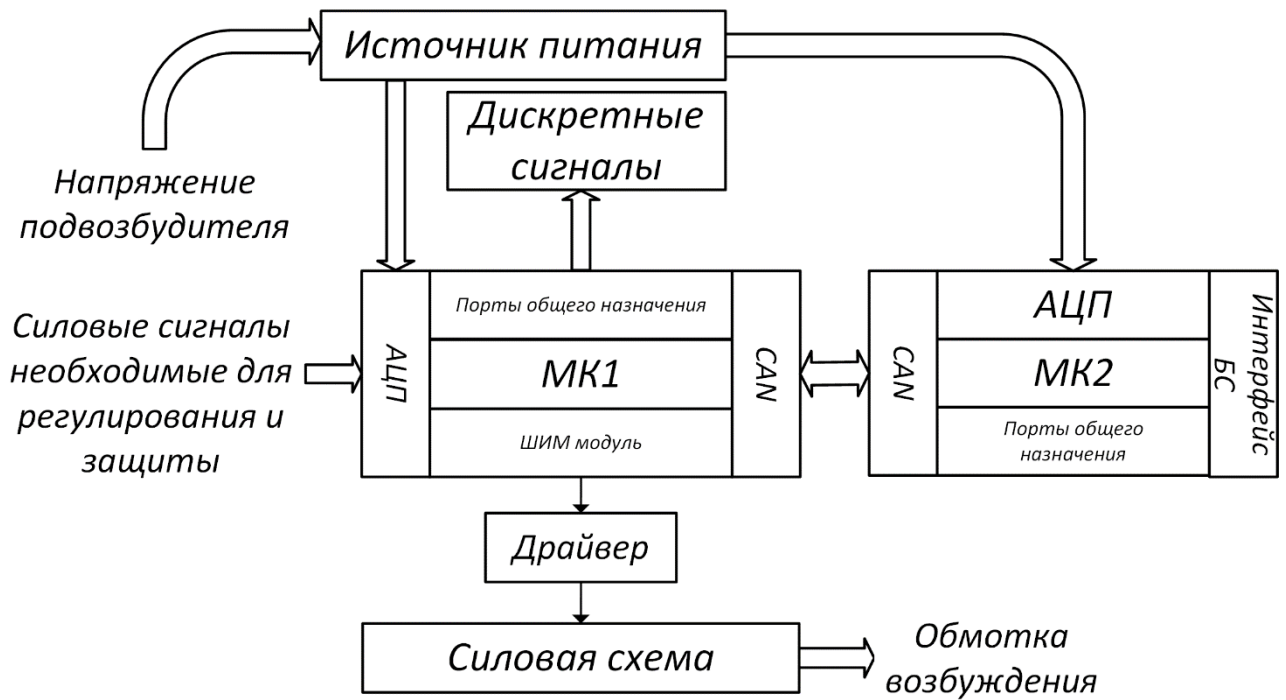


Рисунок 68 – Структурная блок-схема БРЗУ

Данные, необходимые для формирования импульсов управления силовыми ключами преобразователя (транзисторами) и для поддержания заданного уровня и качества выходного напряжения системы, поступают на аналоговые входы АЦП микроконтроллера. В программу микроконтроллера эти данные поступают в виде цифрового значения. Сигналы управления транзисторами силовой схемы формируются в ШИМ модуле микроконтроллера МК1. Сигнал управления защитой силовой схемы, формируются при помощи портов общего назначения микроконтроллера МК2.

В программе микроконтроллера МК1 реализованы защиты от повышения и понижения выходного напряжения генератора. В случае срабатывания защиты микроконтроллер сигнализирует о неисправности. Сигнализация исправности блока производится с помощью портов общего назначения микроконтроллера. А также с помощью последовательного порта работа которого регламентирована в ГОСТ 18977-79 (ARINC 429)

4.2 Определение постоянной времени трехкаскадного синхронного генератора

В силу сложности конструкции трехкаскадного синхронного генератора рассчитаем отдельно, общую постоянную времени, которая представляет собой сумму постоянной времени возбудителя и основного генератора.

Рассмотрим расчет постоянной времени для возбудителя. Возбудитель представлен в виде шестифазной синхронной машины без демпферной обмотки с электромагнитным возбуждением. Схема замещения и параметры синхронной машины в установившемся режиме приведены на Рисунок 69.

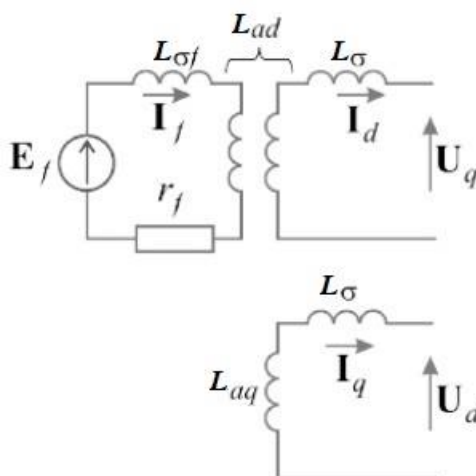


Рисунок 69 – Схема замещения синхронной машины в установившемся режиме

На Рисунок 69 приняты следующие обозначения: E_f – эдс обмотки возбуждения; I_f – ток возбуждения; $L_{\sigma f}$ – индуктивность рассеяния обмотки возбуждения; r_f – активное сопротивление обмотки возбуждения; L_{ad} – индуктивность продольной реакции статора; L_{aq} – индуктивность поперечной реакции статора; L_{σ} – индуктивность рассеяния обмотки статора; I_d, I_q – ток нагрузки по продольной и поперечной оси; U_d, U_q – напряжение нагрузки по продольной и поперечной оси. Постоянная времени обмотки возбуждения при замкнутой обмотке статора определяется следующим образом [73], [74]:

$$T_f = \frac{L_f}{R_f}, \quad (66)$$

где L_f - индуктивность обмотки возбуждения. Индуктивность обмотки возбуждения переделается, как:

$$L_f = L_{\sigma f} + \left(\frac{1}{L_{ad}} + \frac{1}{L_{\sigma}} \right)^{-1}. \quad (67)$$

Постоянная времени обмотки статора при короткозамкнутой обмотке ротора:

$$T_a = \frac{L_a}{R_a}, \quad (68)$$

где L_a - индуктивность обратной последовательности статорной цепи машины; R_a - активное сопротивление обмотки статора. Индуктивность обмотки статора переделается, как:

$$L_a = \frac{2 \cdot L'_d \cdot L'_q}{L'_d + L'_q}. \quad (69)$$

где L'_d - переходная индуктивность обмотки статора по продольной оси d:

$$L'_d = L_{\sigma} + \left(\frac{1}{L_{\sigma f}} + \frac{1}{L_{ad}} \right)^{-1}. \quad (70)$$

В поперечной оси q возбудителя расположена только статорная обмотка, поэтому в начальный момент переходного процесса она характеризуется такими

же параметрами, что и в установившемся режиме. Переходная индуктивность обмотки статора по поперечной оси q :

$$L'_q = L_\sigma + L_{aq}. \quad (71)$$

Схема замещения для нахождения продольной переходной реактивности представлена на Рисунок 70.

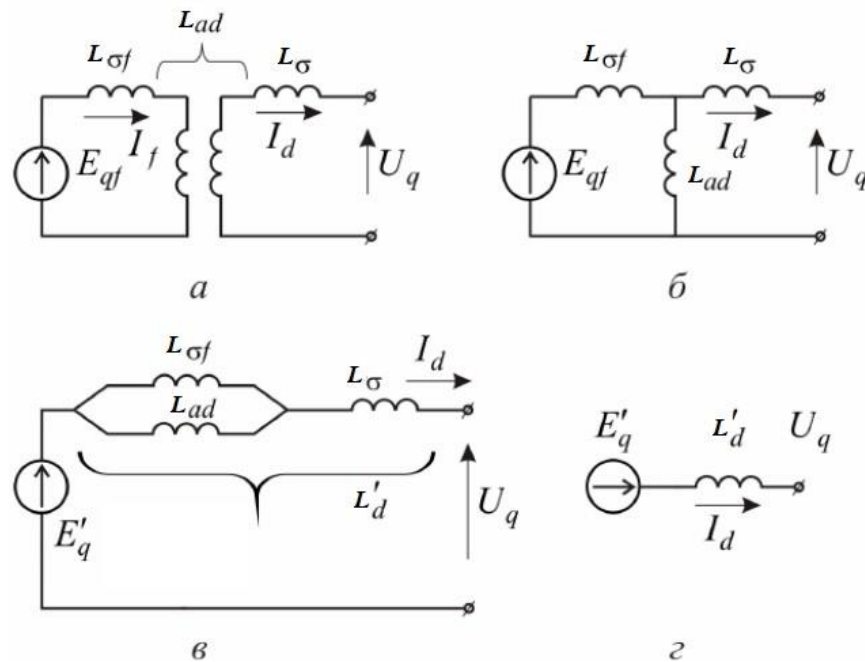


Рисунок 70 – Схема замещения для продольной переходной реактивности

Полная постоянная времени возбудителя:

$$T_B = T_f + T_a. \quad (72)$$

Рассмотрим расчет постоянной времени для основного генератора, который представлен в виде трехфазной синхронной машины с демпферной обмоткой и электромагнитным возбуждением. Постоянная времени обмотки возбуждения при замкнутой обмотке статора для основного генератора определяется так же, как для возбудителя, согласно выражениям (66) и (68). Для нахождения постоянной

времени статорной обмотки найдем переходные и сверхпереходные индуктивности. «Медленные» составляющие токов, затухающие с постоянного времени T' , в теории синхронных машин называют переходными, «быстрые» составляющие токов, затухающие с постоянного времени T'' , – сверхпереходными. Постоянная времени затухания переходных токов по продольной оси:

$$T_d' = T_f + T_{kd}, \quad (73)$$

где T_{kd} – постоянная времени демпферной обмотки по продольной оси, определяемая сопротивлением R_{kd} следующей индуктивностью:

$$L_{kd} = L_{\sigma kd} + \left(\frac{1}{L_{ad}} + \frac{1}{L_{\sigma}} \right)^{-1}, \quad (74)$$

где, $L_{\sigma kd}$ - индуктивность рассеяния демпферной обмотки по продольной оси.

Постоянная времени затухания сверхпереходных токов по продольной оси:

$$T_d'' = T_{kd} \cdot \left[1 - \frac{\left(\frac{L_{ad} \cdot L_{\sigma}}{L_{ad} + L_{\sigma}} \right)^2}{\left[L_{f\sigma} + \left(\frac{1}{L_{ad}} + \frac{1}{L_{\sigma}} \right)^{-1} \right] \cdot \left[L_{kd} + \left(\frac{1}{L_{ad}} + \frac{1}{L_{\sigma}} \right)^{-1} \right]} \right]. \quad (75)$$

Сверхпереходную индуктивность по продольной оси можно найти по схеме замещения, представленной на Рисунок 71, и определяться она будет по следующему выражению:

$$L_d'' = L_\sigma + \left(\frac{1}{L_{ad}} + \frac{1}{L_{kd}} + \frac{1}{L_{f\sigma}} \right)^{-1}. \quad (76)$$

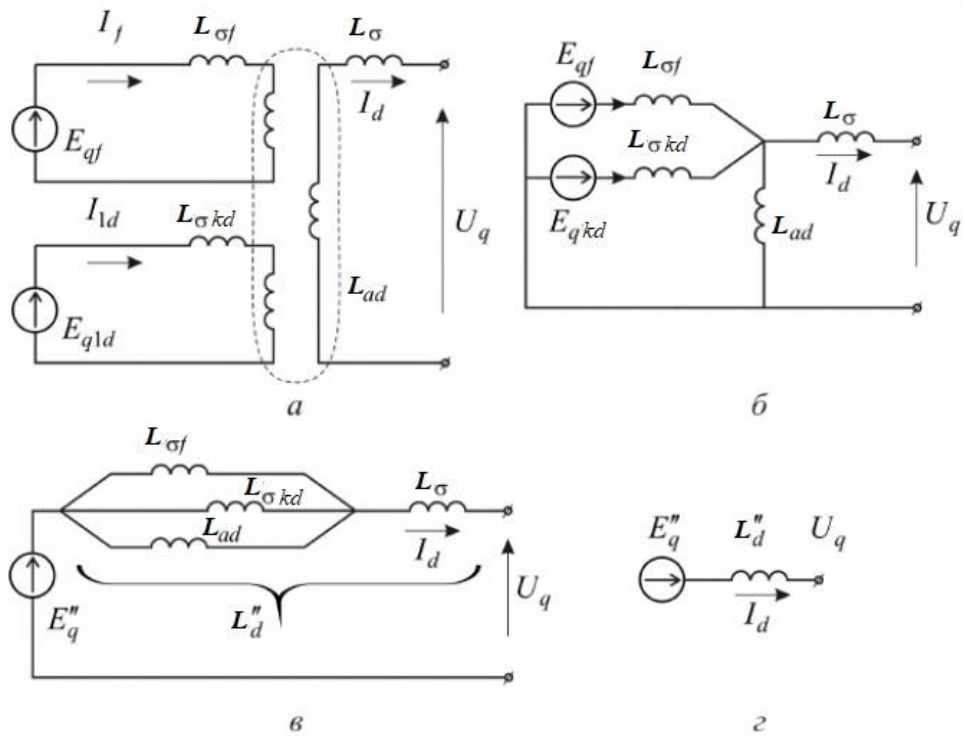


Рисунок 71 – Схема замещения для продольной сверхпереходной реактивности

Постоянная времени затухания переходных токов по поперечной оси определяется постоянной времени демпферной обмотки при короткозамкнутой обмотке статора:

$$T_q' = L_{kq} + \left(\frac{1}{L_\sigma} + \frac{1}{L_{aq}} \right)^{-1}, \quad (77)$$

где L_{kd} - индуктивность рассеяния демпферной обмотки по поперечной оси.

Сверхпереходную индуктивность по поперечной оси можно найти по схеме замещения, представленной на Рисунок 72, и определяться она будет по следующему выражению:

$$L_q'' = L_\sigma + \left(\frac{1}{L_{aq}} + \frac{1}{L_{\sigma kq}} \right)^{-1}. \quad (78)$$

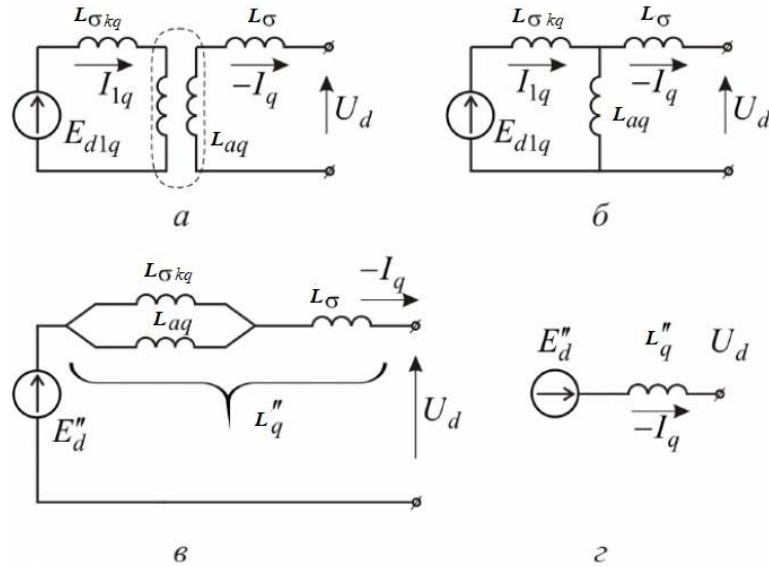


Рисунок 72 – Схема замещения для поперечной сверхпереходной реактивности

Постоянную времени обмотки статора при затухании аperiodических токов можно найти, как:

$$T_a' = \frac{2 \cdot L_d'' \cdot L_q''}{R_a \cdot (L_d'' + L_q'')}. \quad (79)$$

Тогда полная постоянная времени основного генератора определяется, как:

$$T_{OG} = T_f + T_a'. \quad (80)$$

Таким образом, полную постоянную времени при единичном воздействии для рассматриваемого трехкаскадного синхронного генератора можно найти как сумму постоянных времени для возбудителя (72) и основного генератора (80):

$$T_{CG} = T_B + T_{OG}. \quad (81)$$

4.3 Синтез системы регулирования напряжения трехкаскадного синхронного генератора

Выполним синтез двухконтурной системы подчиненного регулирования выходного напряжения с астатическим управлением тока возбуждения возбудителя и выходного напряжения основного генератора.

Объектом регулирования для внутреннего контура является понижающий преобразователь постоянного напряжения, работающий на RL нагрузку – обмотку возбуждения возбудителя. Структурная схема внутреннего контура регулирования представлена Рисунок 73.

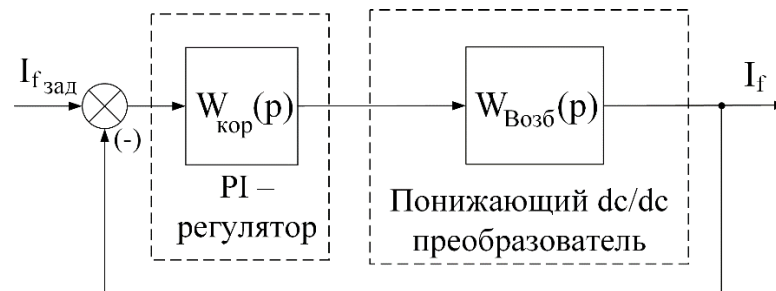


Рисунок 73 – Структурная схема внутреннего контура регулирования

Линейный объект описывается системой уравнений [96], [97]:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu, \\ y = Cx \end{cases}, \quad (82)$$

где x – вектор состояния A – квадратная матрица коэффициентов, B – прямоугольная матрица коэффициентов, u – вектор управляющих воздействий, y – вектор выхода, C – прямоугольная матрица коэффициентов.

Рассматриваемый преобразователь описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \dot{I} = -\frac{R_f}{L_f} \cdot I + \frac{U_{ex}}{L_f} \cdot D, \\ U = R_f \cdot I \end{cases}, \quad (83)$$

где I – выходной ток, протекающий через обмотку возбуждения, U_{ex} – напряжение питания преобразователя, R_f – сопротивление обмотки возбуждения, L_f – индуктивность обмотки возбуждения, D – коэффициент заполнения, является управляющим воздействием, U – выходное напряжение. Сопоставив системы (82)

и (83), получим коэффициенты: $A = -\frac{R_f}{L_f}$, $B = \frac{U_{ex}}{L_f}$, $C = R_f$.

Передаточная функция определяется согласно выражению:

$$W(p) = C(p - A)^{-1} B. \quad (84)$$

Передаточная функция объекта управления внутреннего контура по току с учетом полученных коэффициентов и выражения (84), принимает следующий вид:

$$W_{Возб}(p) = \frac{U_{ex}}{L_f p + R_f}. \quad (85)$$

Используя метод синтеза регулятора на основе модели объекта управления и желаемого вида передаточной функции замкнутой системы [97], получим корректирующее звено или регулятор. Расчетное соотношение метода синтеза:

$$W_{кор.рi}(p) = \frac{W_{зам}^{жел}(p)}{W_{Возб}(p) \cdot (1 - W_{зам}^{жел}(p))}, \quad (86)$$

где $W_{кор.рi}(p)$ – передаточная функция корректирующего звена внутреннего контура.

Зададимся такой желаемой передаточной функцией замкнутой системы, чтобы в качестве корректирующего звена был получен ПИ-регулятор:

$$W_{зам}^{жел}(p) = \frac{1}{\tau \cdot p + 1}, \quad (87)$$

где τ – постоянная времени замкнутой системы, которая задается из требований к длительности переходного процесса.

Из расчетного соотношения метода синтеза была получена передаточная функция корректирующего звена, которая соответствует передаточной функции ПИ-регулятора:

$$W_{кор.рi}(p) = \frac{L_f}{U_{in} \cdot \tau} + \frac{R_f}{U_{in} \cdot \tau \cdot p}. \quad (88)$$

Из полученных передаточных функций были построены амплитудно-частотные характеристики системы, которые представлены на Рисунок 74.

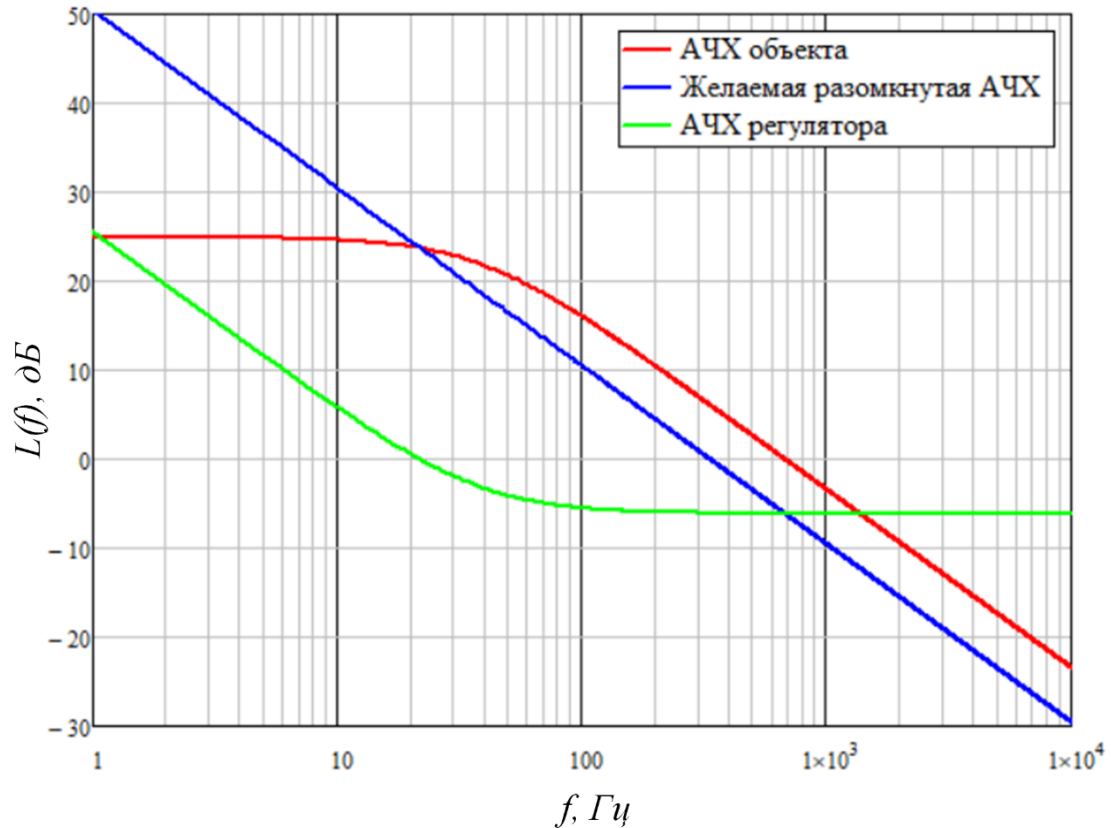


Рисунок 74 – Частотные характеристики внутреннего контура регулирования

Синтез внешнего контура основывается на результатах, полученных при расчёте постоянных времени трехкаскадного синхронного генератора. Передаточная функция объекта управления внешнего контура выглядит следующим образом [98]:

$$W_{OГ}(p) = W_{Возб}(p) \cdot W_{кор.pid}(p) \cdot \frac{k_{см.в}}{T_{см.в}p + 1} \cdot \frac{k_{см.ог}}{T_{см.ог}p + 1} \cdot \frac{1}{T_{возб.ог}p + 1}, \quad (89)$$

где $k_{см.в}$ – статический коэффициент усиления возбудителя, $k_{см.ог}$ – статический коэффициент усиления основного генератора, $T_{см.в}$ – постоянная времени обмотки якоря возбудителя, $T_{см.ог}$ – постоянная времени обмотки якоря основного генератора, $T_{возб.ог}$ – постоянная времени обмотки возбуждения основного генератора.

Так как данная система описывается передаточной функцией четвертого порядка, что затрудняет использование предыдущего метода, поэтому воспользуемся методом Циглера-Никольса [99]. В качестве корректирующего звена будет использован ПИД-регулятор, коэффициенты которого получим в соответствии с системой уравнений (90):

$$K_p = 0,6 \cdot K_{pm}; K_i = \frac{2 \cdot K_p}{T}; K_d = \frac{K_p \cdot T}{8}. \quad (90)$$

Передаточная функция корректирующего звена внешнего контура:

$$W_{кор. pid}(p) = K_p + \frac{K_i}{p} + K_d p, \quad (91)$$

Из полученных передаточных функций были построены амплитудно-частотные характеристики системы, при параметрах предельного значения коэффициента усиления – $K_{pm}=0.06$ и периода автоколебаний – $T=16.2$ мс (Рисунок 75).

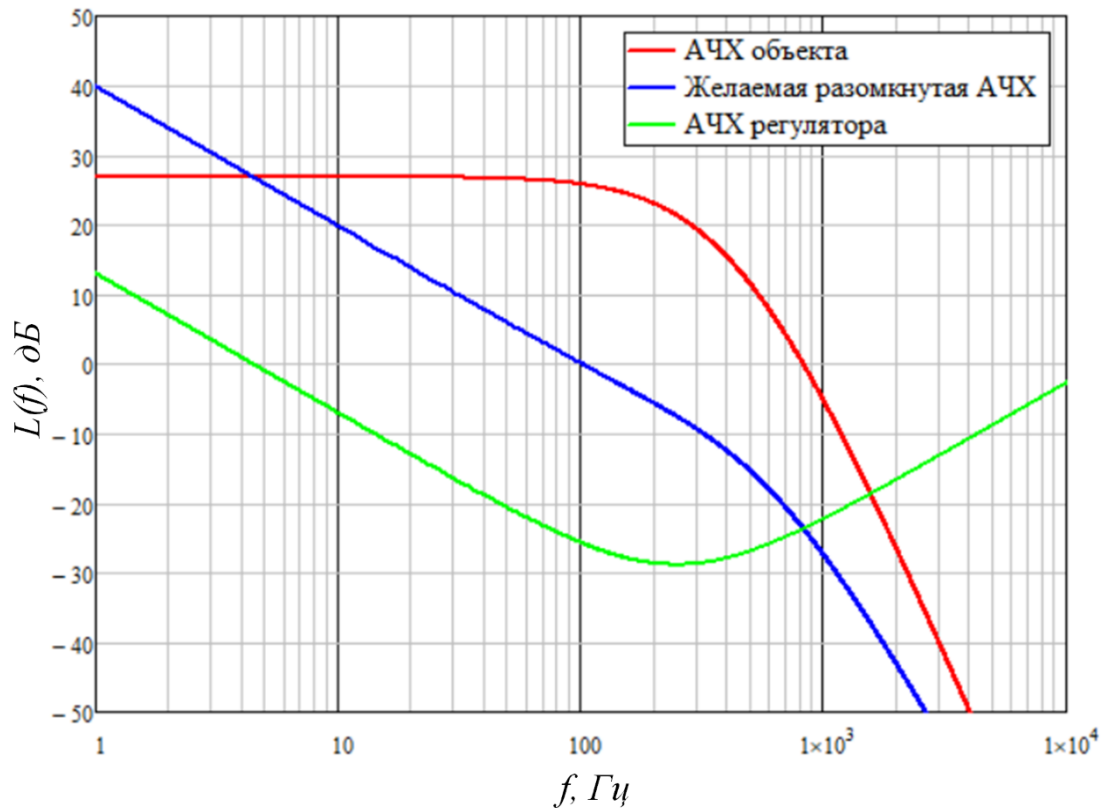


Рисунок 75 – Частотные характеристики внешнего контура регулирования

Итоговая структурная схема системы стабилизации напряжения ТЭС приведена на Рисунок 76.

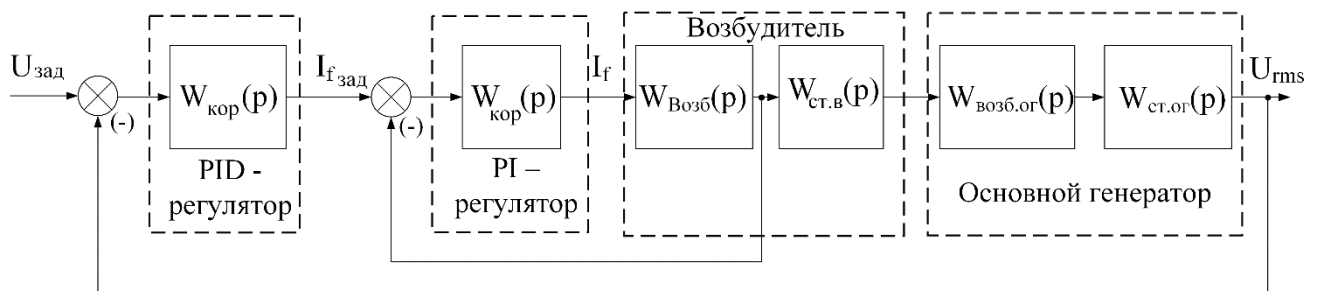


Рисунок 76 – Структурная схема системы

Проверка системы на устойчивость осуществлялась согласно логарифмическому аналогу критерия устойчивости Найквиста, из которого следует, что система является устойчивой, если АЧХ разомкнутой системы пересекает ось абсцисс раньше, чем ФЧХ достигает значения $-\pi$. На Рисунок 77 представлены АЧХ и ФЧХ разомкнутой системы, из которого следует что система является устойчивой.

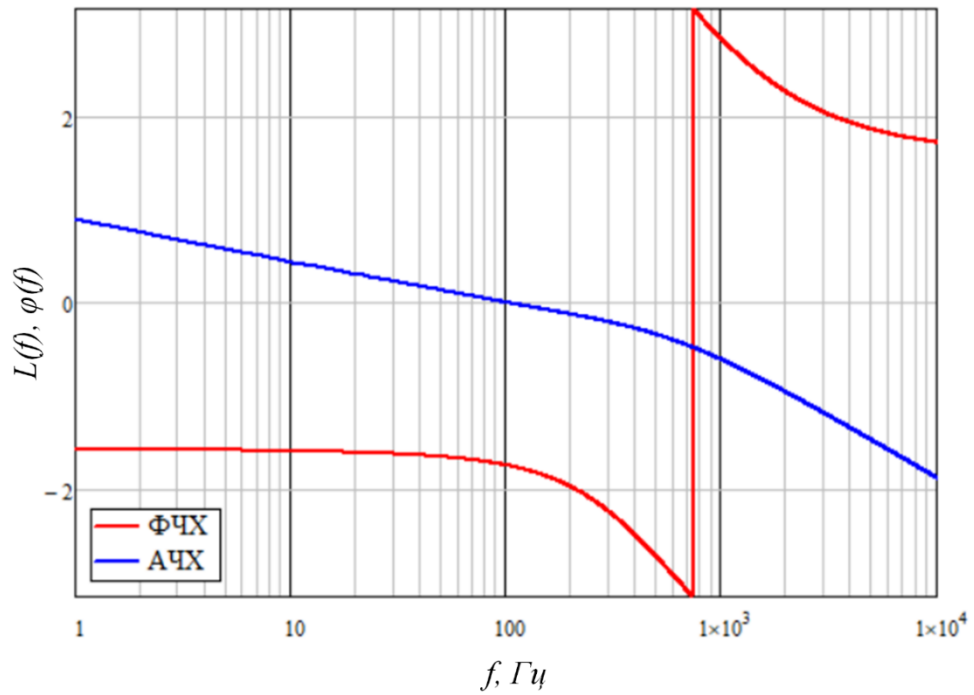


Рисунок 77 – Проверка системы на устойчивость

Анализируя вышеприведенные графики, можно сделать вывод о том, что условие устойчивости соблюдено, для системы с синтезированными регуляторами. Также был выполнен расчет переходного процесса с нулевых начальных условий (Рисунок 78).

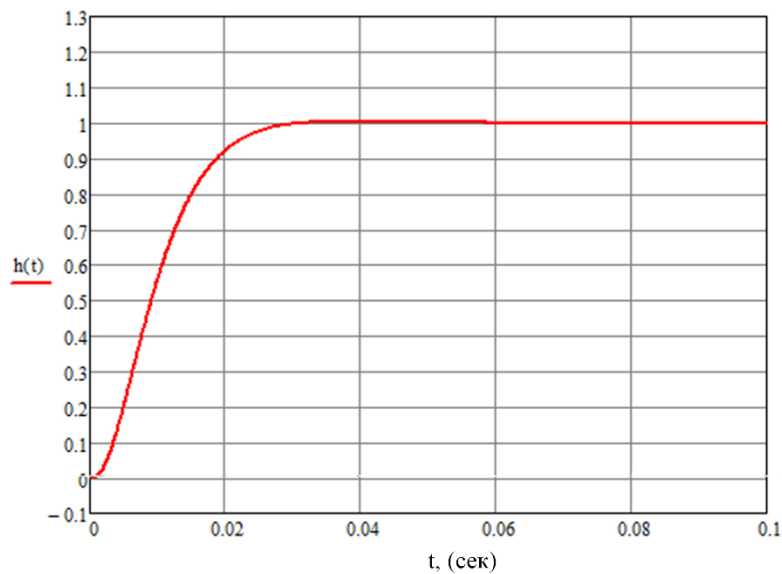


Рисунок 78 – Реакция системы на единичное воздействие

4.4 Моделирование системы регулирования напряжения трехкаскадного синхронного генератора

Качество бортовой сети переменного тока регламентируется ГОСТом Р 54073-2017 [38]. Для систем переменного тока 115/200 В постоянной частоты 400 Гц, характеристики нормальных переходных процессов приведены на Рисунок 79. Представленные огибающие для приведенных значений напряжений соответствуют внезапным изменениям нагрузки от 160 % до 10 % - кривая 1, и от 10% до 160% - кривая 2.

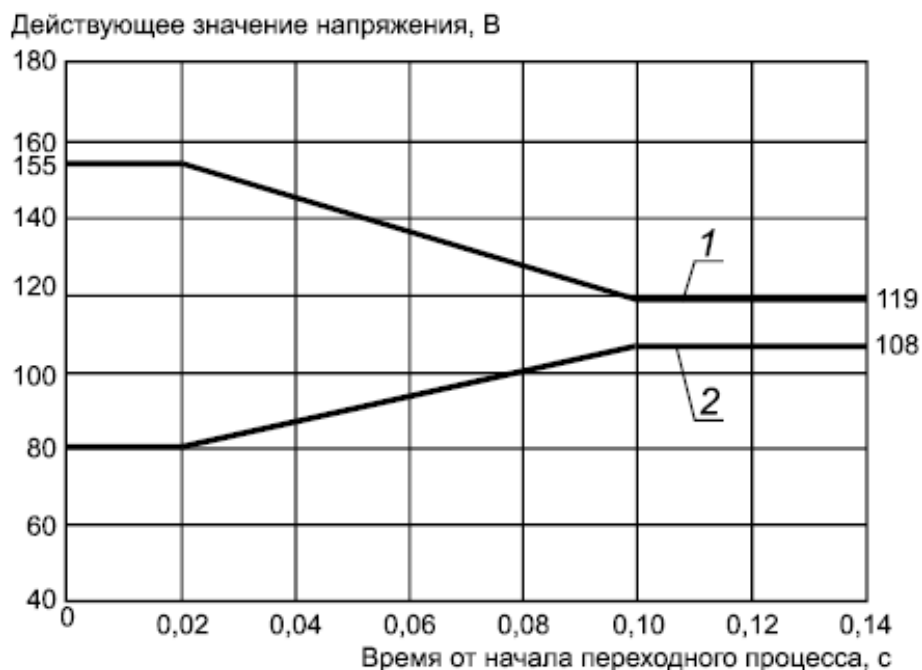


Рисунок 79 – Огибающие приведенных значений нормальных переходных напряжений переменного тока номинальным напряжением 115/200 В постоянной частоты 400 Гц

На основе ранее полученных математических моделей составных частей трехкаскадного синхронного генератора, была создана модель системы генерирования с полупроводниковым преобразователем для стабилизации напряжения. Система управления полупроводниковым преобразователем построена в соответствии с синтезированными регуляторами. Математическая модель исследуемой системы представлена на Рисунок 80.

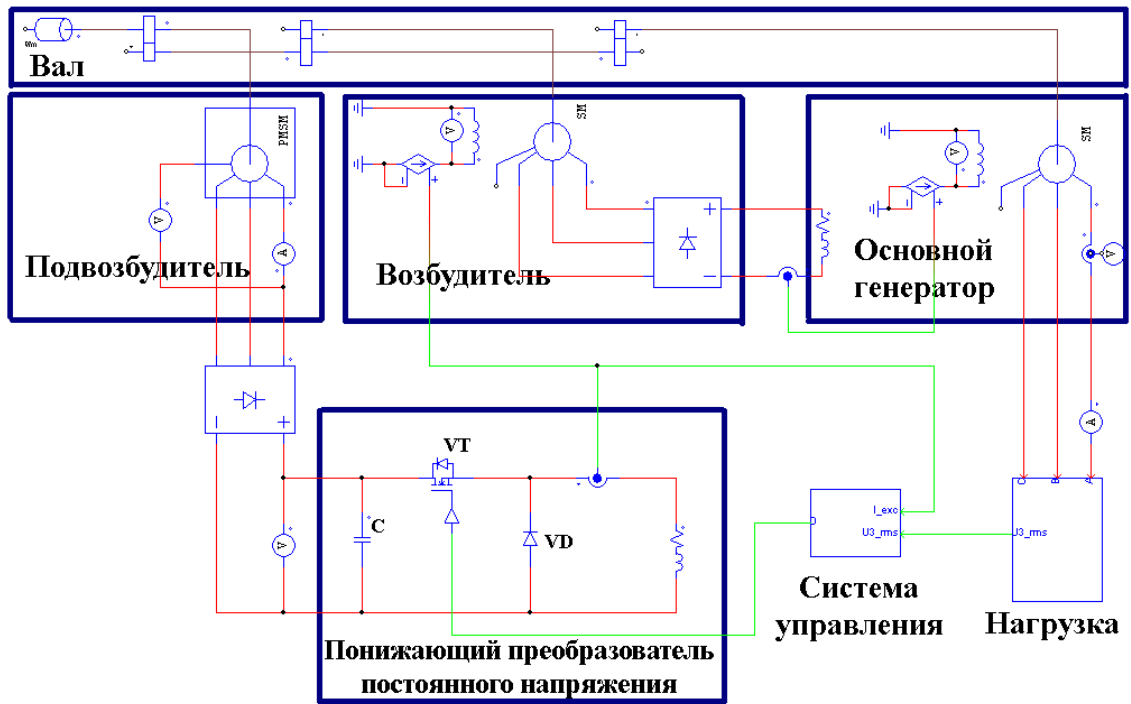


Рисунок 80 – Математическая модель системы генерирования на основе ТСГ

Переходной процесс при внезапном изменении нагрузки с 10% до 160% мощности представлен на Рисунок 81.

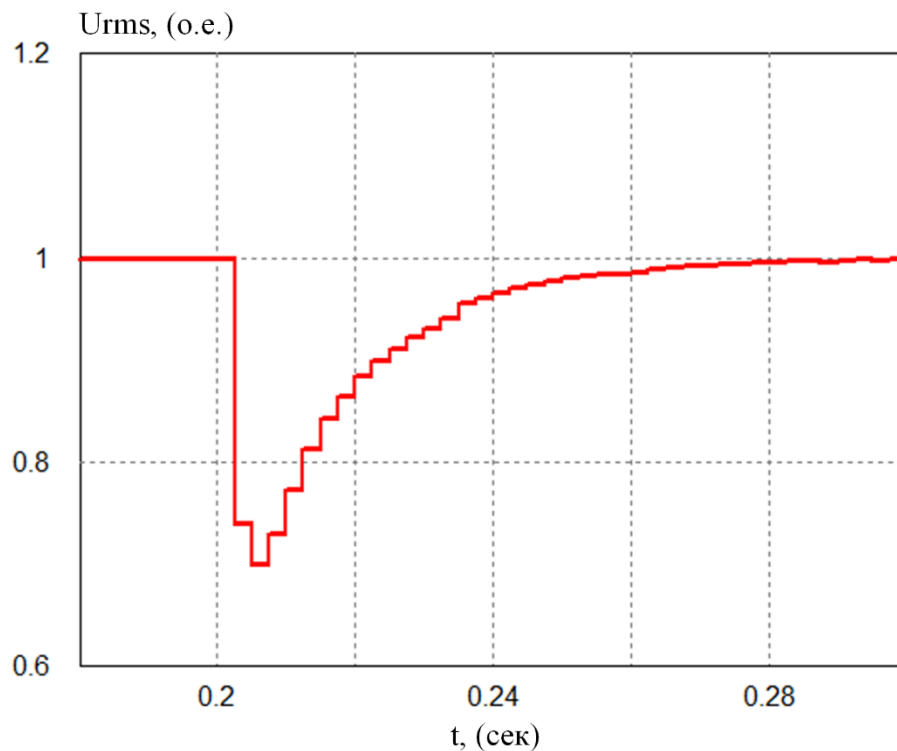


Рисунок 81 – Переходной процесс при изменении нагрузки от 10 % до 160%

Переходной процесс при внезапном изменении нагрузки со 160% до 10% мощности представлен на Рисунок 82.

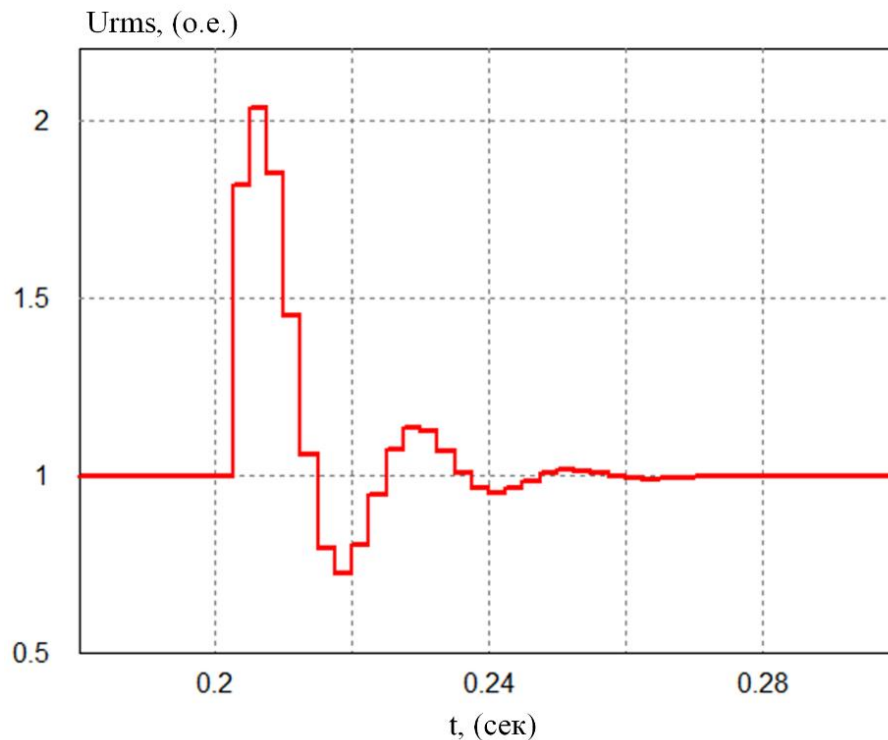


Рисунок 82 – Переходной процесс при изменении нагрузки от 160 % до 10%

Время переходного процесса в обоих случаях удовлетворяет времени, регламентированному ГОСТом. Изменение действующего значения напряжения при набросе нагрузке, также полностью удовлетворяет параметрам ГОСТа, однако при сбросе нагрузки наблюдается двухкратное перерегулирование, связанное с отсутствием учета эффекта насыщения.

В соответствии с проведенными исследованиями по системе генерирования на основе ТСГ, был спроектирован и изготовлен микропроцессорный блок регулирования, защиты и управления. На Рисунок 83 представлено изображение 3D-модели спроектированного блока регулирования. Фото изготовленного макетного образца представлено на Рисунок 84.

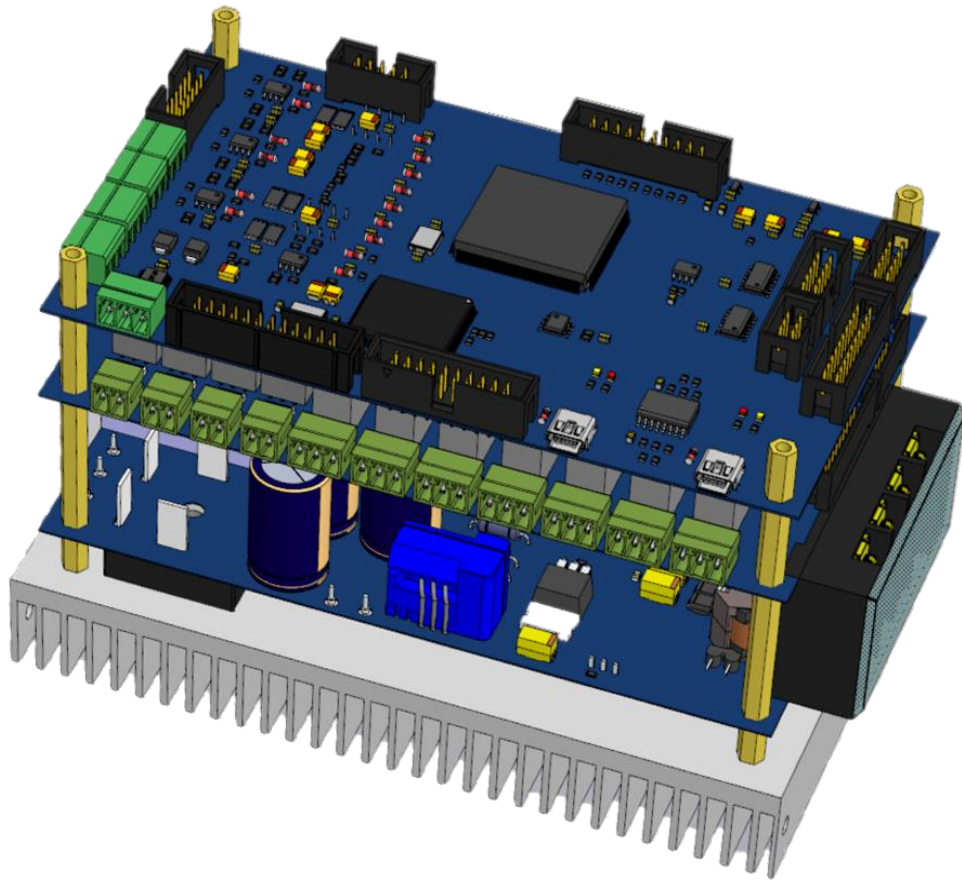


Рисунок 83 – 3-D модель спроектированного блока регулирования

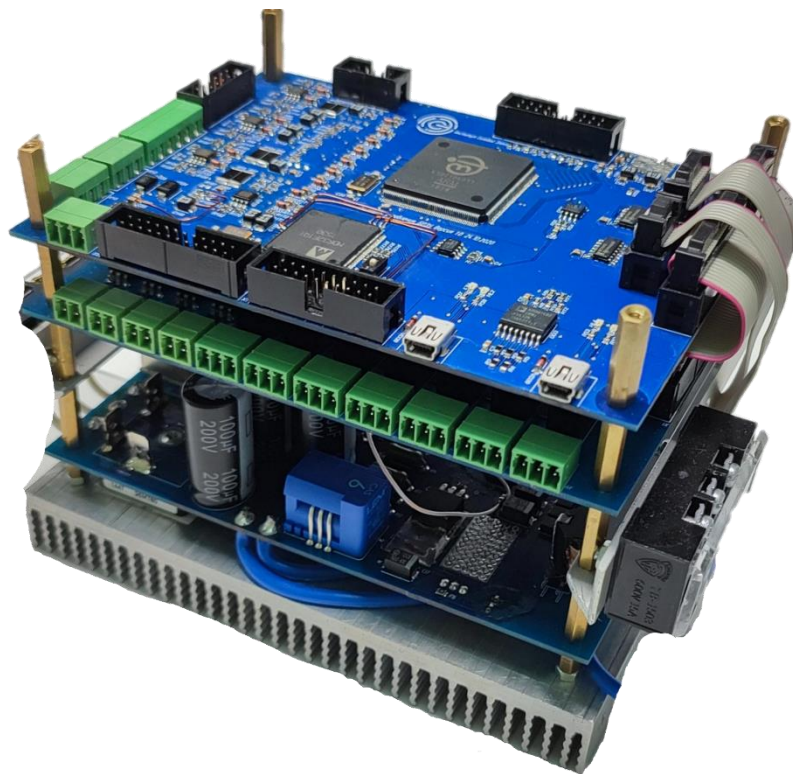


Рисунок 84 – Макетный образец блока регулирования

Для макетного образца были проведены предварительные испытания на эквивалентной RL-нагрузке, соответствующей параметрам обмотки возбуждения возбудителя. На Рисунок 85 и Рисунок 86 представлены переходные процессы тока возбуждения при его регулировании при перегрузке и при номинальных значениях, соответственно.

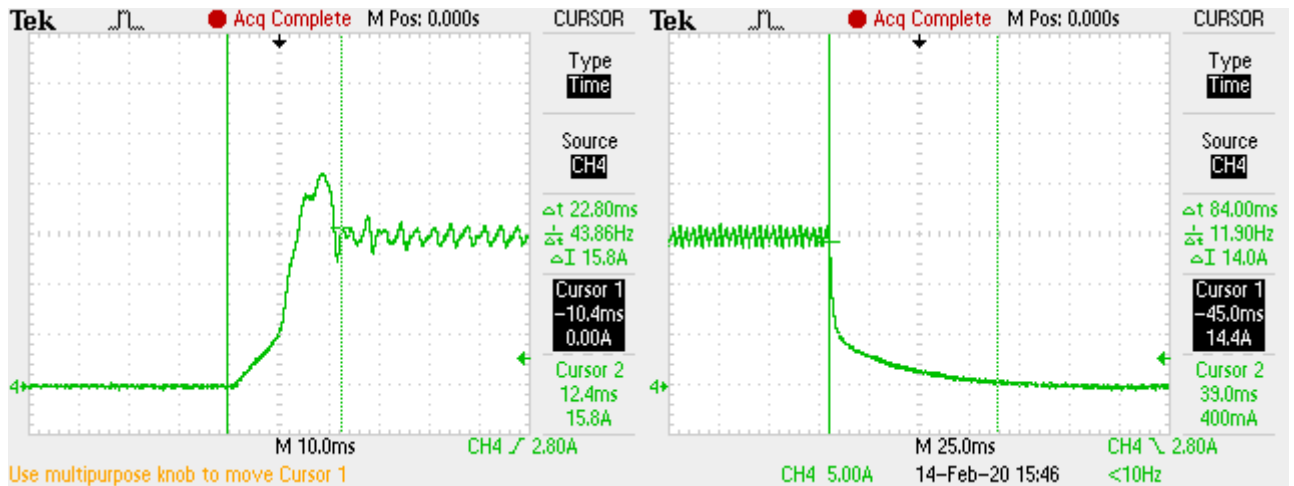


Рисунок 85 – Осциллограммы переходного процесса в обмотке возбуждения при значениях тока, соответствующих перегрузке

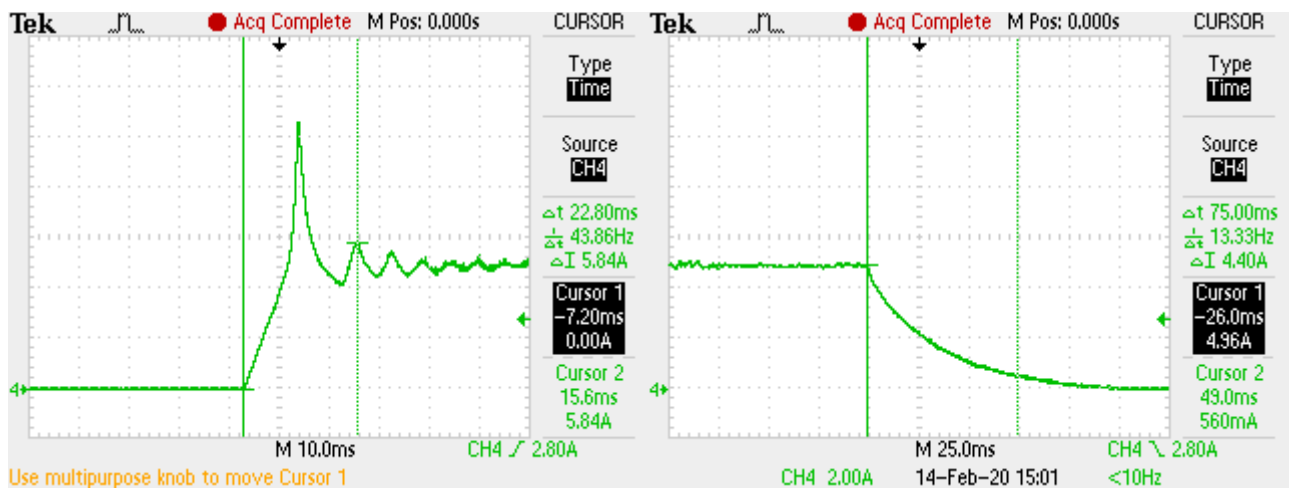


Рисунок 86 – Осциллограммы переходного процесса в обмотке возбуждения при значениях тока, соответствующих номинальному значению

Выводы по Главе 4

Результаты, полученные при анализе общей постоянной времени для авиационного синхронного генератора, дают возможность оценить переходной процесс при мгновенном изменении тока нагрузки системы электроснабжения. На основе постоянной времени была выбрана и синтезирована цифровая система управления для блока стабилизации напряжения синхронного генератора. Было проведено математическое моделирование системы генерирования, которое подтвердило правильность и адекватность синтезированной системы для систем, удовлетворяющих ГОСТ - 54073-2017.

Спроектирован макетный образец блока регулирования, защиты и управления, который был испытан на эквивалентной RL-нагрузке, соответствующей обмотке возбуждения возбудителя.

ГЛАВА 5 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

Для проверки расчетов, полученных с помощью аналитических выражений, а также результатов математического моделирования, был проведен ряд физических испытаний, макетных образцов стартер-генераторной системы, состоящих из полупроводникового преобразователя с микропроцессорной системой управления и трехкаскадным синхронным генератором. Перед экспериментальными исследованиями ставились цели по проверке возможности формирования пускового момента, необходимого для запуска газотурбинного двигателя ВСУ, а также по проверке алгоритмов синхронизации, стабилизации и управления системы запуска. Экспериментальные исследования проводились в разные этапы совместно со следующими предприятиями: АО «Технодинамика», АО «Аэроэлектромаш», ОАО «НПП «Аэросила».

5.1 Испытания силовой части повышающего преобразователя макетного образца электронного блока стартерного запуска

С целью отработки возможности запуска ГТД с помощью трехкаскадного синхронного генератора от аккумуляторной батареи самолета, был рассчитан и спроектирован повышающий преобразователь постоянного тока (Рисунок 87).

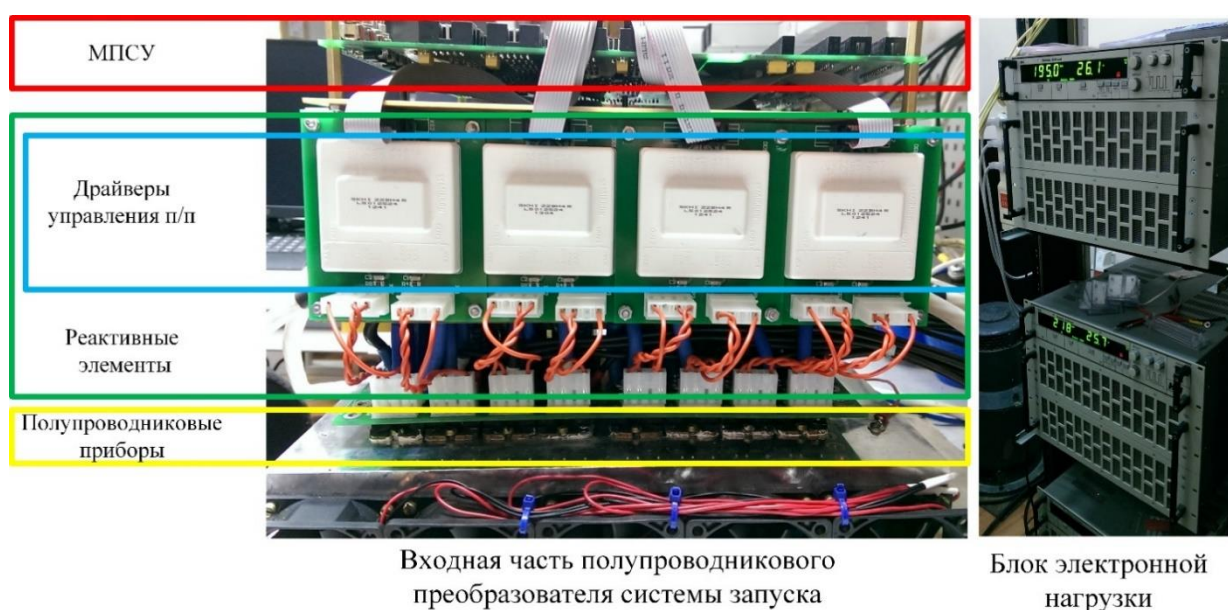


Рисунок 87 – Макетный образец входного преобразователя системы запуска

Входной преобразователь электронного блока стартерного запуска (ЭБСЗ) предназначен для формирования двух уровней регулируемых постоянных напряжений положительной и отрицательной полярности ($\pm 210\text{В}$), питающих выходной преобразователь ЭБСЗ. Оба указанных напряжения формируются из напряжения бортовой сети (БС) 27В по ГОСТ Р 54073-2017 [38]. Формируемое этим преобразователем напряжение поступает на вход инвертора напряжения, который обеспечивает раскрутку ТСГ.

Схема входного преобразователя состоит из блока входного фильтра, блока формирования сигналов, блоков повышающего преобразователя (ППр), блоков инвертирующего преобразователя. Блок входного фильтра обеспечивает электромагнитную совместимость с БС. Блок входного фильтра состоит из 18-и электролитических конденсаторов CUBISIC LP 330мкФ 450В фирмы SIC-SAFCO, 4-х керамических конденсаторов VJ1812Y104KNEA фирмы Vishay, 2-х резисторов С2-23-1-200 кОм $\pm 5\%$ и силовой клеммы для подключения к БС и блокам повышающего и инвертирующего преобразователей.

Блок повышающего преобразователя формирует регулируемое постоянное напряжение положительной полярности. Этот блок состоит из платы силовых транзисторов MOSFET IXFN110N60P3, 2-х плат драйверов, 8-и силовых дросселей L1...L8. В блоке повышающего преобразователя реализовано 8 параллельно работающих повышающих преобразователей (Рисунок 88).

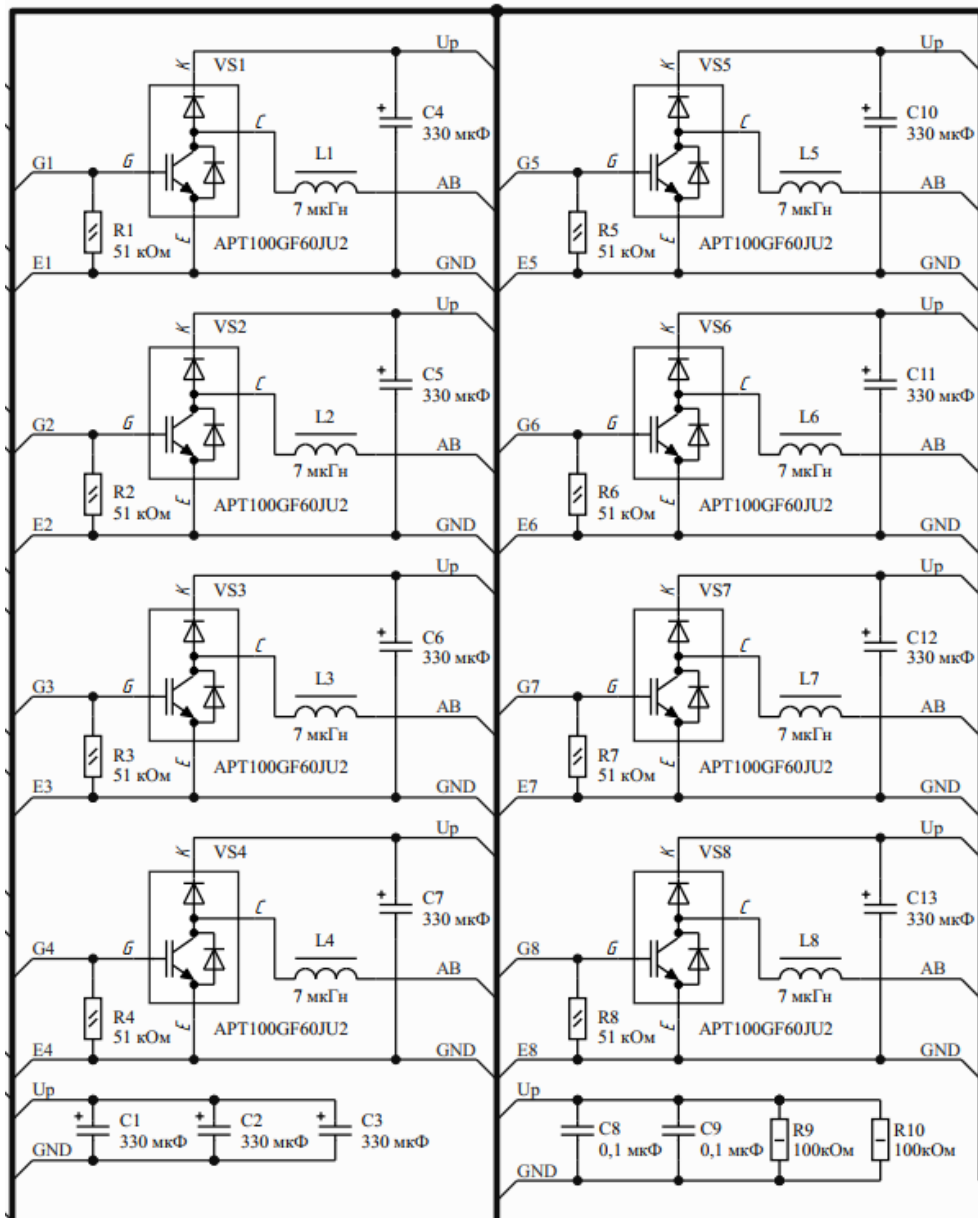


Рисунок 88 – Схема повышающего преобразователя входной части макета

Блок инвертирующего преобразователя формирует регулируемое постоянное напряжение отрицательной полярности. Этот блок состоит из платы силовых транзисторов инвертирующего преобразователя (ИнП) MOSFET IXFN110N60P3, 2-х плат драйверов, 8-и силовых дросселей L1...L8. В блоке инвертирующего преобразователя реализовано 8 параллельно работающих инвертирующих преобразователей (Рисунок 89).

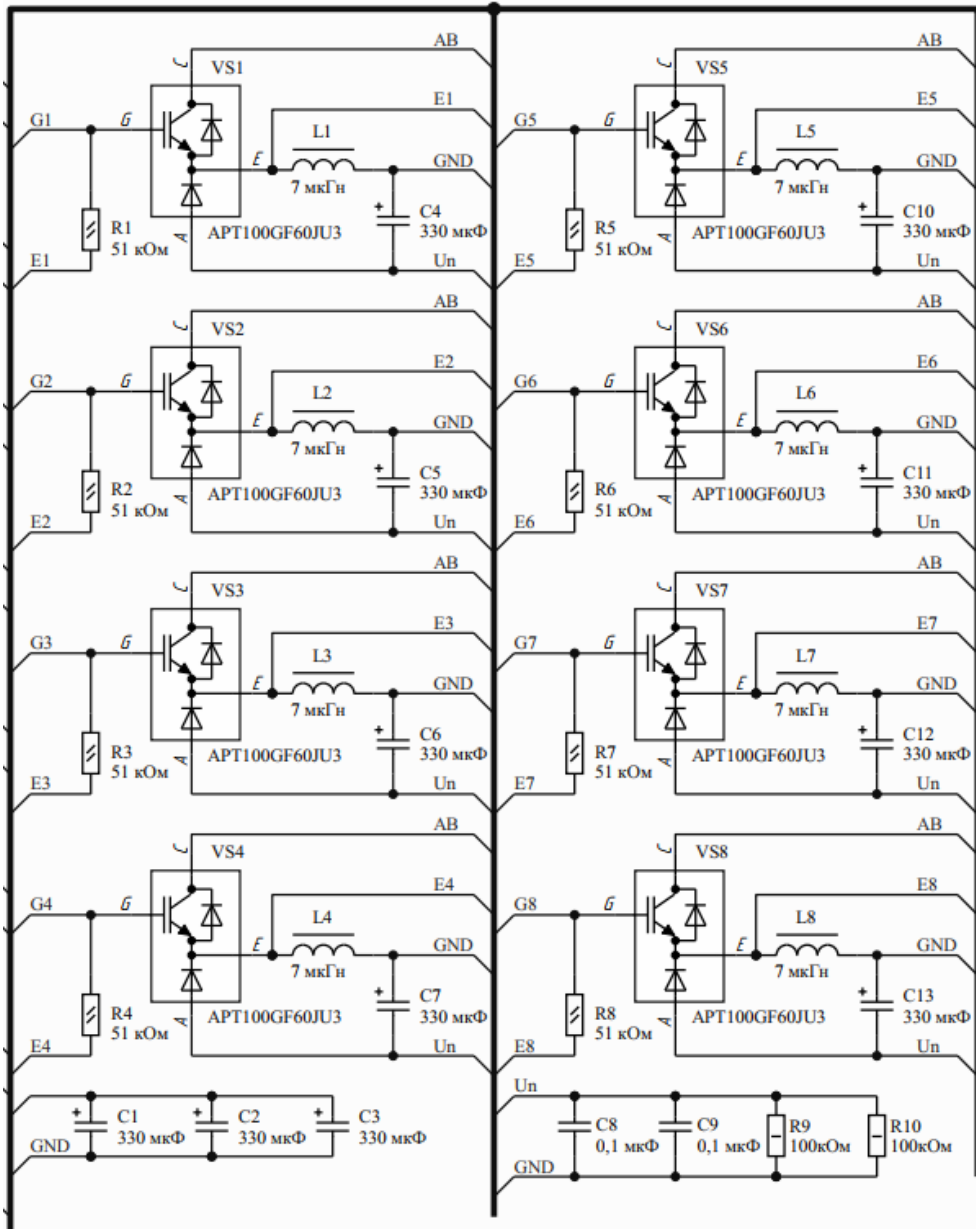


Рисунок 89 – Схема инвертирующего преобразователя входной части макета

Ниже приведены осциллограммы токов и напряжений элементов силовой части при входном постоянном напряжении равным - 24В. В этапы проверки работоспособности входного преобразователя, были включены три рабочие точки по выходному напряжению – 100 В, 270 В и 420 В.

Режим повышения напряжения до 420 В.

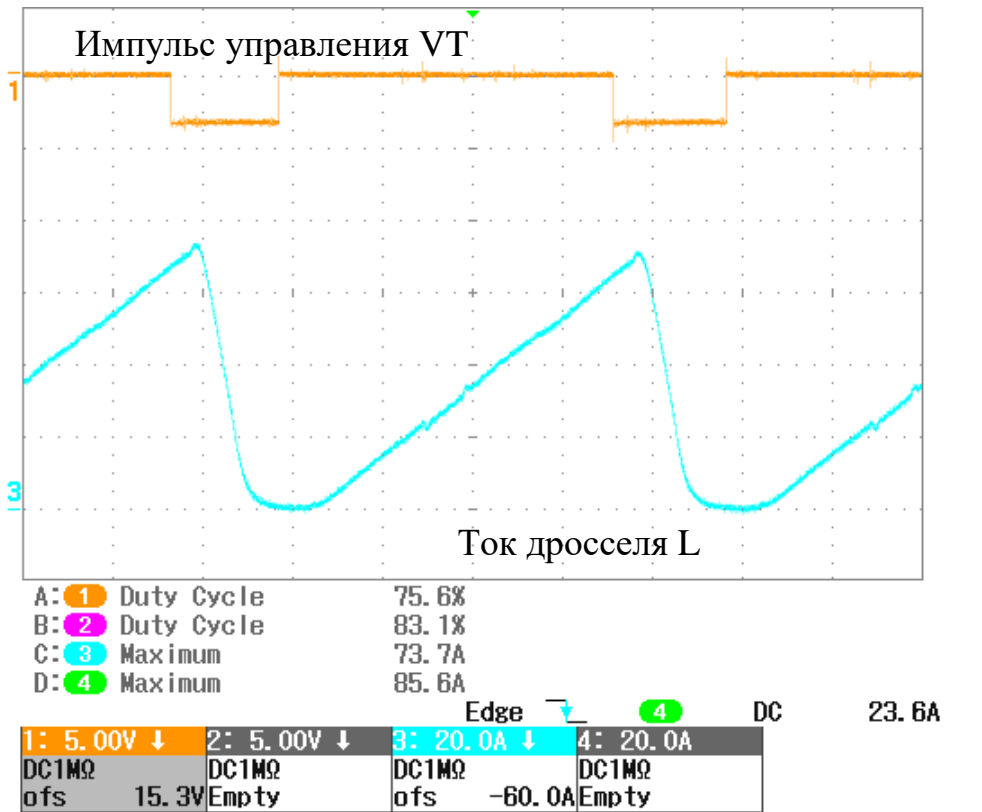


Рисунок 90 – Осциллограммы ППр

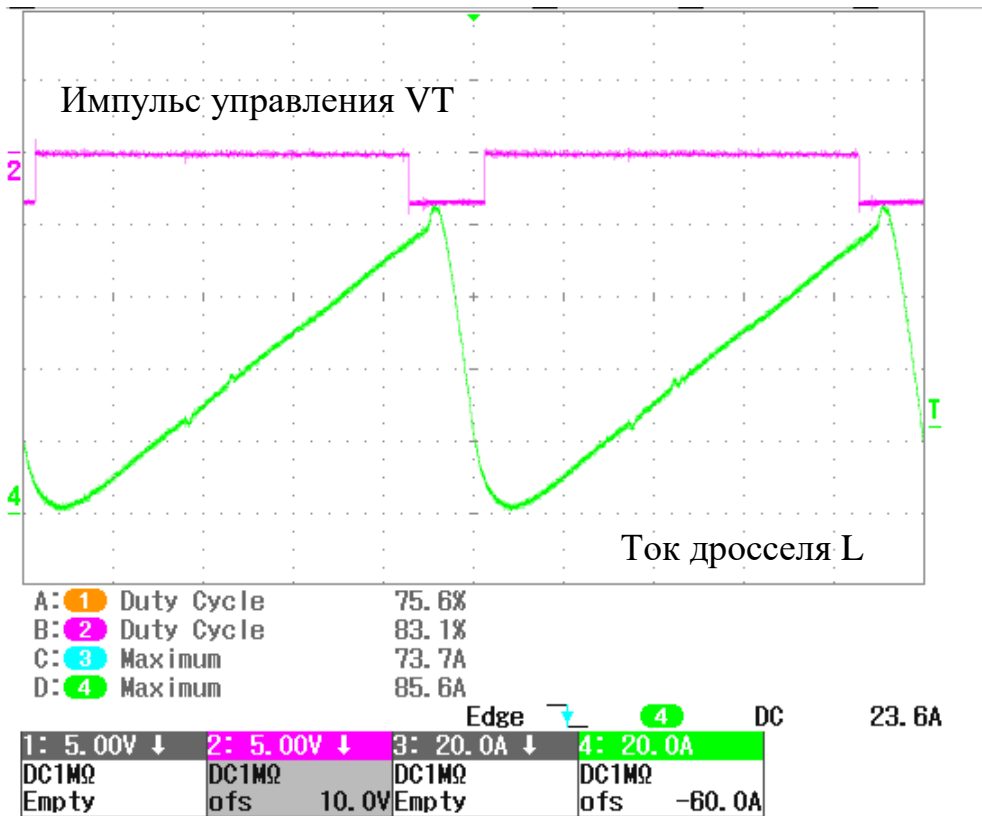


Рисунок 91 – Осциллограммы ИнП

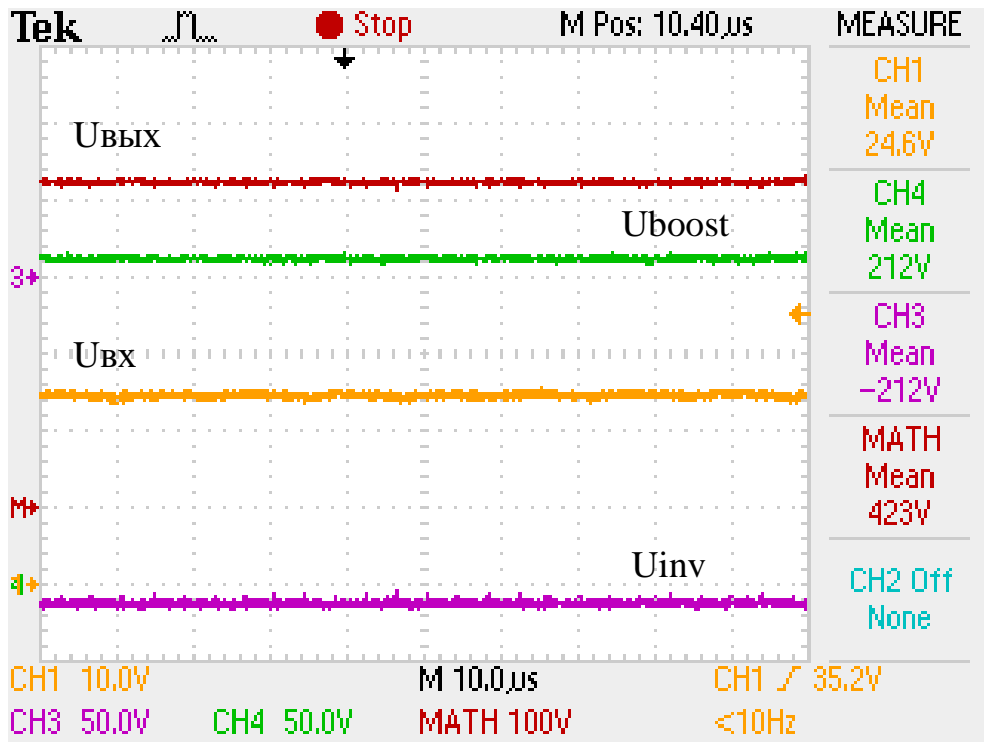


Рисунок 92 – Осциллограммы входного преобразователя

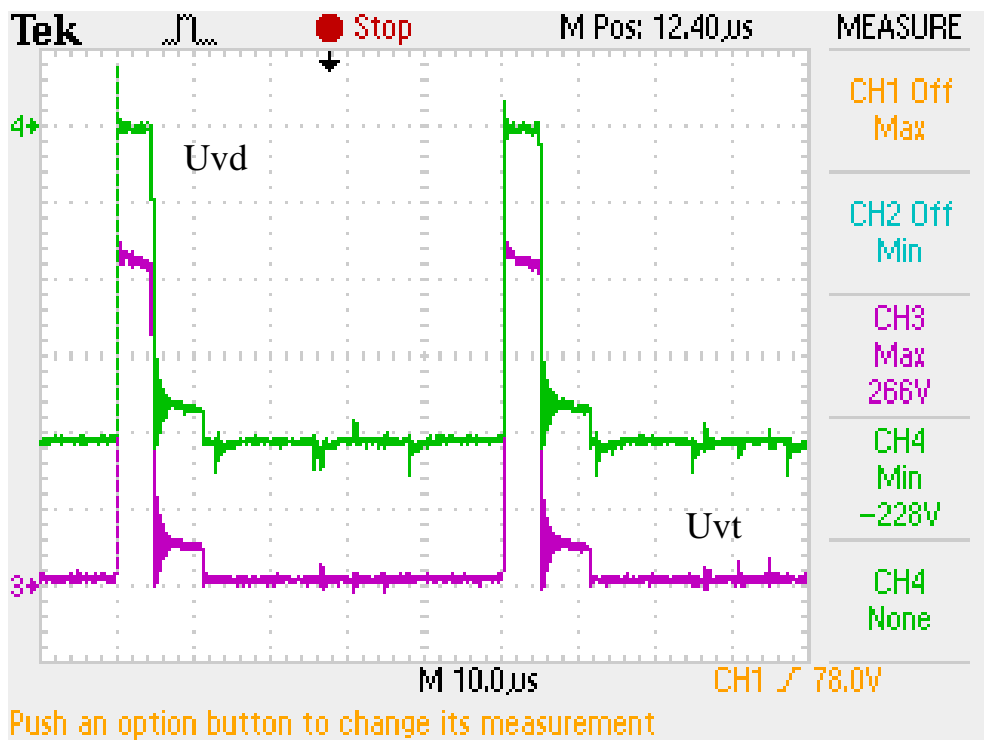


Рисунок 93 – Осциллограммы ППР

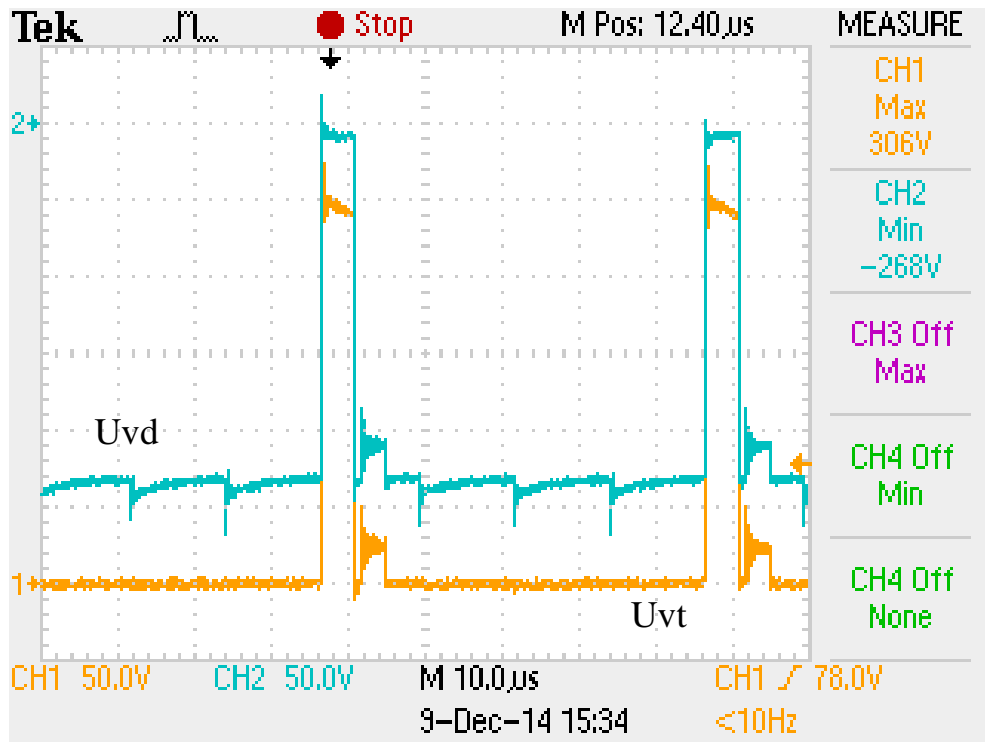


Рисунок 94 – Осциллограммы ИМП

Режим повышения напряжения до 270 В.

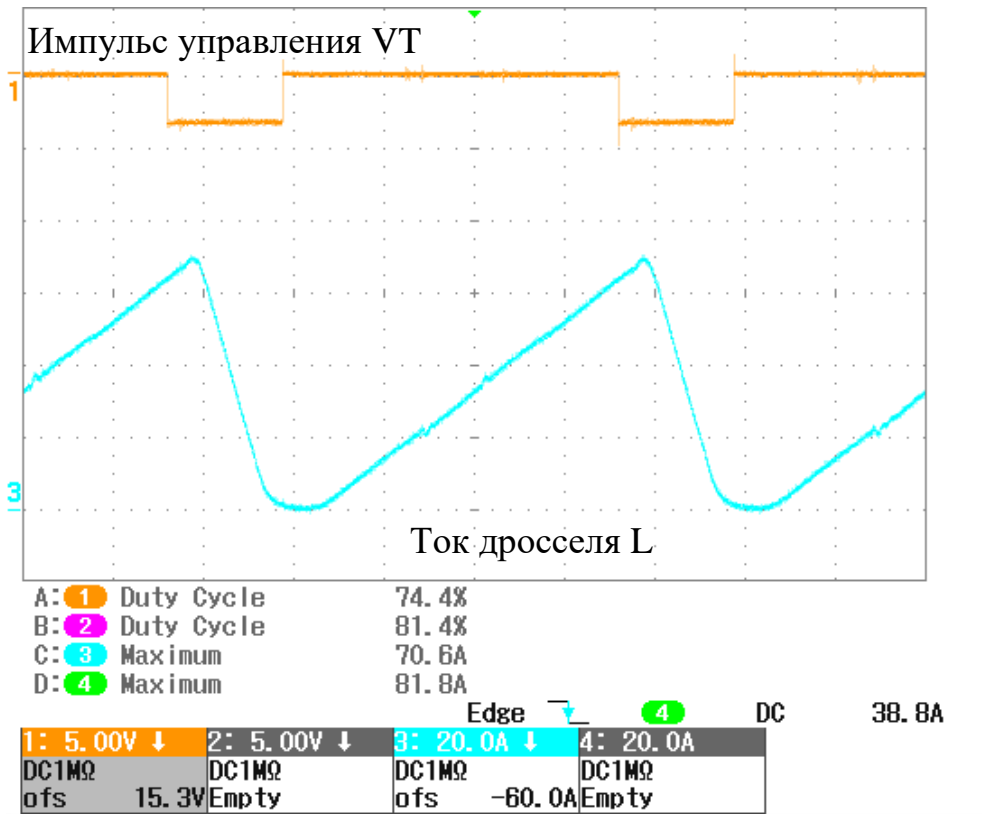


Рисунок 95 – Осциллограммы ППр

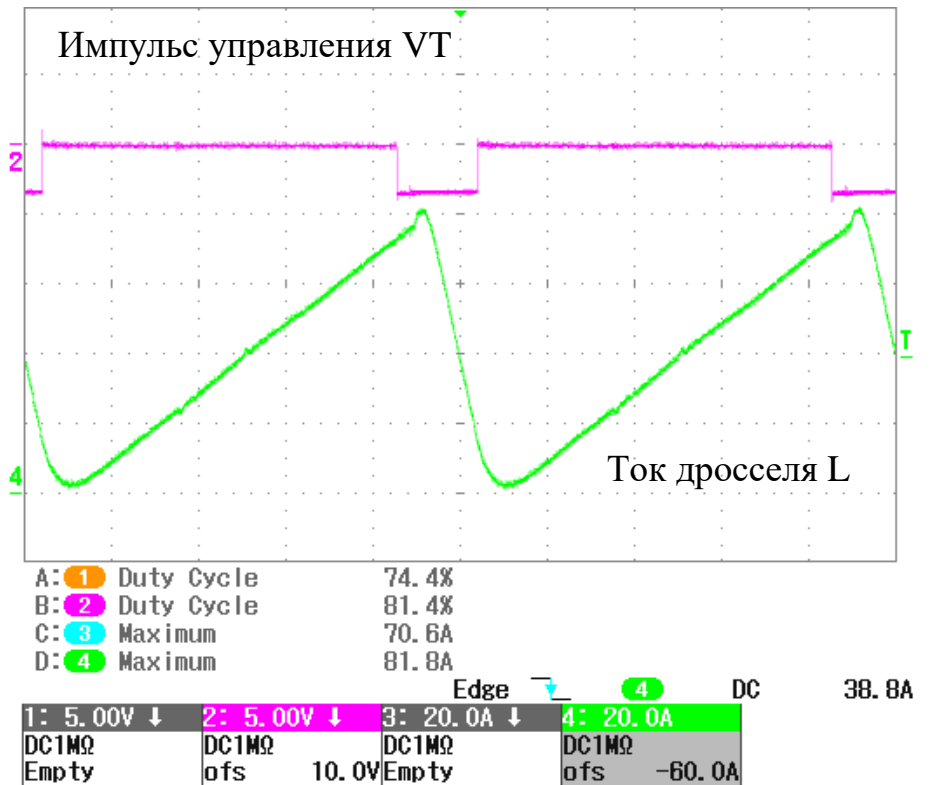


Рисунок 96 – Осциллограммы ИнП

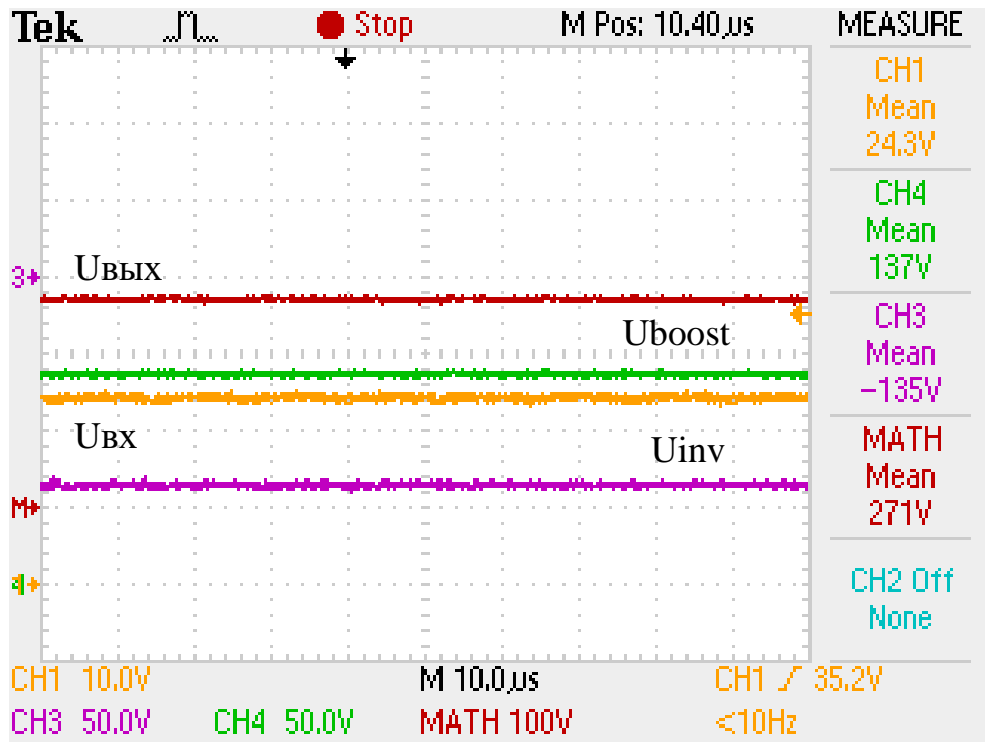


Рисунок 97 – Осциллограммы входного преобразователя

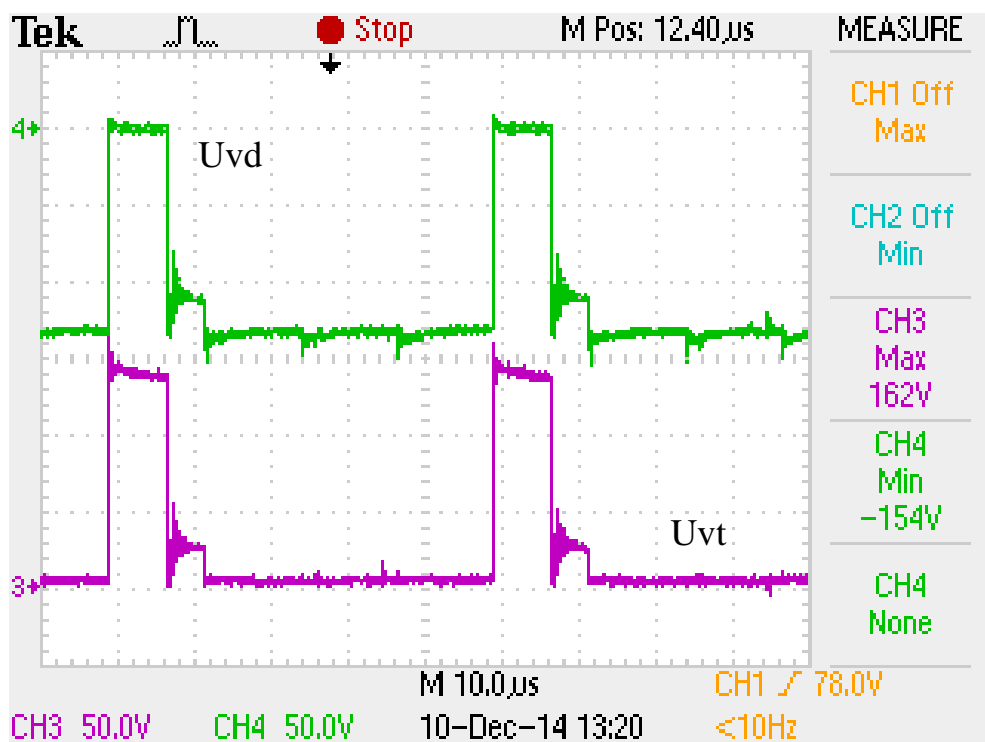


Рисунок 98 – Осциллограммы ППр

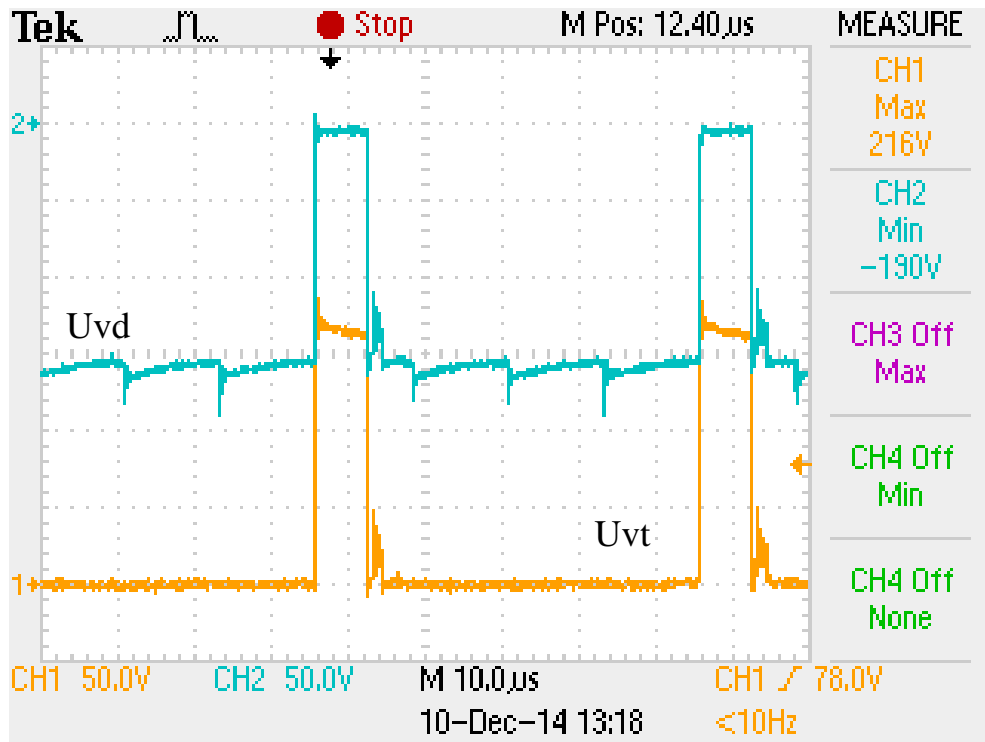


Рисунок 99 – Осциллограммы ИМП

Режим повышения напряжения до 100 В.

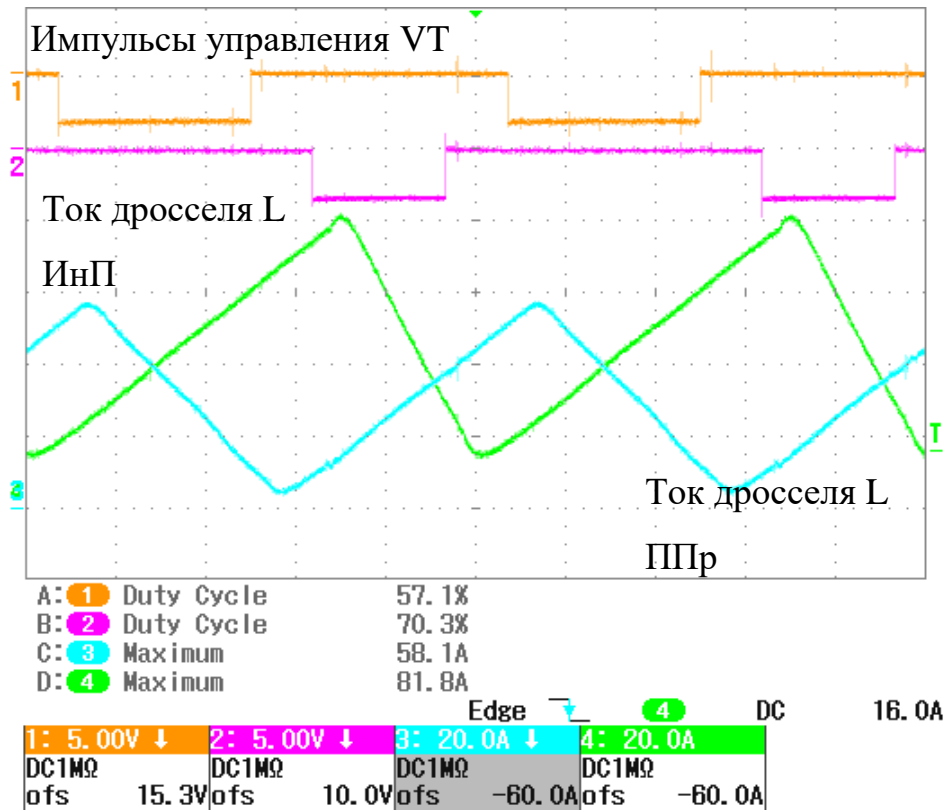


Рисунок 100 – Осциллограммы входного преобразователя

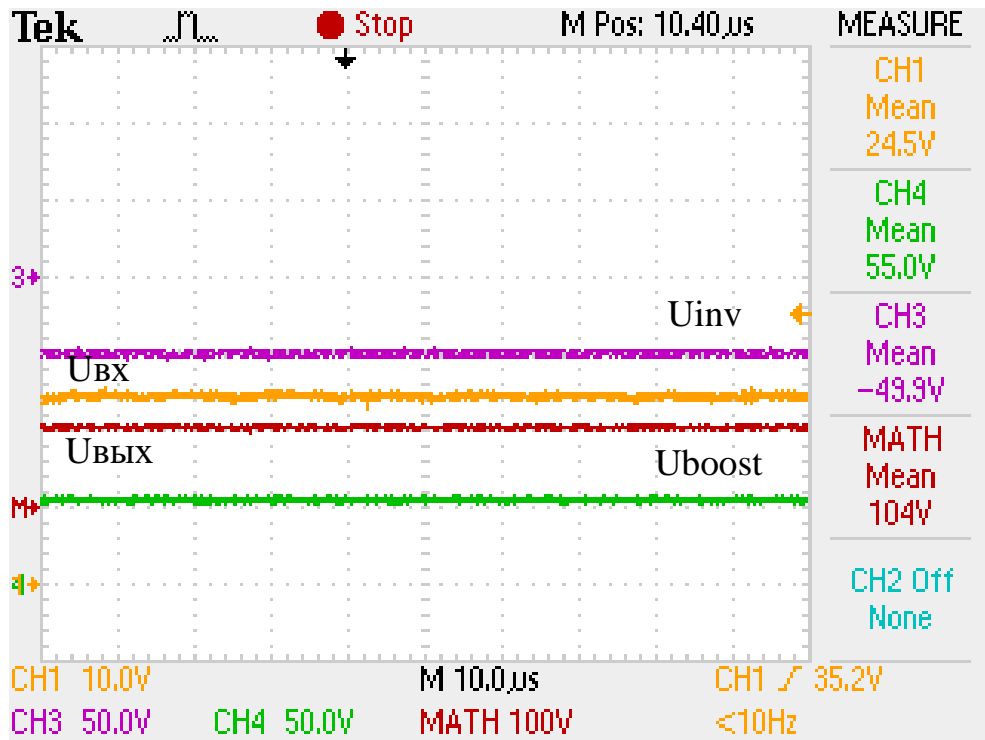


Рисунок 101 – Осциллограммы входного преобразователя

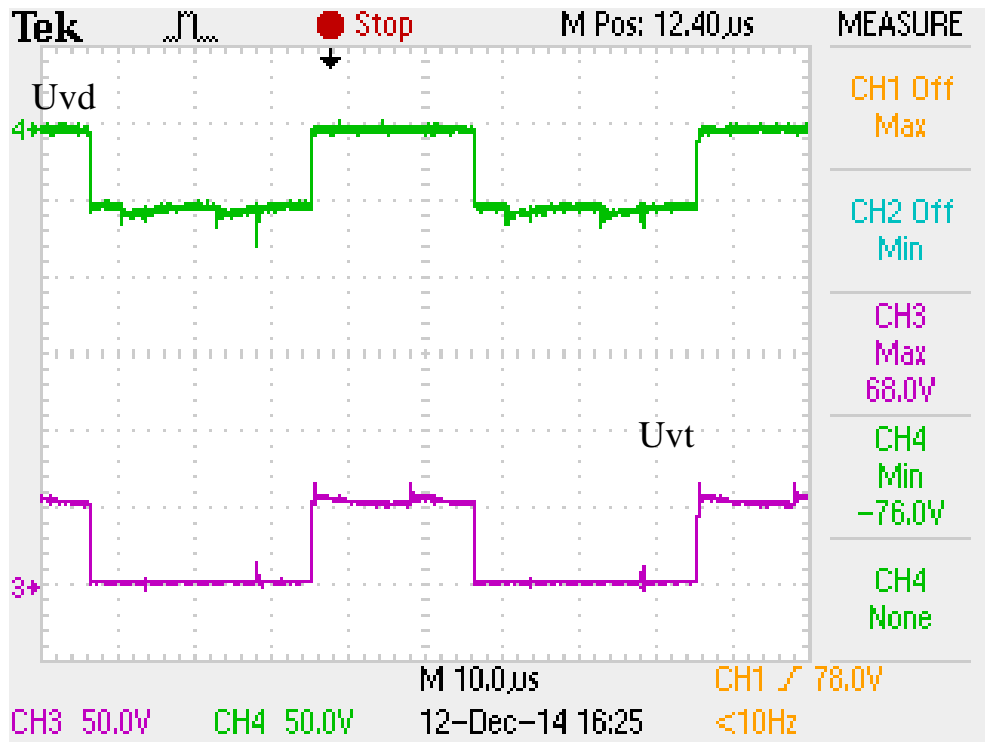


Рисунок 102 – Осциллограммы ППр

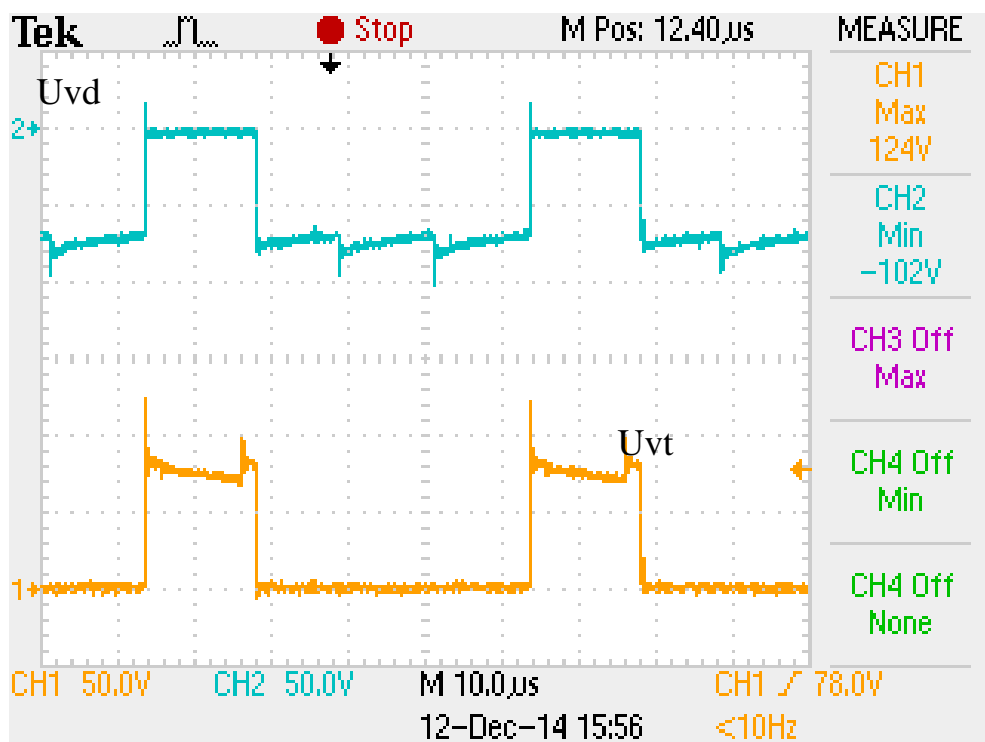


Рисунок 103 – Осциллограммы ИнП

Ниже представлены численные данные работы входного преобразователя при стабилизации на выходе 420 В (Таблица 4), 280 В (Таблица 5) и 100 В (Таблица 6) при изменении входного напряжения, имитирующего бортовую аккумуляторную батарею, в диапазоне от 18 В до 32 В.

Таблица 4 – Данные входного преобразователя при $U_{\text{вых}}=420$ В

U_{вых}, В	420							
I _{вх} , А	795,4	720,6	634,8	567,8	533,5	474,2	438,1	409,2
U _{вх} , В	17,85	19,3	21,4	23,7	25	27,7	29,7	31,7
I _{вых(inv)} , А	26	26	26,1	26,1	26,1	26,1	26	26,1
I _{вых(boost)} , А	25,8	25,7	25,7	25,7	25,7	25,7	25,7	25,7
U _{вых(inv)} , В	197	197	197	197	197	197	197	197
U _{вых(boost)} , В	222	222	222	222	222	222	222	222
P _{вх} , Вт	14198	13908	13585	13457	13338	13135	13012	12972
P _{вых} , Вт	10855	10835	10857	10857	10857	10857	10835	10847
КПД	0,76	0,78	0,80	0,81	0,81	0,83	0,83	0,84
I _{L_inv_rms} , А	42,45	45,76	45,72	42,60	42,93	38,81	37,22	38,20
I _{L_boost_rms} , А	54,57	51,83	44,55	37,42	40,64	36,61	34,67	35,34
I _{vt_inv_rms} , А	40,01	42,83	42,85	39,31	38,96	35,20	33,40	33,72
I _{vt_boost_rms} , А	51,58	48,57	41,37	34,75	37,41	33,41	31,46	31,74
I _{vd_inv_rms} , А	14,18	16,10	15,95	16,41	18,03	16,34	16,41	17,94
I _{vd_boost_rms} , А	17,80	18,10	16,54	13,87	15,89	14,98	14,58	15,55
U _{vd_inv} , В	250	250	246	250	254	250	254	258
U _{vd_boost} , В	246	244	246	244	242	248	242	242
T(L _{inv}), °C	53,4	47,7	40	55,4	52,4	48	45,1	42,5
T(L _{boost}), °C	55,9	49,8	40,9	51,4	48,6	44,6	41,5	39,2
T(п/п.inv), °C	51,5	53	44,9	50,2	50,2	45,6	44,2	42,3
T(п/п.boost), °C	48,4	52,1	42,2	48	47,7	43,4	42,1	39,4
При исходных параметрах:								
T(L _{inv}), °C	48,8	43	37,9	53,1	49,3	46,1	43,4	41,2
T(L _{boost}), °C	51	44,4	38,2	49,5	47,6	44,2	41,2	39,2
T(п/п.inv), °C	35,3	32,9	29,2	35,2	34,2	32,9	32,2	32,4
T(п/п.boost), °C	34,9	32,8	29	35	34,5	33	32,3	32,8

Таблица 5 – Данные входного преобразователя при $U_{\text{вых}}=280$ В

U_{вых}, В	280							
I _{вх} , А	755,3	705,8	650,3	574,9	510,9	482,5	437,8	407
U _{вх} , В	18,4	19,34	20,66	23,2	25,74	27,1	29,6	31,6
I _{вых(inv)} , А	40	40,1	40	40,1	40,1	40,1	40,1	40,1
I _{вых(boost)} , А	38,4	38,3	38,4	38,4	38,4	38,4	38,4	38,4
U _{вых(inv)} , В	126	126	126	126	126	126	126	126
U _{вых(boost)} , В	155	154	154	155	155	155	155	155
P _{вх} , Вт	13898	13650	13435	13338	13151	13076	12959	12861
P _{вых} , Вт	10992	10951	10954	11005	11005	11005	11005	11005
КПД	0,79	0,80	0,82	0,83	0,84	0,84	0,85	0,86
I _{L_inv_rms} , А	41,64	41,87	40,82	43,46	42,02	43,36	39,97	41,82
I _{L_boost_rms} , А	40,08	40,20	50,56	41,01	38,99	35,73	36,96	37,74
I _{vt_inv_rms} , А	37,66	38,08	37,40	39,42	37,83	38,93	35,54	36,46
I _{vt_boost_rms} , А	36,45	36,45	46,12	37,01	34,88	31,91	32,75	32,34
I _{vd_inv_rms} , А	17,75	17,41	16,37	18,30	18,29	19,10	18,30	20,49
I _{vd_boost_rms} , А	16,67	16,96	20,72	17,65	17,44	16,08	17,13	19,46
U _{vd_inv} , В	172	174	172	174	172	178	180	188
U _{vd_boost} , В	176	172	174	174	180	172	172	172
T(L _{inv}), °С	53,6	49	46,8	43,8	41	39	36,4	33,3
T(L _{boost}), °С	54,4	49,5	46,9	44,5	42,5	40,5	37,8	34,6
T(п/п.inv), °С	52,6	46,3	46,9	44	40,8	41,4	40,1	39,2
T(п/п.boost), °С	50,8	44,6	45,4	42,2	39,6	38,9	37,9	37
При исходных параметрах:								
T(L _{inv}), °С	51,7	47,7	44,9	42,3	40,3	38,2	35,3	32,5
T(L _{boost}), °С	52,5	47,9	45	44,1	42	39,7	36,6	34
T(п/п.inv), °С	39,5	35,7	33,6	33,7	33,5	32,9	31,5	31,5
T(п/п.boost), °С	39,9	35,5	33,3	33,5	33,3	33	31,2	31,5

Таблица 6 – Данные входного преобразователя при $U_{\text{вых}}=100$ В

U_{вых}, В	100							
I _{вх} , А	714,4	656,3	600,8	552	499	470	431,1	401
U _{вх} , В	18,6	20,35	21,7	23,65	25,95	27,76	30,2	31,7
I _{вых(inv)} , А	109,95	110,92	109,93	109,94	110,96	110,97	111	110,03
I _{вых(boost)} , А	105,5	107,9	106,5	106	106,7	107,9	108,6	106,5
U _{вых(inv)} , В	38,7	38,6	38,7	38,7	38,8	38,9	39	39,2
U _{вых(boost)} , В	62,3	62,5	62,6	62,6	62,6	62,7	62,7	62,6
P _{вх} , Вт	13288	13356	13037	13055	12949	13047	13019	12712
P _{вых} , Вт	10828	11025	10921	10890	10985	11082	11138	10980
КПД	0,81	0,83	0,84	0,83	0,85	0,85	0,86	0,86
I _{L_inv_rms} , А	35,23	35,49	37,19	30,79	41,28	43,56	40,50	44,89
I _{L_boost_rms} , А	43,60	42,23	42,23	32,65	39,42	38,34	35,28	36,73
I _{vt_inv_rms} , А	27,28	28,07	28,70	23,29	33,11	34,04	31,54	34,36
I _{vt_boost_rms} , А	35,19	33,93	33,25	25,42	30,55	28,25	26,49	26,46
I _{vd_inv_rms} , А	22,29	21,71	23,65	20,13	24,65	27,18	25,41	28,90
I _{vd_boost_rms} , А	25,74	25,15	26,03	20,48	24,90	25,93	23,30	25,48
U _{vd_inv} , В	82	88	88	90	88	92	90	98
U _{vd_boost} , В	78	82	88	80	76	78	78	82
T(L _{inv}), °С	40,5	38,9	38,5	36,9	35,4	33,4	32,6	30,8
T(L _{boost}), °С	39	38,1	38,2	36,8	35,9	34,4	33,6	32,3
T(п/п.inv), °С	43,9	38,6	40,1	39,7	39,1	32,4	35,6	35,8
T(п/п.boost), °С	41,5	36,3	37,8	37,7	36,9	34,2	33,4	34,5
При исходных параметрах:								
T(L _{inv}), °С	39,1	38,8	35,2	35,7	34,5	33	30,1	29,4
T(L _{boost}), °С	38,2	38,2	36,5	36,2	35,5	34,1	31,2	31,1
T(п/п.inv), °С	32,4	32	30,5	30,3	30,3	30,3	29,4	29,1
T(п/п.boost), °С	32,2	32,1	31	30,5	30,9	29,5	31,5	28,7

По данным содержащимся в таблицах, представленным выше, были построены зависимости КПД (η) преобразователя от напряжения АБ ($U_{\text{вх}}$) при разных значениях выходного напряжения ($U_{\text{вых}}$) (Рисунок 104).

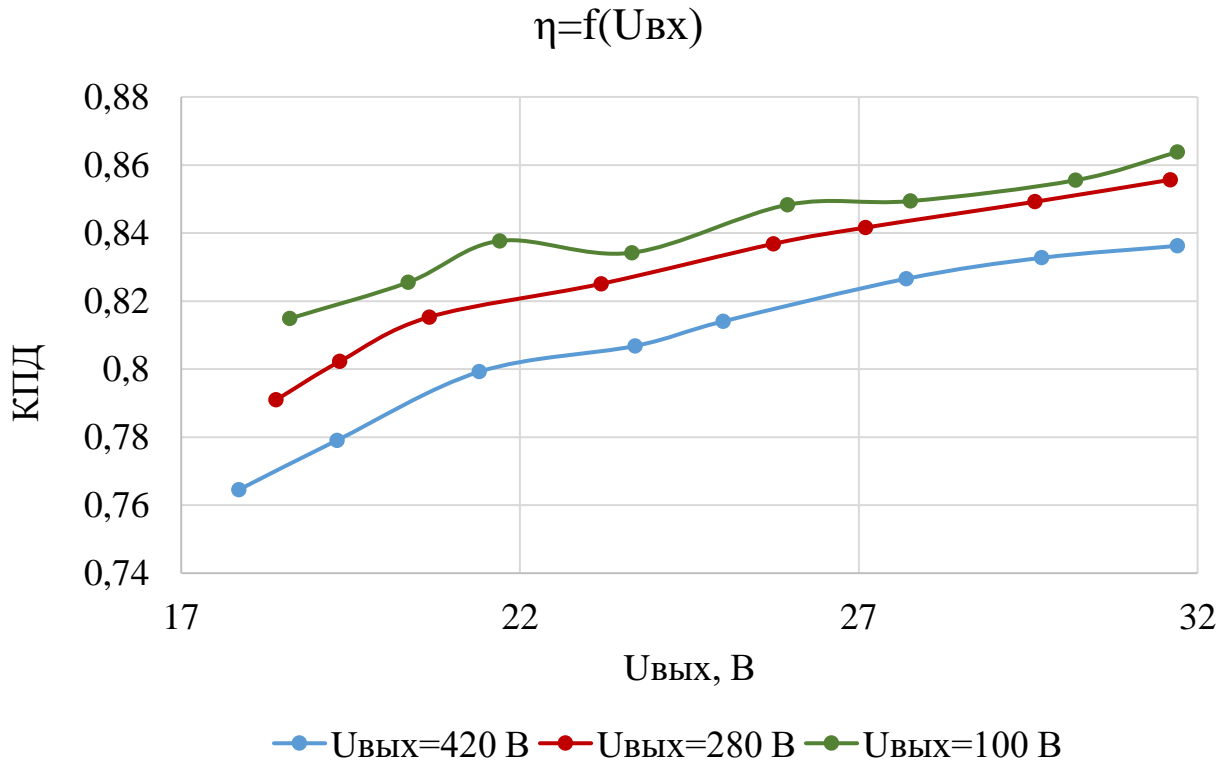


Рисунок 104 – КПД входного преобразователя

КПД входного преобразователя в подавляющем диапазоне напряжения аккумуляторной батареи имеет значение не хуже 0.8. Наименьшее значение КПД входного преобразователя имеет в узком диапазоне АБ при малых величинах напряжения аккумуляторной батареи 18 – 21 (В) и высоком значении выходного напряжения 420 В.

При значениях КПД ниже 0.8 наблюдается расхождение с расчетными данными в сторону ухудшения в полученных экспериментальных данных. Для изучения этого эффекта проведены дополнительные экспериментальные исследования и анализ математической модели. На диаграммах ниже приведены уточненные экспериментальные данные при $U_{вх}=18В$, $U_{вых}=420В$, при нагрузке 1кВт и при нагрузке $11/4 = 2.75$ кВт с отключением 3 из 4 каналов преобразователя.

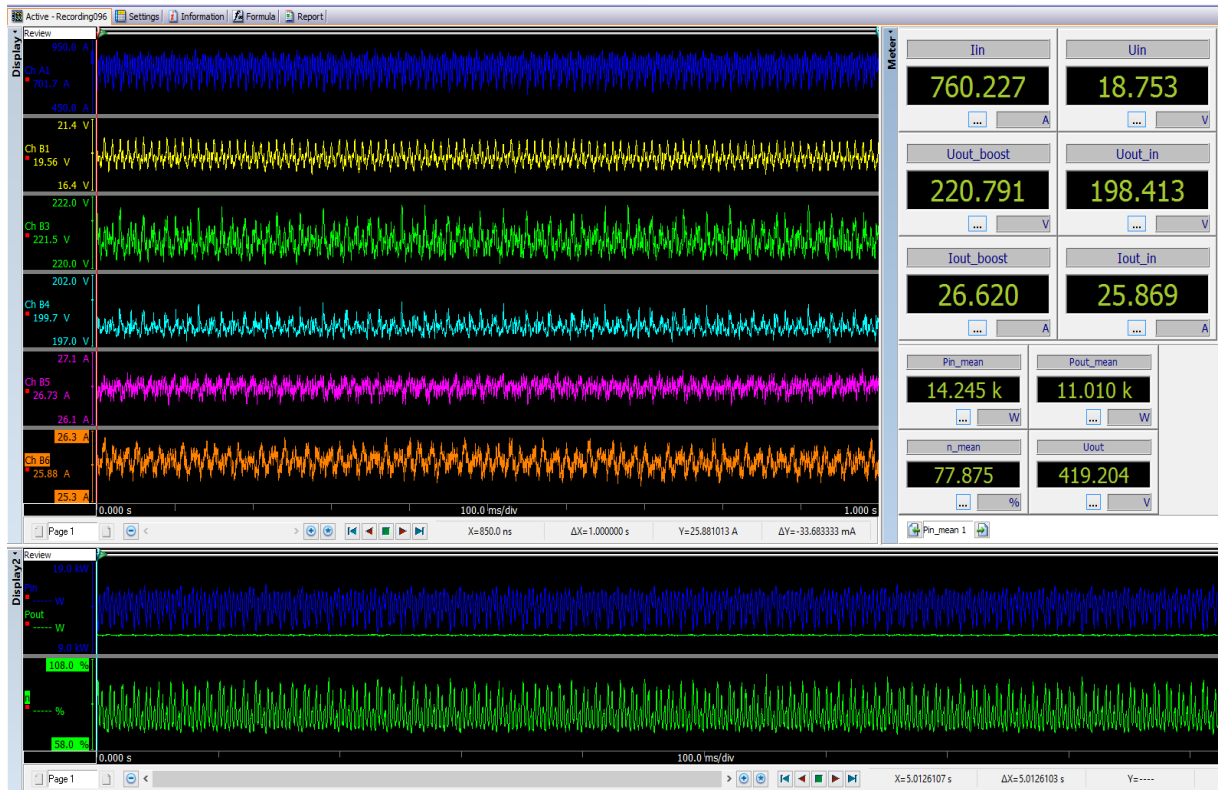


Рисунок 105 – Осциллограммы работы преобразователя при нагрузке 11 кВт

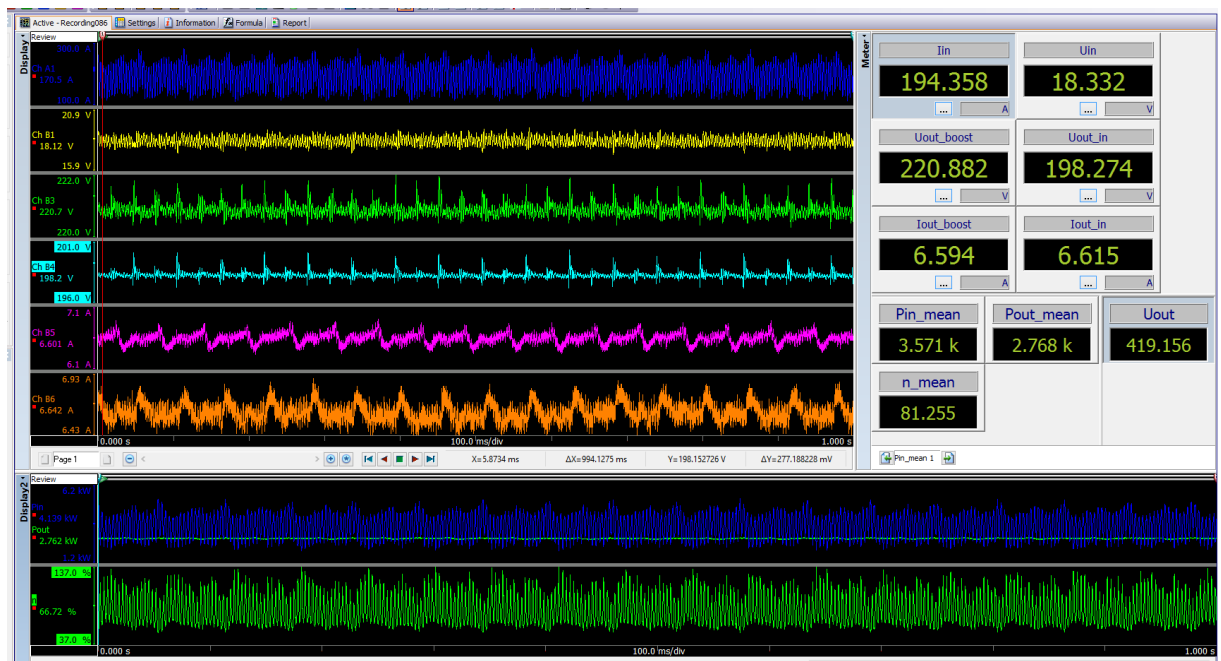


Рисунок 106 – Осциллограммы работы четверти преобразователя при нагрузке 11/4 кВт

На диаграммах: синий – входной ток (I_{in}); желтый – входное напряжение (U_{in}); зеленый – выходное напряжение повышающего преобразователя

(U_{out_boost}); голубой – выходное напряжение инвертирующего преобразователя (U_{out_in}); розовый – выходной ток повышающего преобразователя (I_{out_boost}); оранжевый – выходной ток инвертирующего преобразователя (I_{out_in}); P_{in_mean} – входная активная мощность (среднее значение $I_{in} \cdot U_{in}$); P_{out_mean} – выходная активная мощность (среднее значение $I_{out} \cdot U_{out}$); η_{mean} – КПД (среднее значение $I_{out} \cdot U_{out} / (I_{in} \cdot U_{in})$).

Полученные уточненные экспериментальные данные показывают несколько лучший КПД в анализируемом режиме, равным 77.875%, что на 1.4% больше, чем в предыдущем варианте. Причем КПД одного канала преобразователя при трех отключенных и максимальной нагрузке в 11/4кВт составляет 81.255%. Таким образом, дополнительные потери в узком диапазоне низких значений $U_{вх}$ и высоких значениях $U_{вых}$ появляются в конструктивных элементах и электролитических конденсаторах из-за возрастающей токовой загрузки этих элементов, потери в которых с помощью модели не рассчитывались.

Дополнительно были проведены испытания по термоциклированию, для режима $U_{вых} = 420$ В, $U_{вх} = 27$ В (Таблица 7).

Таблица 7 – Данные по термоциклированию

420 В								
Циклы	Н1	К1	Н2	К2	Н3	К3	Н4	К4
T(Linv), °C	57,2	65,5	68,8	74,3	79,8	87,3	88,8	95,3
T(Lboost), °C	60,8	70,5	72,6	79,9	80,1	88,9	88,1	95,3
T(п/п.inv), °C	60,2	71,6	53,5	72	47,8	68,6	45,8	66,7
T(п/п.boost), °C	62,3	78,6	56,4	76,1	47,3	72,7	45,7	69,8
Время, мин.	0	1	3,5	4,5	7	8	10,5	11,5

При проведении термоциклирования фиксировались температуры силового дросселя и транзистора повышающего и инвертирующего звена (Рисунок 107).

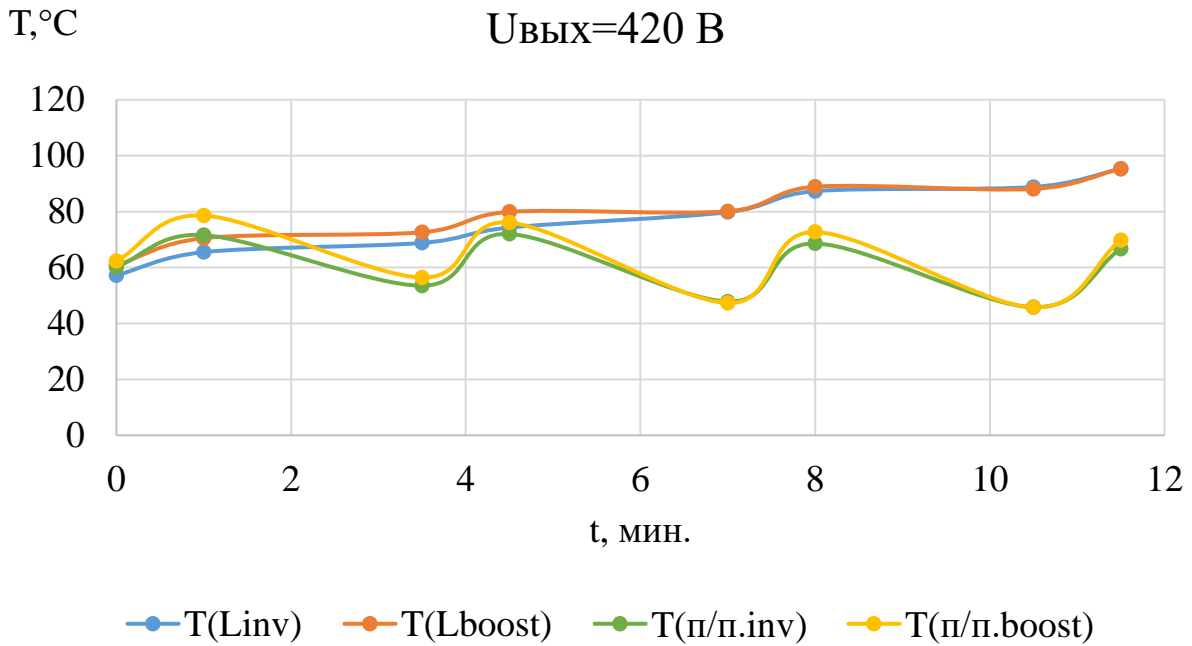


Рисунок 107 – Графики термоциклирования входного преобразователя

5.2 Испытания макетного образца электронного блока стартерного запуска с генератором ГТ40ПЧ8Б

Генератор ГТ40ПЧ8Б представляет собой шестиполусный бесщеточный генератор со встроенным шестифазным возбудителем и блоком вращающихся выпрямителей, предназначенных для питания обмотки возбуждения основного генератора постоянным током. Для осуществления автономности возбуждения, а также для питания цепей защиты и управления на одном валу с генератором и возбудителем размещен трехфазный подвозбудитель (генератор управления) с возбуждением от постоянного магнита. Рисунок 108 содержит принципиальную электрическую схему [100], а Таблица 8 технические данные генератора ГТ40ПЧ8Б.

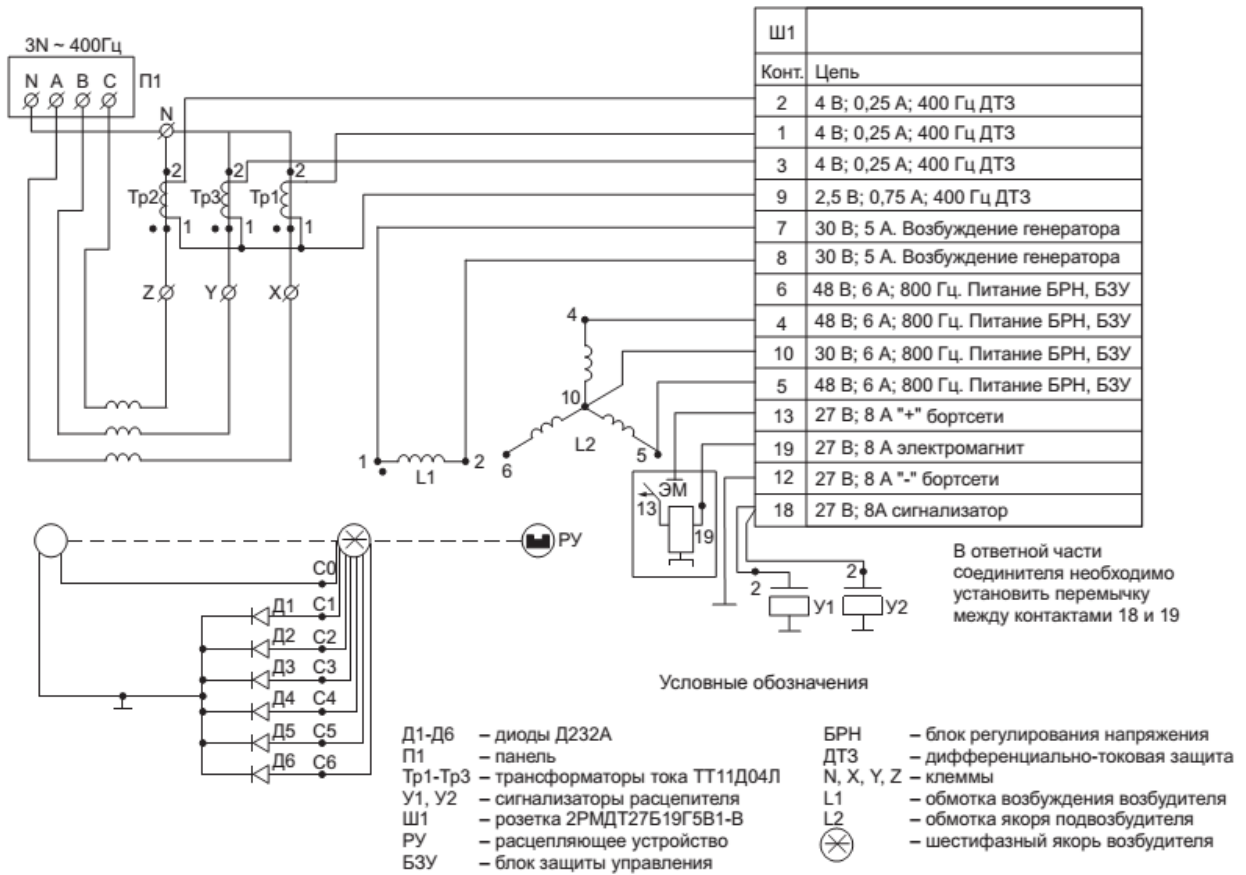


Рисунок 108 – Принципиальная электрическая схема ГТ40ПЧ8Б

Таблица 8 – Технические данные ГТ40ПЧ8Б

Генератор	
Число фаз	3
Номинальное линейное напряжение	208 В
Номинальная мощность	40 кВ·А
Номинальный ток	111 А
Частота вращения	7600...8400 об/мин
Частота	380...420 Гц
Подвозбудитель	
Число фаз	3
Линейное напряжение холостого хода	45,5...48,3 В
Частота	760...840 Гц
Возбуждение	от постоянного магнита

В данном разделе приведены результаты автономных лабораторных испытаний макетного образца электронного блока стартерного запуска (ЭБСЗ) в электростартерном режиме. Испытательный стенд представлен на Рисунок 109.

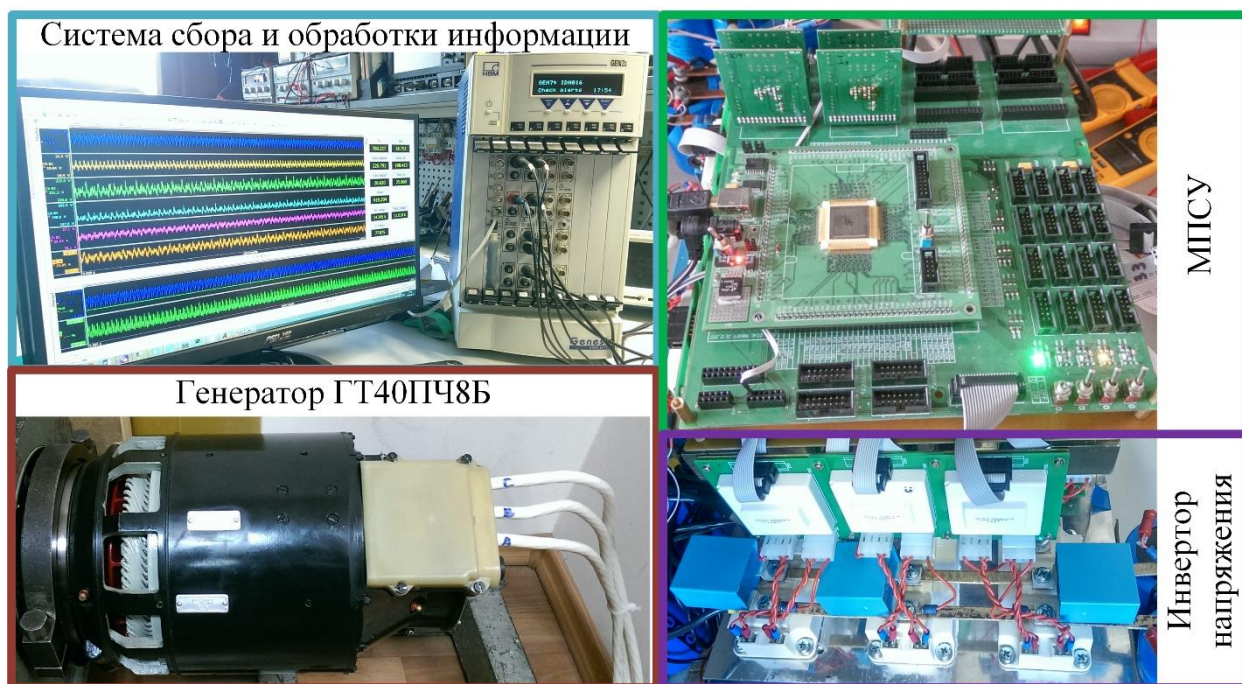


Рисунок 109 – Испытательный стенд макетного образца ЭБСЗ

Целью испытаний являлась отработка алгоритмов управления и проверка работоспособности макетного образца ЭБСЗ в электростартерном режиме при питании трехкаскадного синхронного генератора.

Так как при испытании силовой части макетного образца ЭБСЗ были отработаны все режимы работы, в том числе и режимы максимальной загрузки элементов по току и напряжению, в данных испытаниях рассматривается только режим пуска синхронного генератора до заданной частоты, с фиксированием скорости вала и действующего значения фазных токов инвертора напряжения.

Исходя из технических характеристик предоставленного генератора, а также механического стенда, максимальная скорость вала генератора ограничивается на 5000 об/мин, что соответствует 250 Гц основной гармонике выходного тока инвертора. Согласно методике испытаний, были проведены испытания трех режимов пуска синхронного генератора. Ниже приведены результаты испытаний для каждого из режимов.

Так как для определения положения вала генератора используется напряжение магнитоэлектрического генератора (подвозбудитель), генератор необходимо раскрутить до минимальных оборотов, при которых стабильно фиксируется напряжение подвозбудителя. Поэтому первоначальный режим пуска генератора осуществляется в асинхронно-частотном режиме.

Асинхронный режим работы.

Рисунок 110 и Рисунок 111 содержат осциллограммы фазных токов инвертора (I_a , I_b , I_c), фаза A напряжения подвозбудителя (U_{a_pmsm}) и напряжение, формируемое входным преобразователем (U_{dc}).

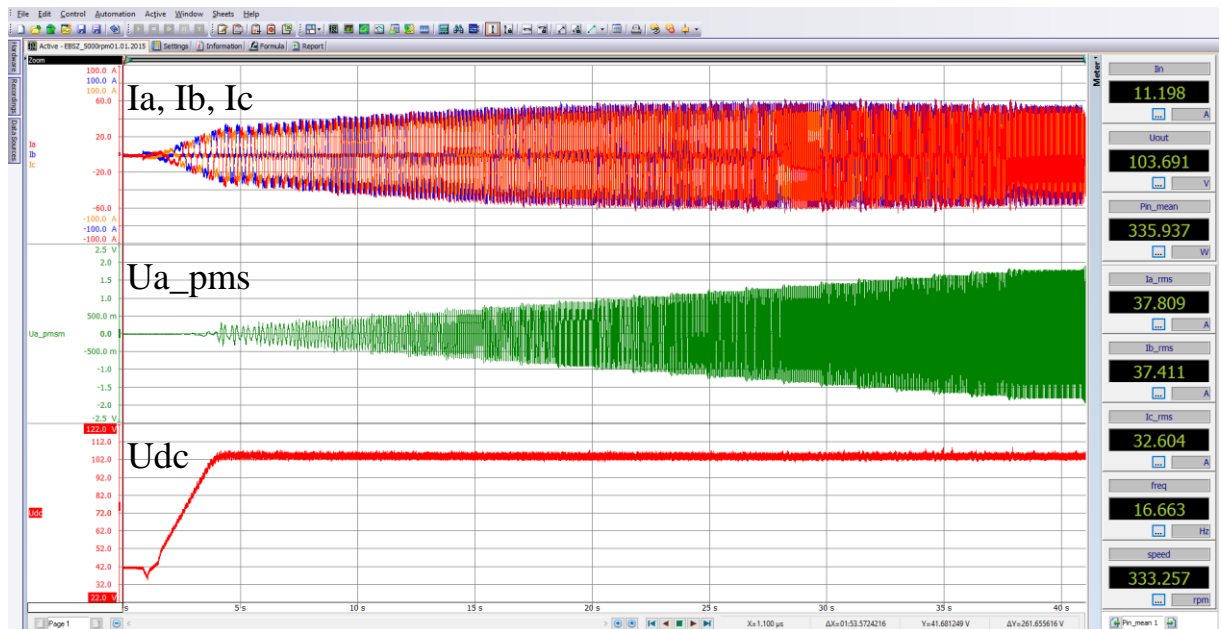


Рисунок 110 – Осциллограммы асинхронного режима запуска

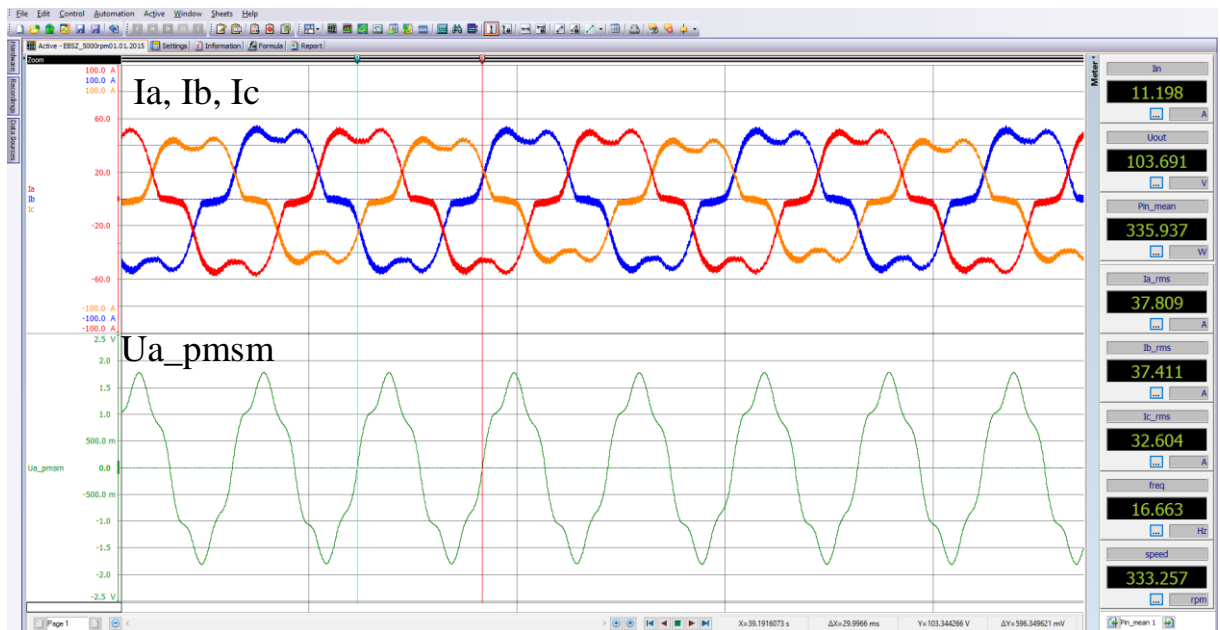


Рисунок 111 – Осциллограммы асинхронного режима запуска

Для оценки скорости вала воспользуемся периодом напряжения подвозбудителя $T_{МЭГ} = 30\text{мс}$. Отсюда находим частоту напряжения

подвозбудителя $f_{МЭГ} = \frac{1}{T_{МЭГ}} = \frac{1}{30 \cdot 10^{-3}} = 33.33\text{Гц}$. Принимая во внимание тот

факт, что частота напряжения подвозбудителя в два раза выше частоты напряжения основного генератора, получаем скорость вала генератора

$n = \frac{f_{МЭГ}}{2} \cdot \frac{60}{p} = \frac{33.33}{2} \cdot \frac{60}{3} = 333.33\text{об / мин}$, где p – это число пар полюсов.

Синхронный режим работы с разомкнутой системой управления.

На Рисунок 112 и Рисунок 113 представлены осциллограммы фазных токов инвертора, фаза А напряжения подвозбудителя и напряжение, формируемое входным преобразователем, для синхронного режима с разомкнутыми контурами управления.

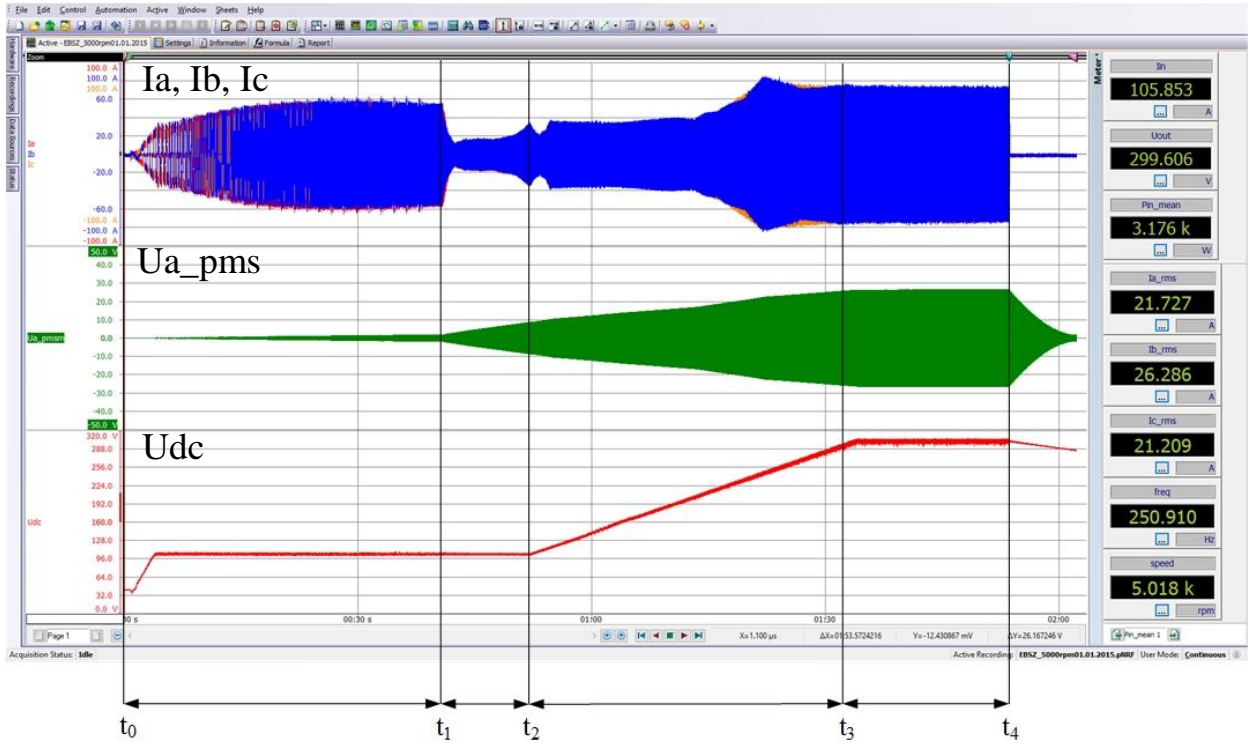


Рисунок 112 – Синхронный режим работы с разомкнутой системой управления

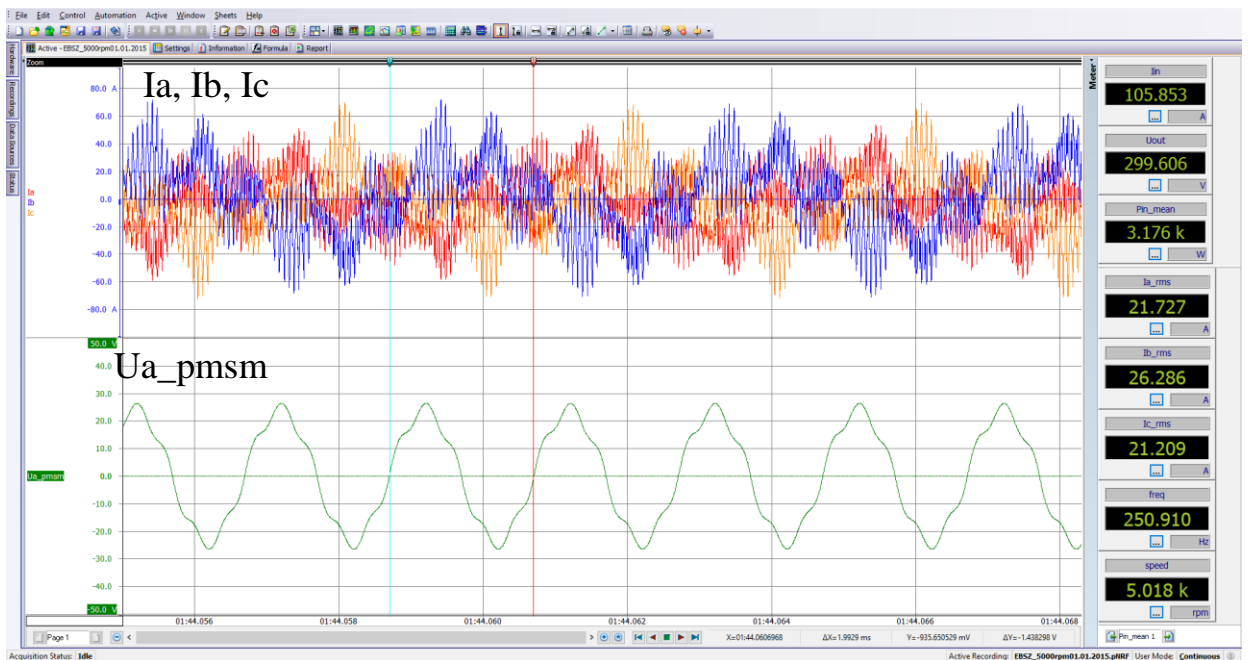


Рисунок 113 – Синхронный режим работы с разомкнутой системой управления

Синхронный режим пуска генератора сопровождался повышением выходного напряжения входного преобразователя в диапазоне от 100 до 300 В.

$t_0 - t_1$ - Асинхронный режим;

$t_1 - t_2$ - Синхронный режим при $U_{dc}=100В$;

$t_2 - t_3$ - Синхронный режим с изменением U_{dc} от 100В до 300В;

$t_3 - t_4$ - Установившийся синхронный режим при $U_{dc}=300В$.

Аналогично предыдущему режиму, вычисляем скорость вала генератора.

$$T_{МЭГ} = 2мс, f_{МЭГ} = \frac{1}{T_{МЭГ}} = \frac{1}{2 \cdot 10^{-3}} = 500Гц,$$

$$n = \frac{f_{МЭГ}}{2} \cdot \frac{60}{p} = \frac{500}{2} \cdot \frac{60}{3} = 5000 об / мин.$$

Результаты измерений по испытаниям асинхронного и синхронного разомкнутого режима представлены в Таблица 9.

Таблица 9 – Результаты измерений

	Асинхронный режим	Синхронный режим	
$I_{вх}, А$	11,2	105,8	Среднее значение входного тока преобразователя
$U_{вх}, В$	30	30	Среднее значение входного напряжения преобразователя
$P_{вх}, Вт$	335,9	3176	Входная активная мощность преобразователя
$U_{dc}, В$	103,7	299,6	Среднее значение входного напряжения инвертора
$I_a(rms), А$	37,8	21,7	Действующее значение выходного тока инвертора
$f, Гц$	16,66	250	Частота первой гармоники выходного тока инвертора
$n, об/мин$	333	5000	Скорость вала генератора

Синхронный режим с замкнутой по скорости и току статора системой управления.

На Рисунок 114 и Рисунок 115 представлены осциллограммы фазы А тока инвертора и фазы А напряжения подвозбудителя для синхронного режима с замкнутыми контурами управления по скорости и току статора генератора. Данный эксперимент проводился при постоянном напряжении на входе инвертора $U_{dc}=300 В$.

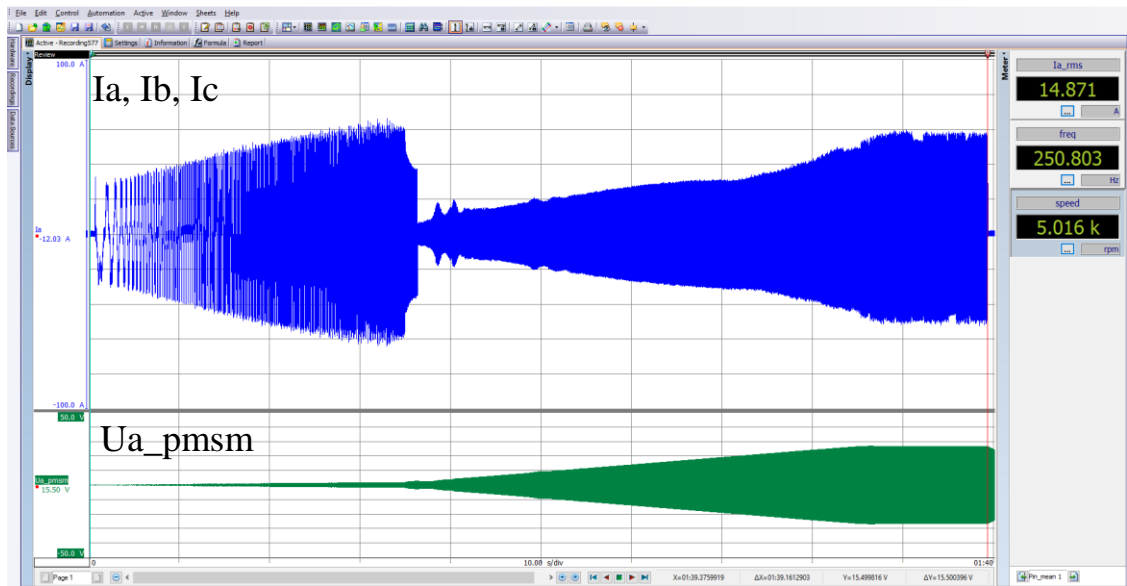


Рисунок 114 – Осциллограммы синхронного режима с замкнутыми контурами управления

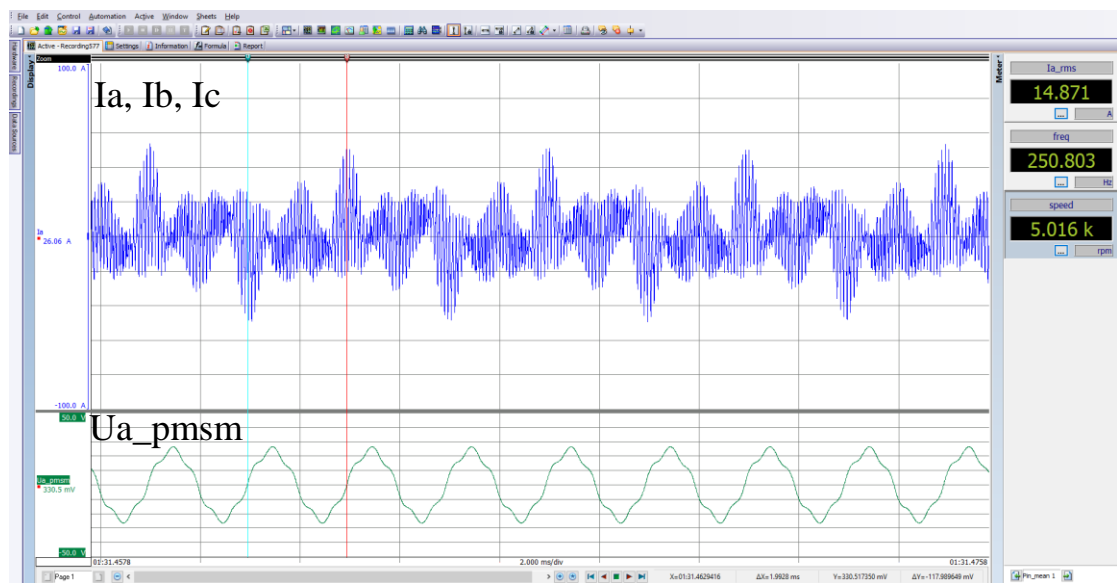


Рисунок 115 – Осциллограммы синхронного режима с замкнутыми контурами управления

По результатам испытаний макетного образца ЭБСЗ в режиме электростартерного запуска генератора ГТ40ПЧ8Б можно сделать следующие выводы:

- ✈ Асинхронный режим работы решает поставленную перед ним задачу достижения скорости вращения вала генератора, необходимой для уверенного измерения напряжения подвозбудителя, что позволяет, с помощью

программного обеспечения, вычислять положение ротора синхронного генератора и создает предпосылки для перехода в синхронный режим работы.

- ✔ Синхронный режим работы наступает после прохождения асинхронного режима. Данный режим выполняется с параметрическим заданием темпа нарастания и величины уставок на модулирующие напряжения инвертора во вращающейся системе «dq»-координат. Порядок включения стоек инвертора определяется с помощью напряжений подвозбудителя, т.е. косвенно реализуется аналог датчика положения ротора генератора.
- ✔ Испытания с замкнутой, по скорости и току статора, системой управления показали эффективность данного алгоритма с точки зрения минимизации токовой загрузки инвертора. Кроме этого, алгоритм обеспечивает заданный закон изменения скорости вращения вала генератора (в данном случае линейное нарастание скорости вращения). Очевидным преимуществом алгоритма является возможность точного задания скорости вращения вала генератора в синхронном режиме. Сравнение результатов работы ЭБСЗ с разомкнутой и замкнутой системами управления показывает, что в установившемся режиме действующее значение фазных токов инвертора на 31,5% меньше с замкнутой системой управления.

5.3 Испытания макета преобразователя системы запуска с генератором ГТ120НЖЧ12КВ.

Следующим этапом экспериментальных исследований была разработка нового макета преобразователя системы запуска на большее значение фазных токов инвертора, для отработки моментной характеристики запуска газотурбинного двигателя вспомогательной силовой установки (Рисунок 116). Испытания проводились на предприятии АО «Аэроэлектромаш» г. Москва.

Целью испытаний является определение возможности запуска стартер-генератора ГТ120НЖЧ12КВ без датчика положения ротора, с помощью макета

преобразователя системы запуска в режиме частотного пуска с последующим переходом в режим управляемой раскрутки с обратной связью по скорости вращения и стабилизацией токов фаз.

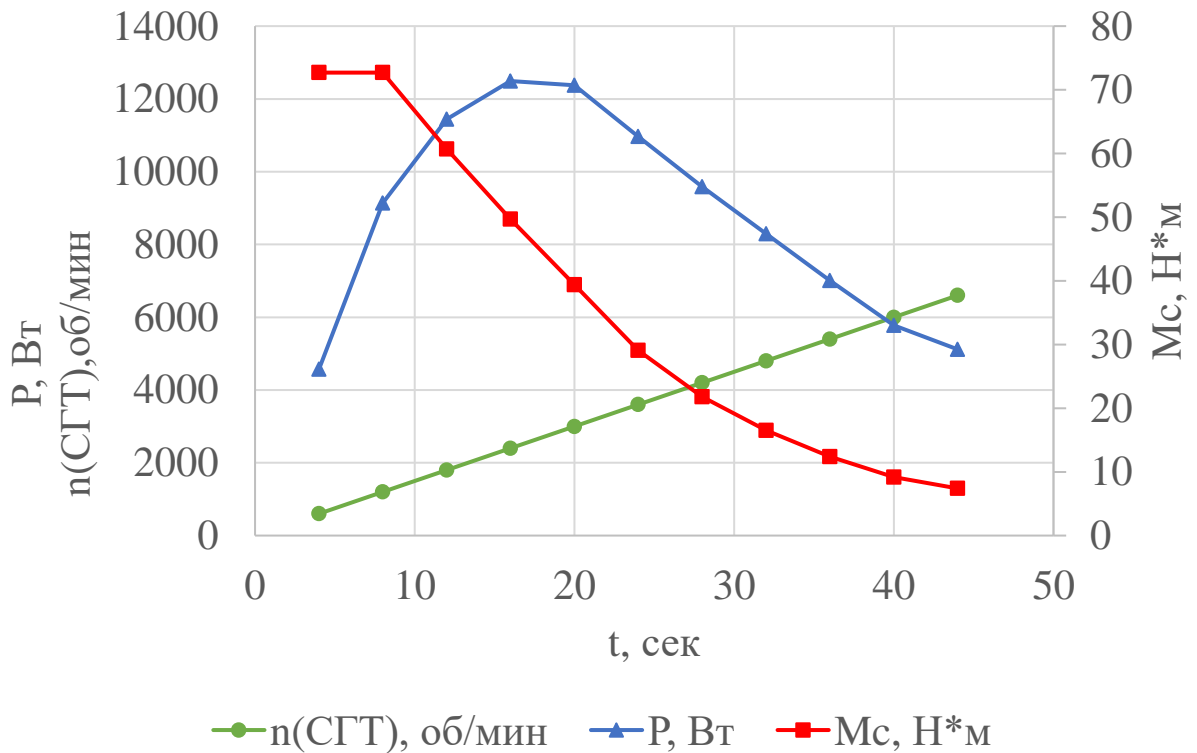


Рисунок 116 – Рабочие характеристики стартер-генераторной системы

Испытательный стенд (Рисунок 117) состоит из трехкаскадного синхронного генератора - ГТ120НЖЧ12КВ с жидкостным охлаждением, подключенного к маслосистеме, и макета инвертора напряжения с микропроцессорной системой управления (Рисунок 118).



Рисунок 117 – Общий вид испытательного стенда

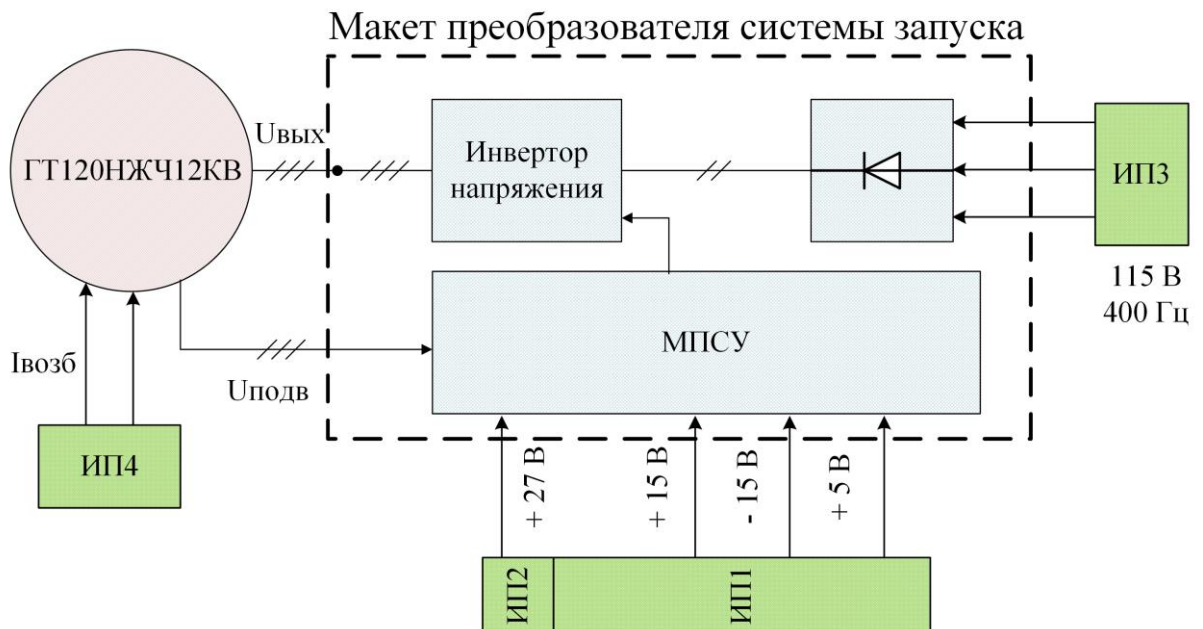


Рисунок 118 – Схема испытательного стенда макета преобразователя с генератором

ИП1, ИП2 – источники постоянного тока для питания системы управления;
 ИП4 – источник постоянного тока для питания обмотки возбуждения
 возбудителя;
 ИП3 – источник переменного тока 115 В 400 Гц, для питания силовой части
 преобразователя;
 МПСУ – микропроцессорная система управления макета преобразователя.

Запуск генератора производился на холостом ходу, с этапом первоначального асинхронно-частотного пуска с дальнейшей синхронизацией с помощью напряжений подвозбудителя. Во время запусков генератор охлаждался маслом с расходом $(17-19) \text{ л}\cdot\text{мин}^{-1}$ при температуре масла $(30-60) \text{ }^\circ\text{C}$. Обмотка возбуждения возбудителя была запитана постоянным током $(3,5-3,6) \text{ А}$. Результаты измерений приведены в Таблица 10. Ниже приведены осциллограммы работы системы (Рисунок 119) в трех рабочих точках скорости 471 об/мин (Рисунок 120), 3210 об/мин (Рисунок 121), 6510 об/мин (Рисунок 122). На осциллограммах представлены ток фазы А обмотки якоря основного генератора $I_{\text{СТГ}}$ (3 канал, фиолетовый цвет) и фазное напряжение подвозбудителя $U_{\text{ПДВ}}$ (4 канал, зеленый цвет).

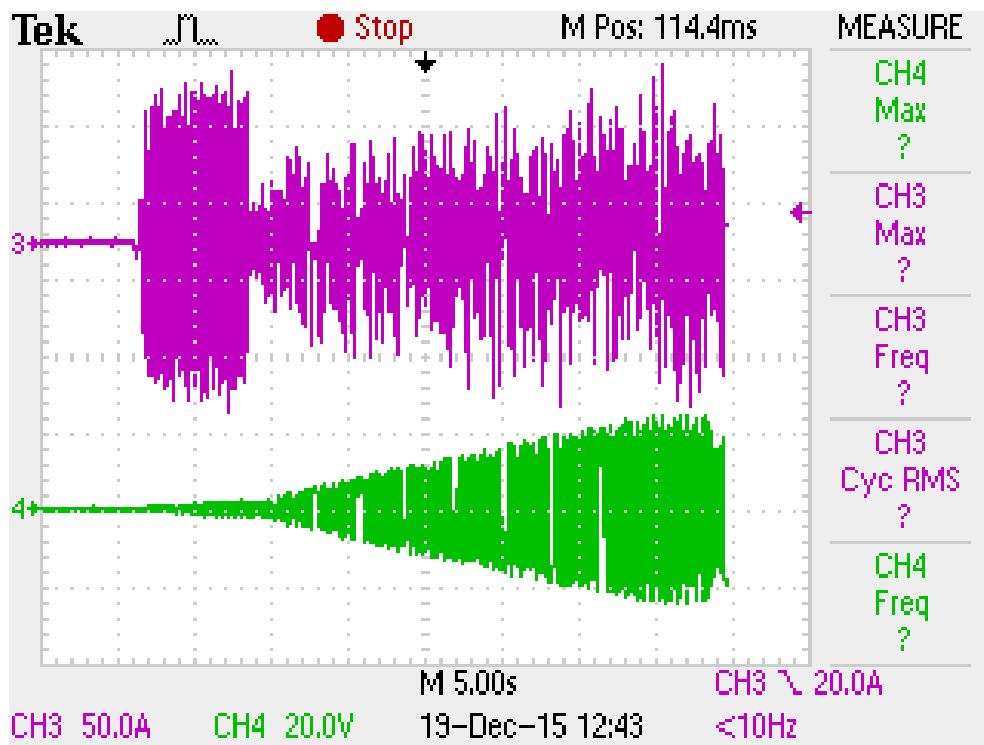


Рисунок 119 – Осциллограммы процесса работы системы запуска

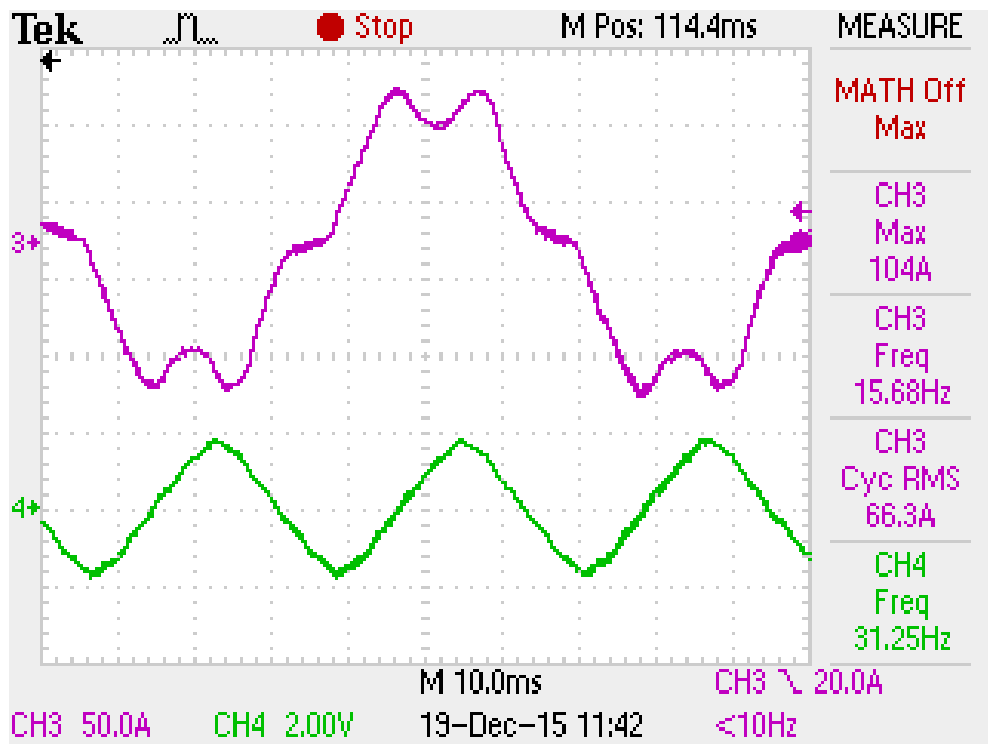


Рисунок 120 – Осциллограммы в рабочей точке 471 об/мин

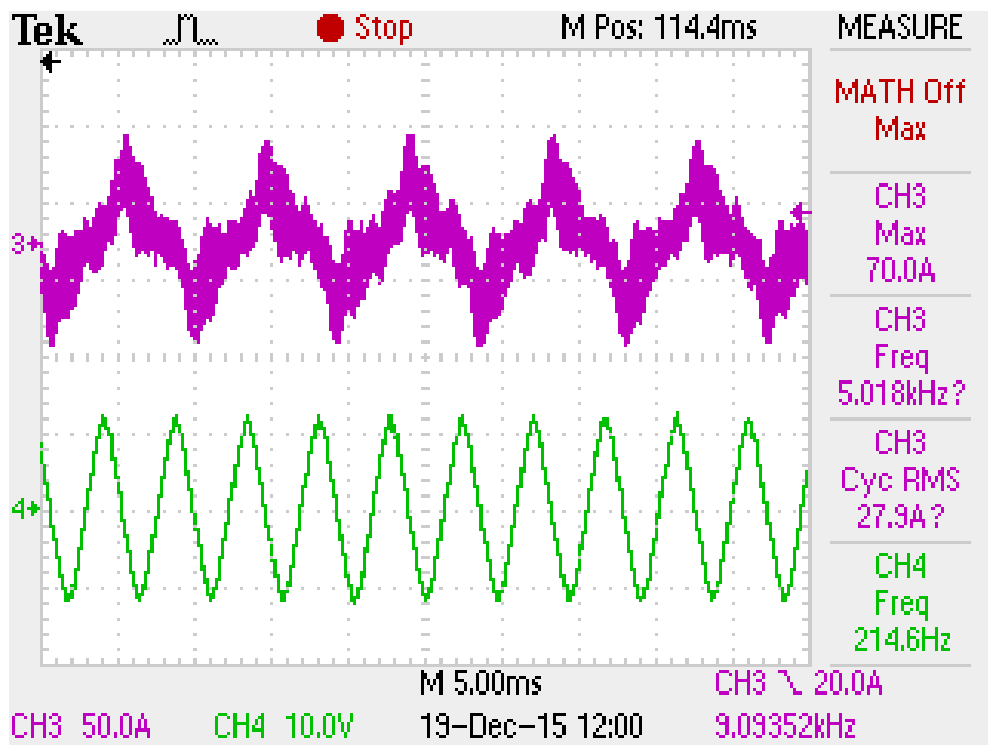


Рисунок 121 – Осциллограммы в рабочей точке 3210 об/мин

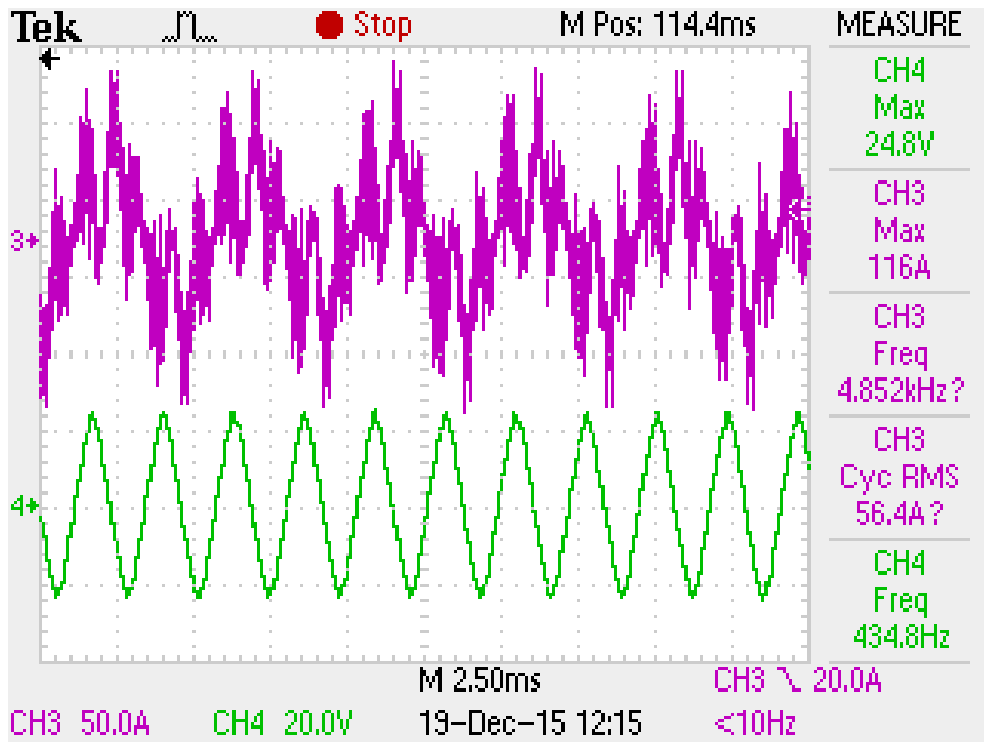


Рисунок 122 – Осциллограммы в рабочей точке 6510 об/мин

Таблица 10 – Результаты измерений работы макета системы запуска

Режим запуска	t	U _{ипз} ,	I _{ипз}	I _{стг} (amp)	I _{стг} (rms)	U _{пдв} (amp)	f _{стг}
	сек.	В	А	А	А	В	Гц
Частотный	6,89	223,5	3,5	104	66	2	15,7
Частотно-синхронный	15	224,4	8	70	28	12,4	107
Частотно-синхронный	33	228	20	116	56	24,8	217

По полученным результатам работы макета системы запуска с трехкаскадным синхронным генератором, можно сделать следующие выводы:

- ✎ Макет преобразователя системы запуска обеспечивает раскрутку генератора до оборотов розжига (3500 об/мин) за 15 секунд, при этом время работы в режиме частотного пуска составило 6,89 секунд.

- ✦ Макет преобразователя системы запуска обеспечивает раскрутку генератора до оборотов малого газа (6500 об/мин) за 33 секунды.
- ✦ Проведённые испытания подтвердили возможность раскрутки ротора ВСУ в отсутствие индукционного датчика, в соответствии с техническим заданием.

5.4 Испытания макета преобразователя системы запуска с генератором ГТ120НЖЧ12КВ в составе вспомогательного газотурбинного двигателя ТА18-200МС

Целью испытаний является определение возможности запуска ВГТД ТА18-200МС от стартёр-генератора ГТ120НЖЧ12КВ без индукционного датчика положения ротора с помощью макета преобразователя системы запуска в режиме частотного пуска с последующим переходом в режим управляемой раскрутки с обратной связью по скорости вращения. Испытания проводились на предприятии ОАО «НПП «Аэросила» при участии представителей АО «Аэроэлектромаш». Структурная блок схема испытательного стенда представлена на Рисунок 123.

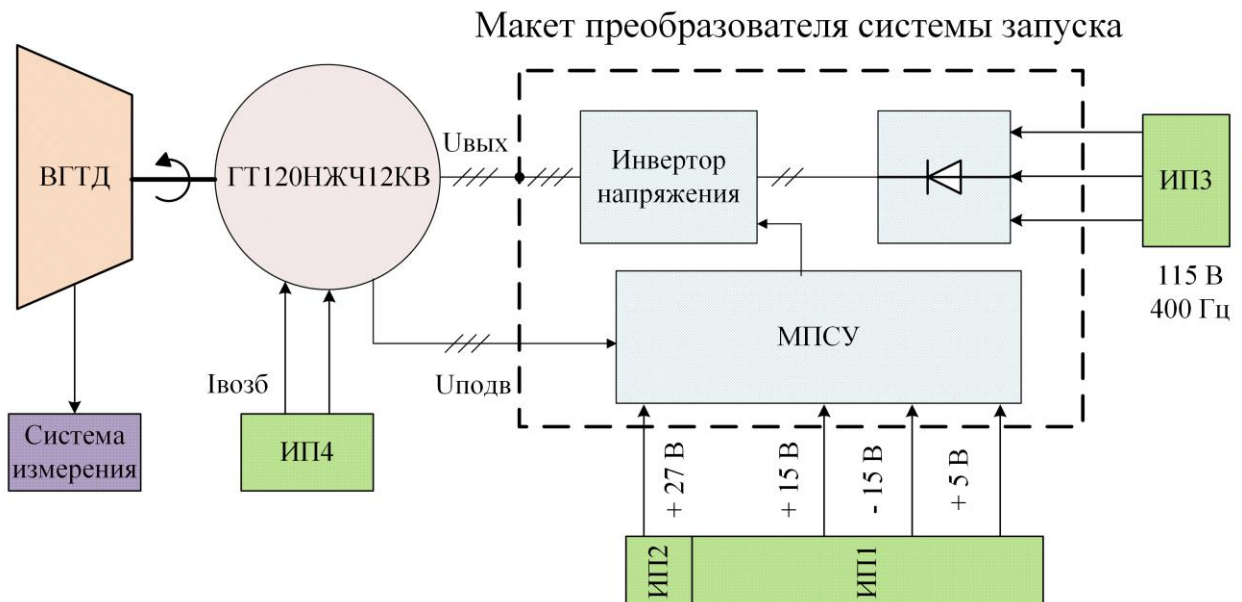


Рисунок 123 – Схема испытательного стенда макета преобразователя с генератором в составе ВГТД

ИП1, ИП2 – источники постоянного тока для питания системы управления;
 ИП4 – источник постоянного тока для питания обмотки возбуждения
 возбуждителя;

ИПЗ – источник переменного тока 115 В 400 Гц, для питания силовой части преобразователя;

МПСУ – микропроцессорная система управления макета преобразователя;

ВГТД – вспомогательный газотурбинный двигатель ТА18-200МС.

Программа испытаний содержала два основных этапа это – горячий запуск и холодная прокрутка.

Холодная прокрутка.

Данный режим предназначен для того, чтобы перед запуском ГТД прочистить камеру сгорания от остатков топлива, а также для создания необходимого давления в маслосистеме

Во время запусков обмотка возбуждения возбудителя была запитана постоянным током 3,5 А. Результаты измерений приведены в Таблица 11.

Таблица 11 – Результаты измерений в режиме холодной прокрутки

Наименование параметра	Единица измерения	Значение параметра
1. Общее время запуска	с	45
2. Время работы в синхронном режиме	с	33
3. Напряжение в звене постоянного тока	В	240
4. Ток стартера в установившемся режиме (действующее значение)	А	189,2
5. Частота тока стартера	Гц	113,3
6. Скорость вращения вала генератора	об/мин	3240
7. Процент от номинальной скорости вращения вала	%	27
8. Потребляемый ток в звене переменного тока (действующее значение)	А	54
9. Потребляемая мощность в звене переменного тока	кВА	18,5

Режим холодной прокрутки осуществлялся до значений скорости вала турбины, равной 27% от номинального значения, это значение обусловлено оптимальной скоростью для создания необходимого воздушного потока для газотурбинного двигателя. Рисунок 124 представляет осциллограммы работы ВГТД в режиме ХП, при этом его системы зажигания и давления не работают, регистрируется только скорость вращения вала, обозначенная на рисунке как N_t [%]. Рисунок 125 отображает изменение полной мощности источника, питающего макет системы запуска.

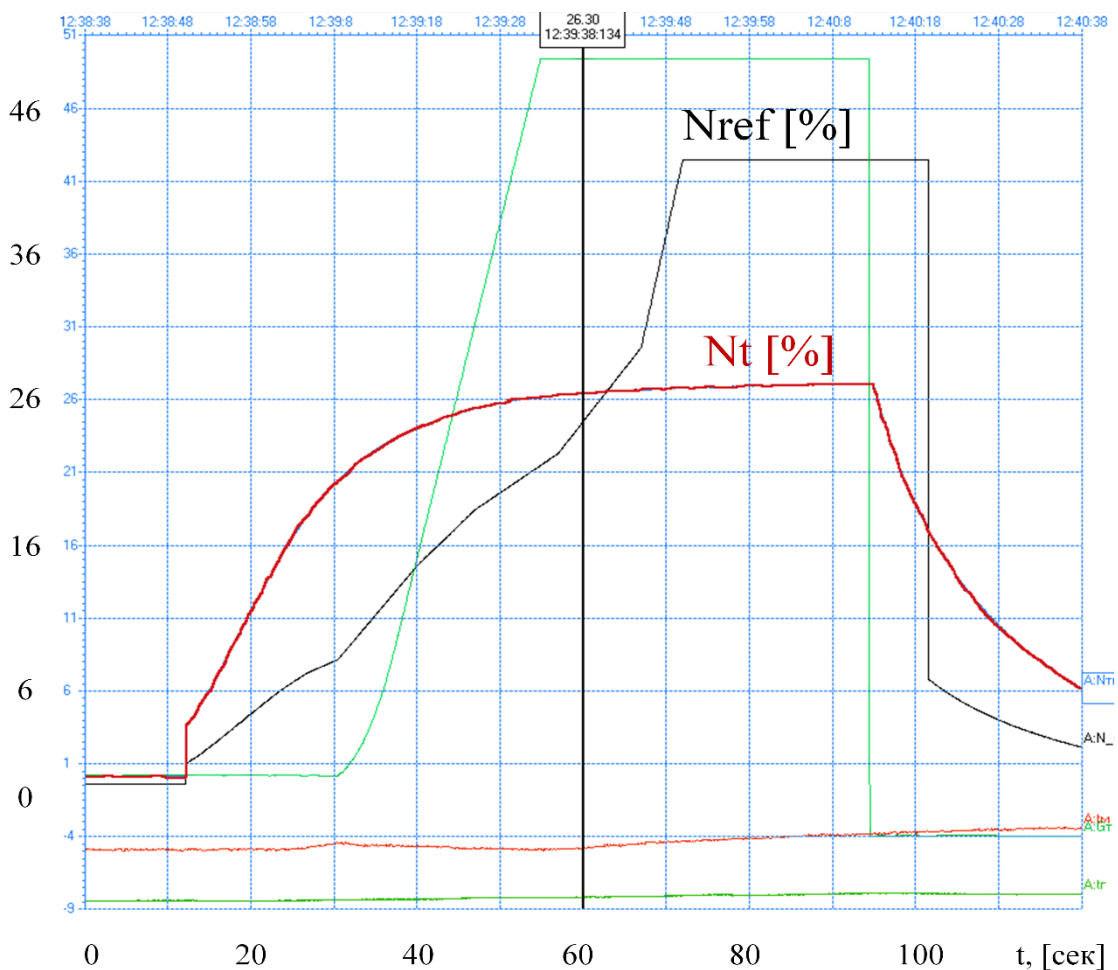
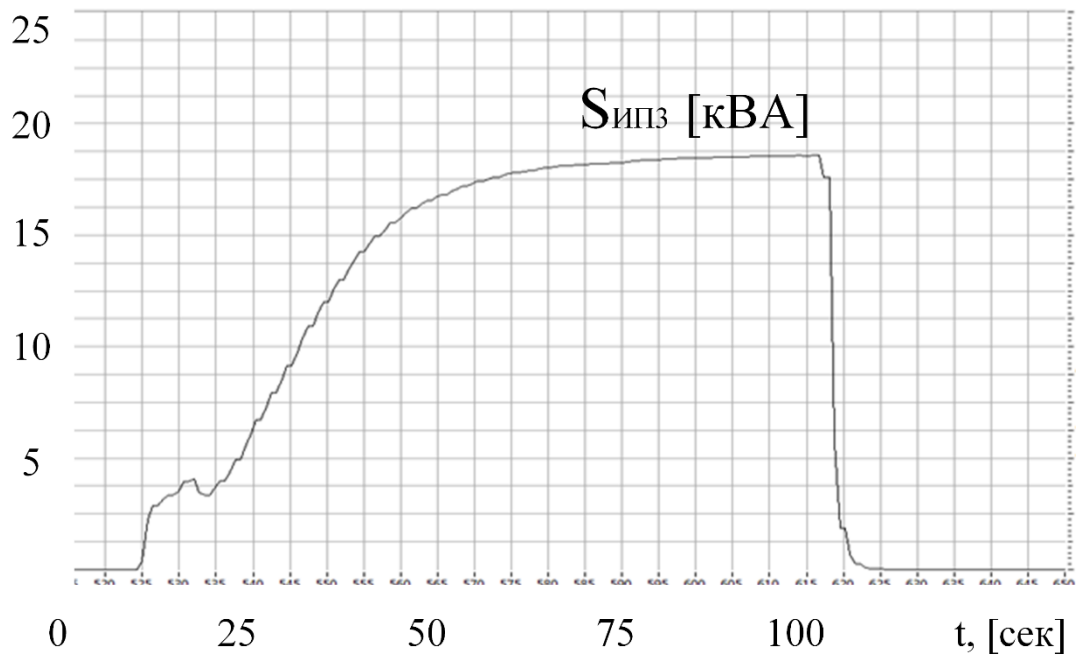


Рисунок 124 – Осциллограммы работы ВГТД при холодной прокрутке



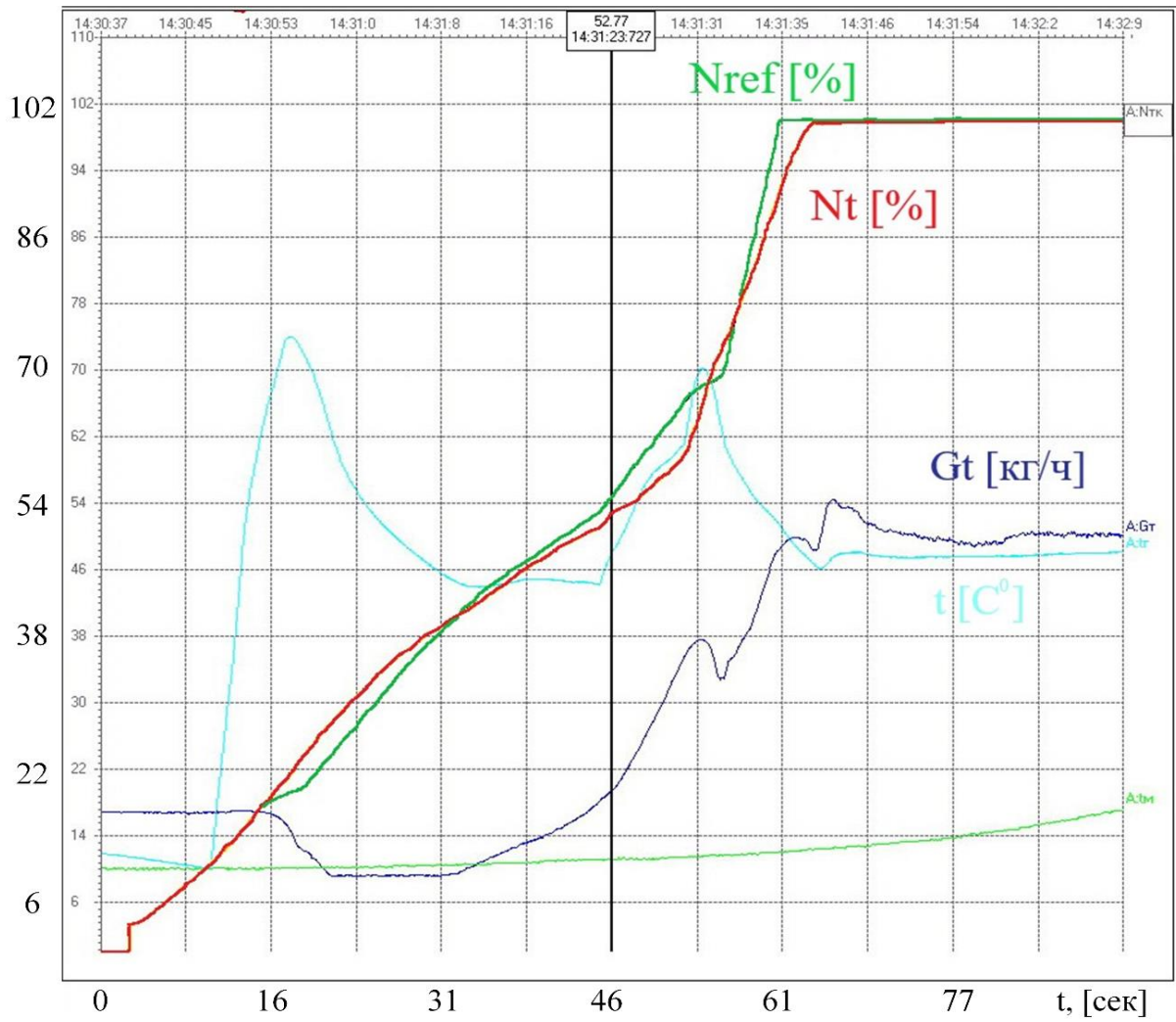


Рисунок 126 – Осциллограммы работы ВГТД при горячем запуске

где, $N_{ref} [\%]$ – уставка по скорости для ВГТД, $N_t [\%]$ – текущая скорость вала ВГТД, G_t [кг/ч] – расход топлива ВГТД, $t [C^{\circ}]$ – температура в камере сгорания ВГТД.

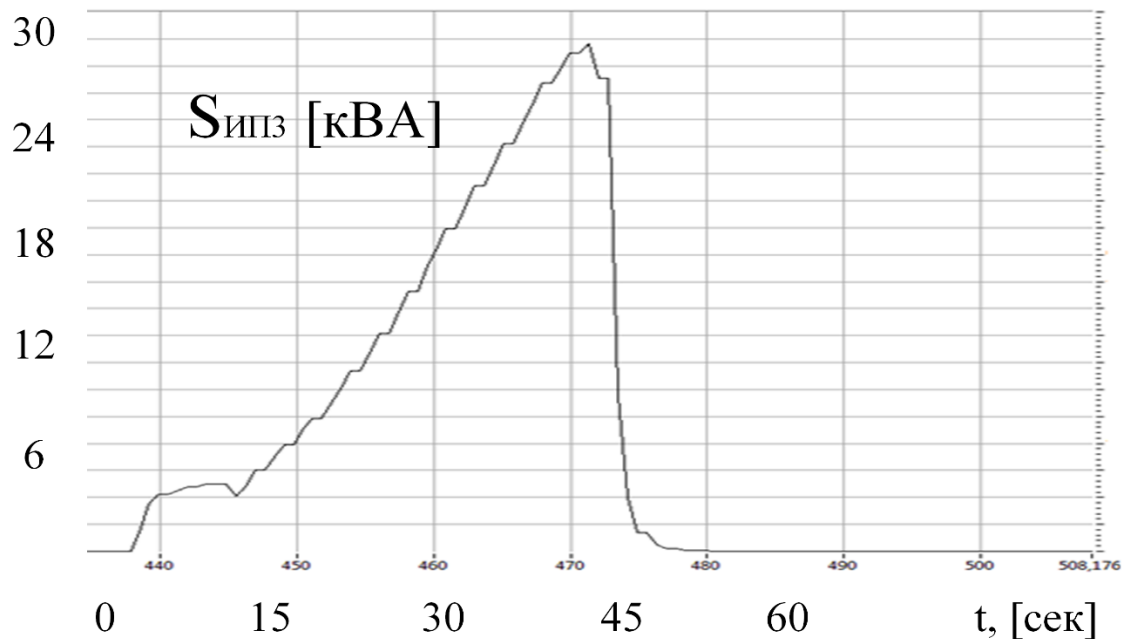


Рисунок 127 – Осциллограмма потребляемой мощности в режиме ГП

По полученным результатам можно сделать следующие выводы:

✈ Макет преобразователя системы запуска совместно с генератором ГТ120НЖЧ12КВ обеспечивает реализацию режима холодной прокрутки ротора ВГТД ТА18-200МС обеспечивая выход на обороты 27% за 45 с при потребляемой мощности 18,5 кВт.

✈ Макет преобразователя системы запуска совместно с генератором ГТ120НЖЧ12КВ обеспечивает раскрутку ротора ВГТД ТА18-200МС в процессе запуска до частоты вращения ротора 55 % за 45 с.

✈ В целом, проведённые испытания подтвердили возможность запуска ВГТД ТА18-200МС с помощью трехкаскадного генератора ГТ120НЖЧ12КВ в отсутствие обратной связи по частоте вращения при страгивании и на начальном этапе набора скорости.

5.5 Испытания макета преобразователя системы запуска и генератора ГТ120НЖЧ12КВ с датчиком положения ротора

Целью испытаний являлось определение возможности запуска стартер-генератора ГТ120НЖЧ12КВ с индукционным датчиком положения ротора с

помощью макета преобразователя системы запуска. Испытания проводились на предприятии АО «Аэроэлектромаш». Испытания проводились на модифицированном генераторе ГТ120НЖЧ12КВ, для синхронизации преобразователя, в конструктив генератора был встроен датчик положения ротора, разработанный совместным коллективом НГТУ и АО «Аэроэлектромаш». Датчик положения ротора представляет собой бесконтактный вращающийся трансформатор (Рисунок 128).

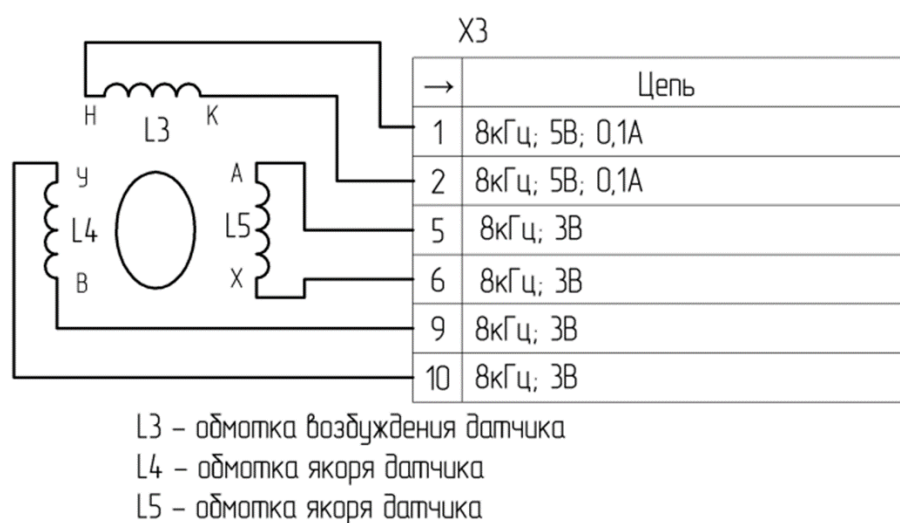


Рисунок 128 – Схема подключения ДПР

Для функционирования датчика положения ротора необходимо запитать его переменным сигналом с частотой которая как минимум на порядок выше частоты основной гармоники выходного сигнала. Для питания обмотки возбуждения была спроектирована соответствующая схема, с возможностью регулирования частоты с помощью микропроцессорной платы управления программируя аппаратный модуль таймера. Выходными сигналами ДПР являются два сигнала синусоидальной формы, смещенные относительно друг друга на 90 электрических градусов. Для точной синхронизации системы управления по датчику положения ротора была проведена предварительная калибровка датчика с помощью программного обеспечения.

Блок-схема испытательного стенда приведена на Рисунок 129.

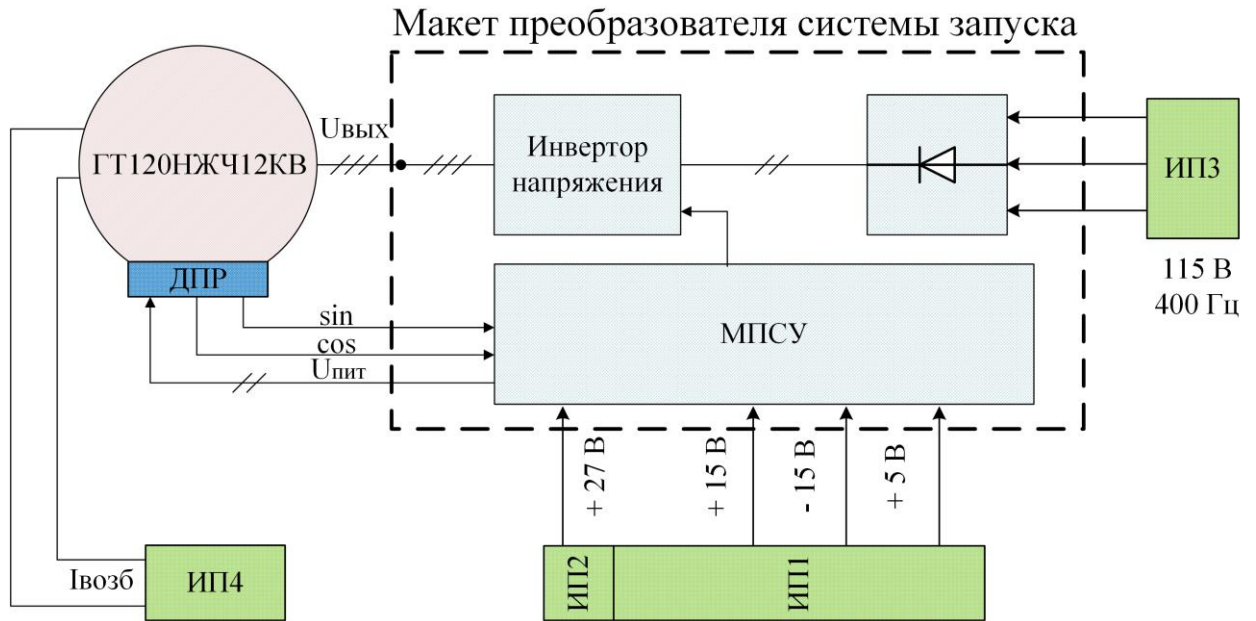


Рисунок 129 – Блок-схема испытательного стенда

Рисунок 130 показывает нормальную работу датчика положения при работе генератора в генераторном режиме при скорости 6600 об/мин.

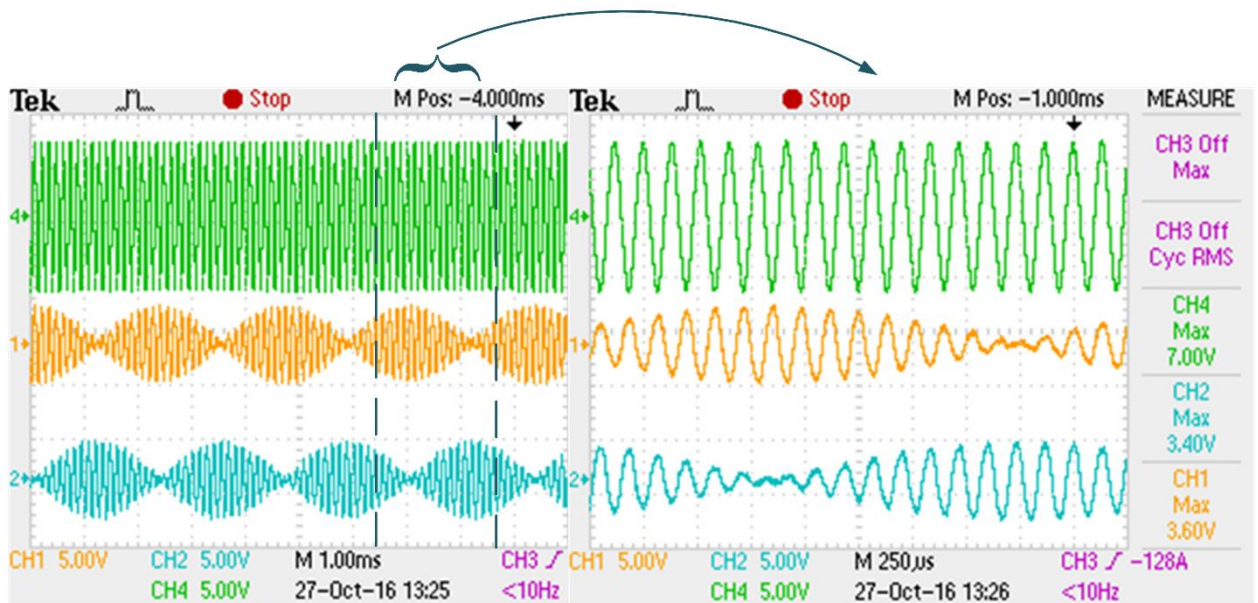


Рисунок 130 – Осциллограммы датчика положения ротора при частоте вращения 6600 об/мин

CH4 (зелёный) – сигнал питающего напряжения, CH1 (оранжевый) – выходной синус сигнал, CH2 (голубой) – выходной косинус сигнал.

Режим запуска генератора на холостом ходу.

Во время запусков генератор охлаждался маслом, а обмотка возбуждения возбудителя была запитана постоянным током 3,5 А. Результаты приведены в Таблица 12.

Таблица 12 – Результаты измерений при работе на холостом ходу

№	$t_{\text{зап}}$	$U_{\text{ипз}}$	$I_{\text{ипз}}$	$U_{\text{дс}}$	$I_{\text{стг}}$ (max)	$I_{\text{стг}}$ (rms)	$I_{\text{вв}}$	$f_{\text{стг}}$	$n_{\text{вала}}$
ед. изм.	с	В	А	В	А	А	А	Гц	об/мин
1	39	216	16,5	278	102	21	2,5	217	6510
2	14	216	4	282	38,4	11	2,5	80	2400

где: $t_{\text{зап}}$ – время выхода стартера на установившийся режим;

$U_{\text{ипз}}$ – напряжение переменного тока на входе в преобразователь;

$I_{\text{ипз}}$ – переменный ток на входе в преобразователь;

$U_{\text{дс}}$ – напряжения звена постоянного тока;

$I_{\text{стг}}$ – выходной ток стартера;

$I_{\text{в}}$ – ток возбуждения возбудителя;

$f_{\text{стг}}$ – частота основной гармоники стартера;

n – скорость вращения вала генератора.

Ниже представлены осциллограммы работы системы запуска на холостом ходу в двух установившихся точках вращения вала генератора 2400 об/мин и 6510 об/мин. На осциллограммах отображены следующие сигналы: СН3 (фиолетовый) – ток фазы А инвертора, СН2 (голубой) – выходной синус-сигнал датчика положения ротора.

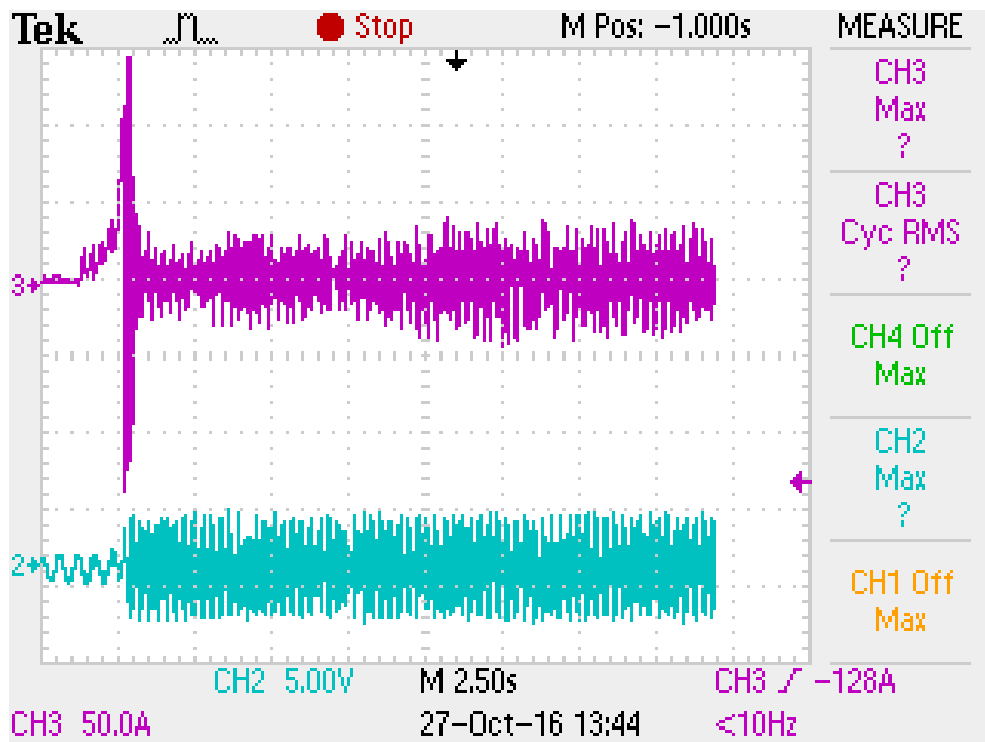


Рисунок 131 – Осциллограммы запуска на частоту вращения 2400 об/мин

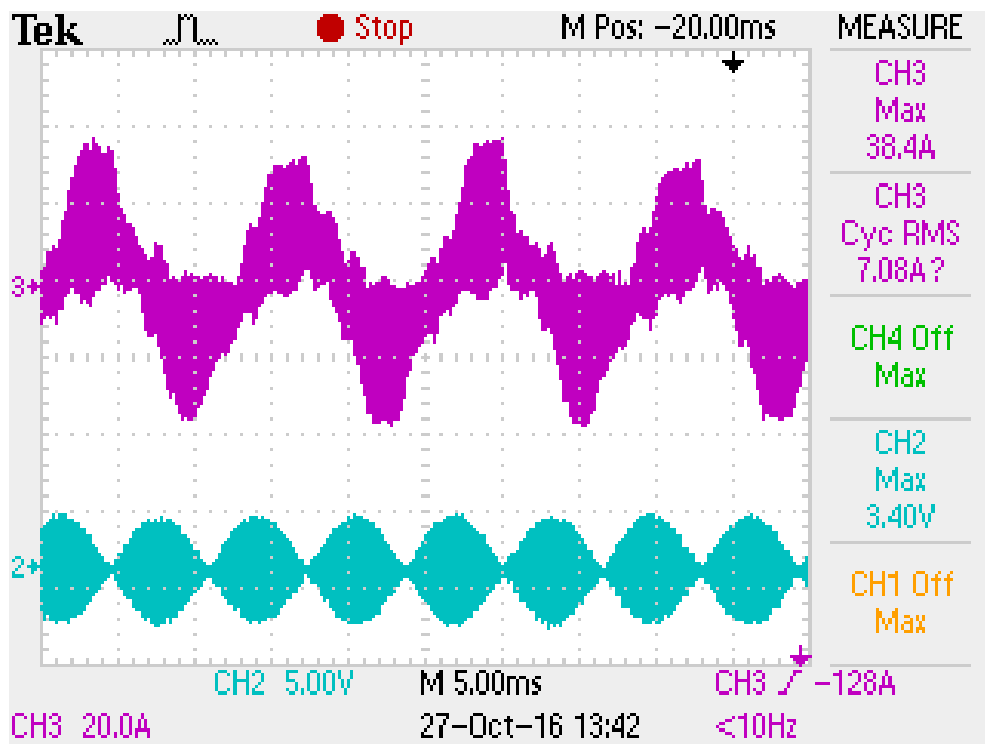


Рисунок 132 – Установившийся режим при частоте вращения 2400 об/мин

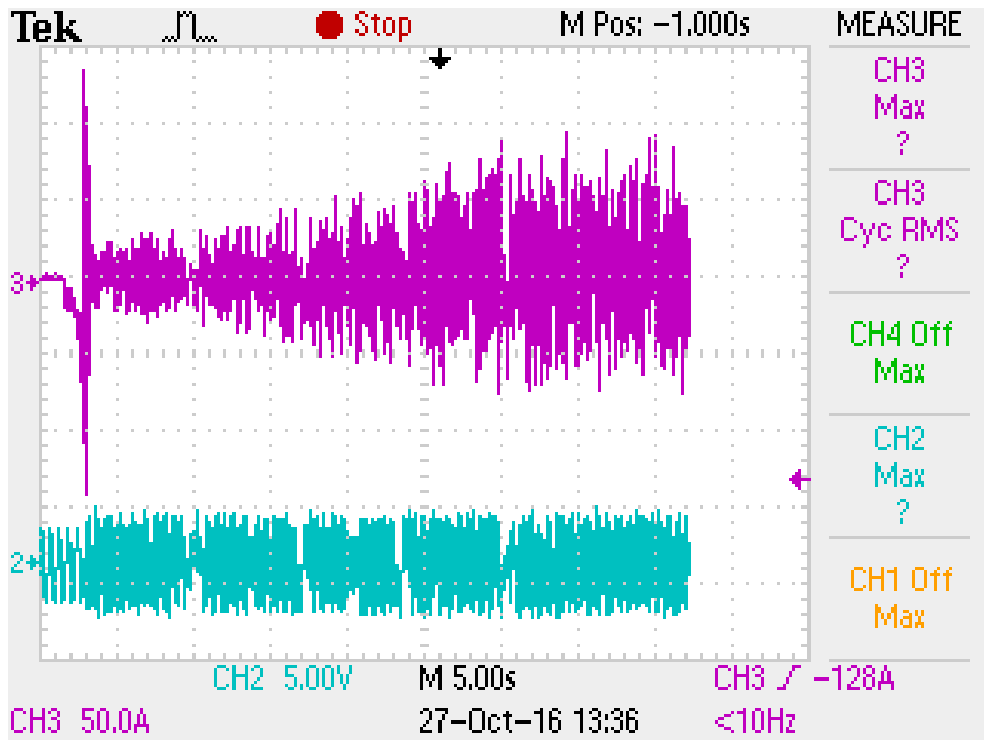


Рисунок 133 – Осциллограммы запуска на частоту вращения 6600 об/мин

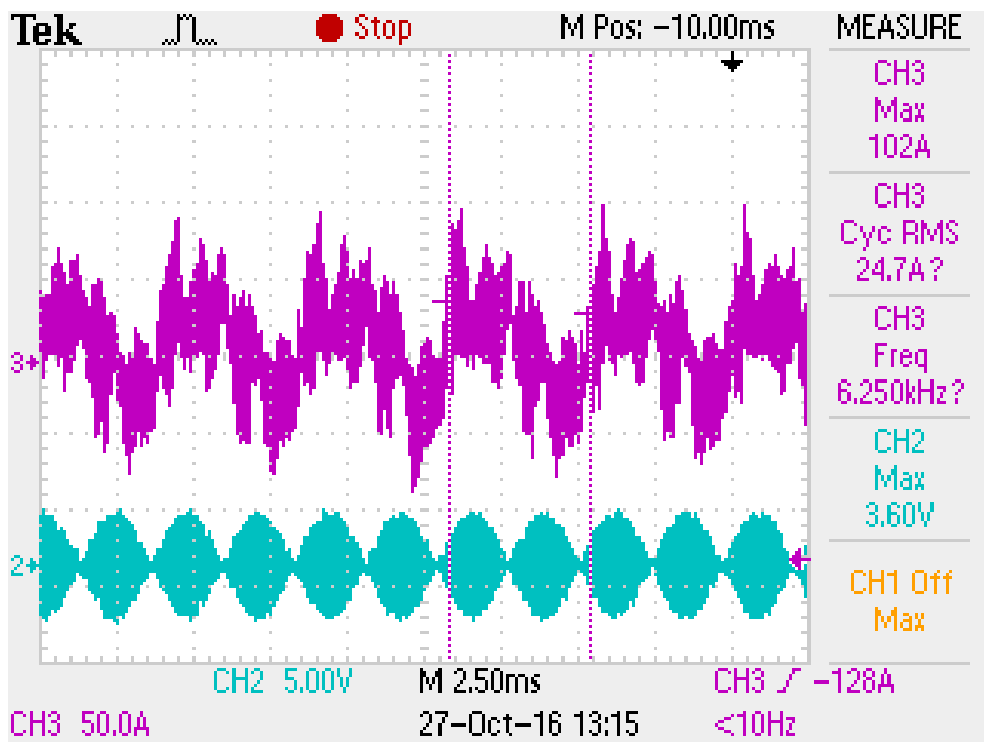


Рисунок 134 – Установившийся режим при частоте вращения 6600 об/мин

Режим запуска генератора с инерционной нагрузкой.

В качестве нагрузки использован ротор, подключенный с помощью редуктора к валу генератора, имеющий момент инерции $230 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ и момент страгивания нагрузки равный - $21 \text{ Н}\cdot\text{м}$.

Приведённый к валу генератора момент инерции ротора стенда составляет $4,4 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, что на порядок больше приведённого момента инерции турбокомпрессора ВСУ.

Результаты измерений представлены в Таблица 13.

Таблица 13 – Результаты измерений при работе на нагрузку

№	$t_{\text{зап}}$	$U_{\text{ипз}}$	$I_{\text{ипз}}$	$I_{\text{стг}} (\text{max})$	$I_{\text{стг}} (\text{rms})$	$I_{\text{вв}}$	$f_{\text{стг}}$	$n_{\text{вала}}$
ед. изм.	с	В	А	А	А	А	Гц	об/мин
1	40	216	16,7	236	160	0,8	50	1500
2	32,5	216	20	230	155	1,5	50	1500
3	18	216	21,5	228	154	2,5	50	1500
4	18,5	216	26	230	155	3,5	50	1500

На Рисунок 135 представлены осциллограммы, отображающие процесс запуска генератора с инерционной нагрузкой на валу, при раскрутке ротора до скорости равной 1500 об/мин, при питании обмотки возбуждения возбуждителя постоянным током равным 2,5 А. Развертка осциллограмм в установившемся режиме представлена на Рисунок 136. На осциллограммах отображены следующие сигналы: МАТН (красный) – ток фазы А инвертора, СН2 (голубой) – выходной синус-сигнал датчика положения ротора.

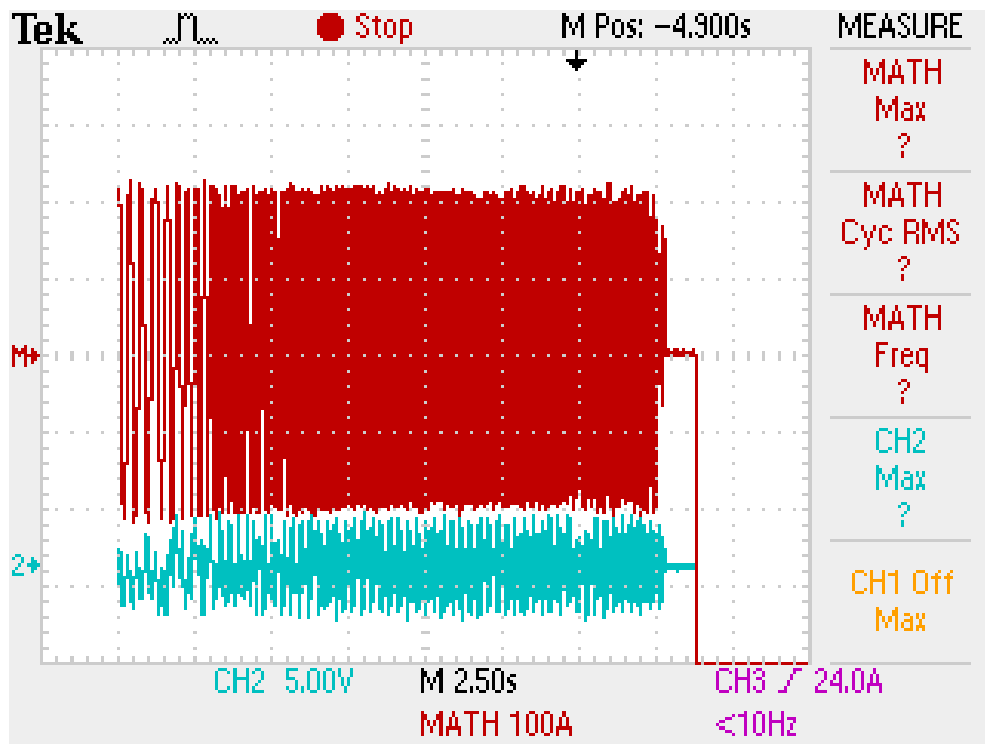


Рисунок 135 – Осциллограммы запуска системы при токе возбуждения 2,5 А

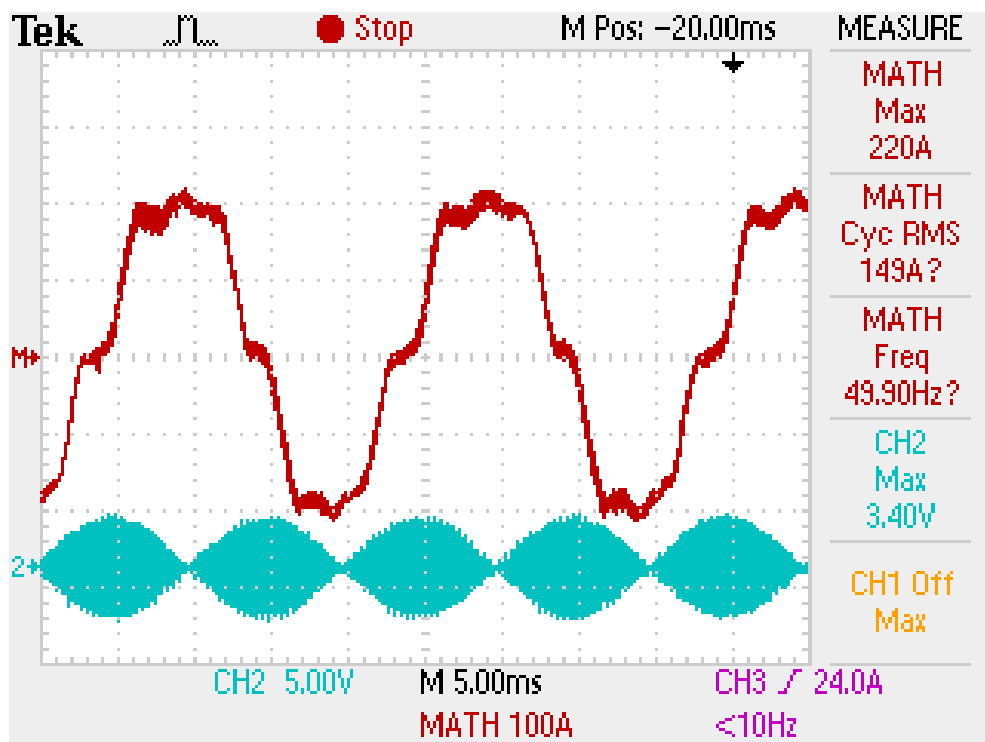


Рисунок 136 – Установившийся режим при токе возбуждения 2,5 А

Из приведенных данных видно, что раскрутка стартера, снабженного ДПР, с инерционной нагрузкой, на порядок превышающей приведённый момент инерции ВГТД, до частоты вращения 1500 об/мин реализуется за 18 с при меньших уровнях токов, чем в случае с частотным запуском (при частотном запуске до 500 об/мин время выхода на режим составило 31 с). Таким образом, применение ДПР в системе запуска является оправданным и приводит к увеличению эффективности.

Тем не менее, при испытании был выявлен ряд проблем, а именно то, что, в данных испытаниях страгивание ротора осуществлялось в частотном режиме без учета реального положения ротора, так как при попытках прямого пуска ротор генератора оставался неподвижным. Для реализации полностью синхронного пуска следует доработать систему управления в соответствии с полученными теоретическими результатами в области создания реактивного момента трехкаскадного синхронного генератора.

5.6 Испытания макета преобразователя системы запуска и генератора ГТ120НЖЧ12КВ с реактивным пуском на холостом ходу

Целью испытаний являлось подтвердить возможность запуска системы с помощью создания реактивного момента на начальном этапе пуска. Система дополнилась LC-фильтром для фиксирования тока и напряжения в фазах инвертора, что позволит оценить программно-заданное изменение угла между обобщенным вектором тока и вектором противо-ЭДС генератора.

На Рисунок 137 представлен общий вид испытательного стенда с системой сбора и обработки информации - НВМ Genesis Gen 7t, испытания проводились на базе лаборатории Института силовой электроники НГТУ. Рисунок 138 отображает блок-схему испытательного стенда, питание системы осуществлялось от трехфазной промышленной сети с частотой 50 Гц, с понижением до значений 115 В – фазного действующего напряжения, с помощью лабораторного автотрансформатора (ЛАТР) [101].

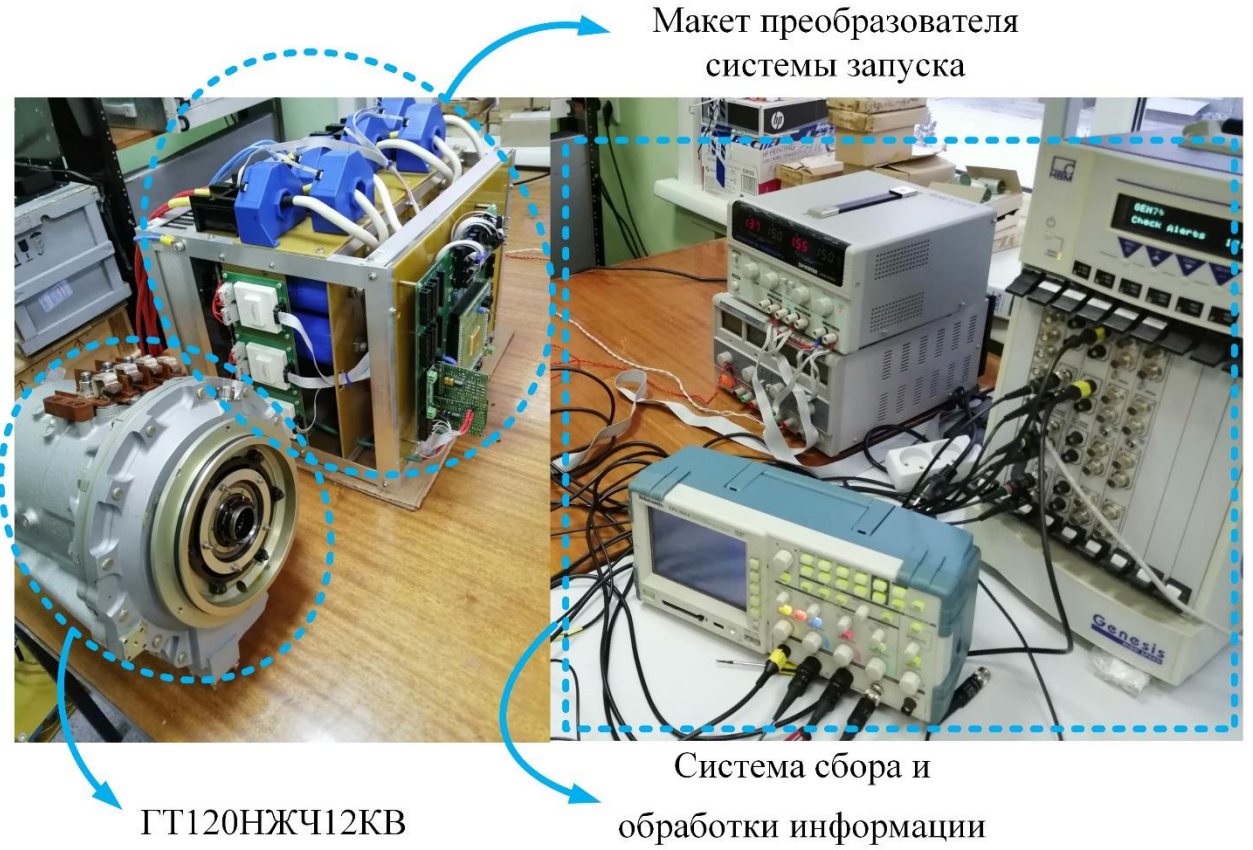


Рисунок 137 – Общий вид испытательного стенда

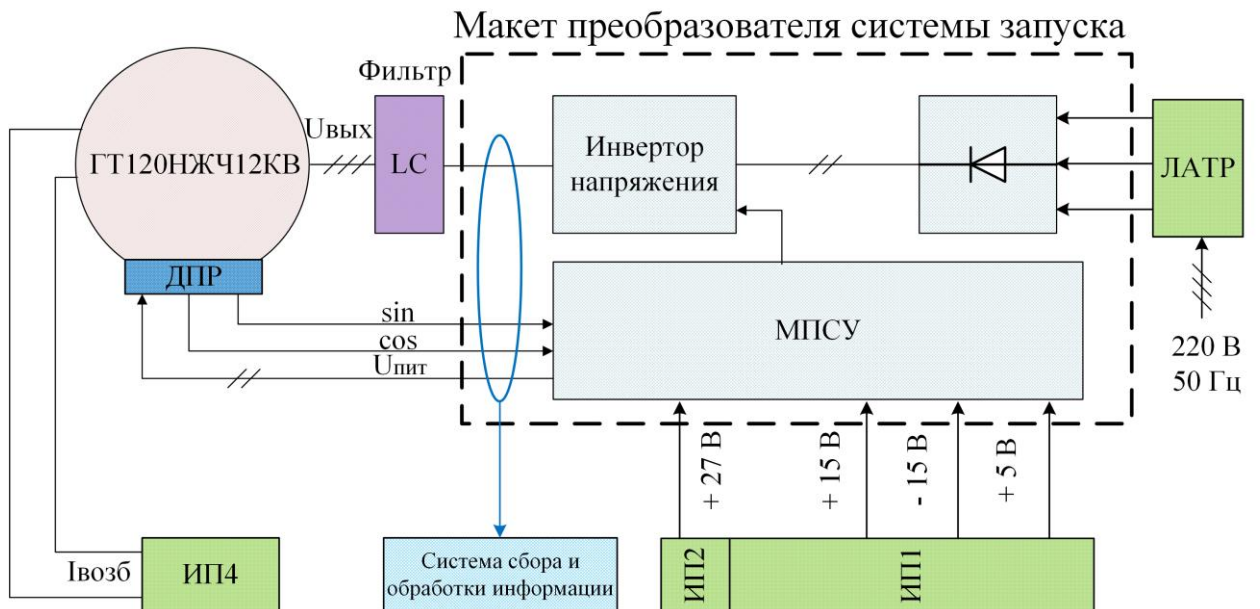


Рисунок 138 – Блок-схема стенда стартер-генератора с макетом преобразователя

Первым этапом была проведена калибровка датчика положения ротора. Для этого был выведен цифровой сигнал, соответствующий нулевому положению ротора, который программным способом подстраивался под совпадение с нулем противо-ЭДС (Рисунок 139).

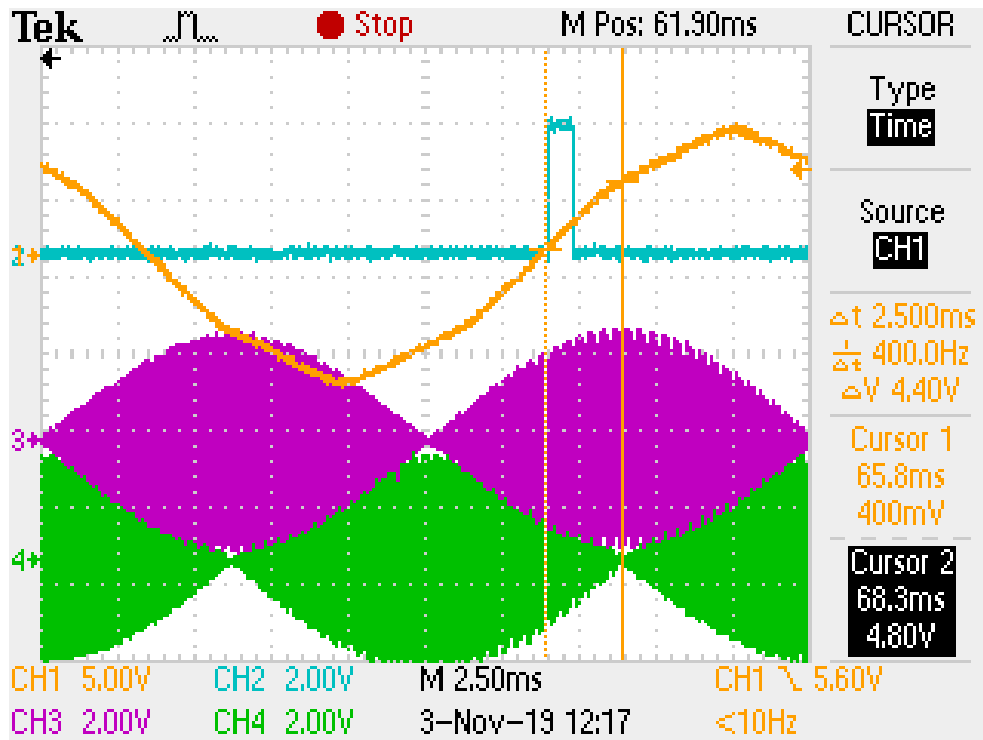


Рисунок 139 – Осциллограммы калибровки датчика положения ротора
 CH3, CH4 – сигналы \sin и \cos , с датчика положения ротора, CH1 – фаза ЭДС генератора, CH2 – сигнал нулевого положения ротора в системе управления.

Дальнейшим этапом был проведен запуск преобразователя частоты на генератор, с разомкнутым контуром по скорости.

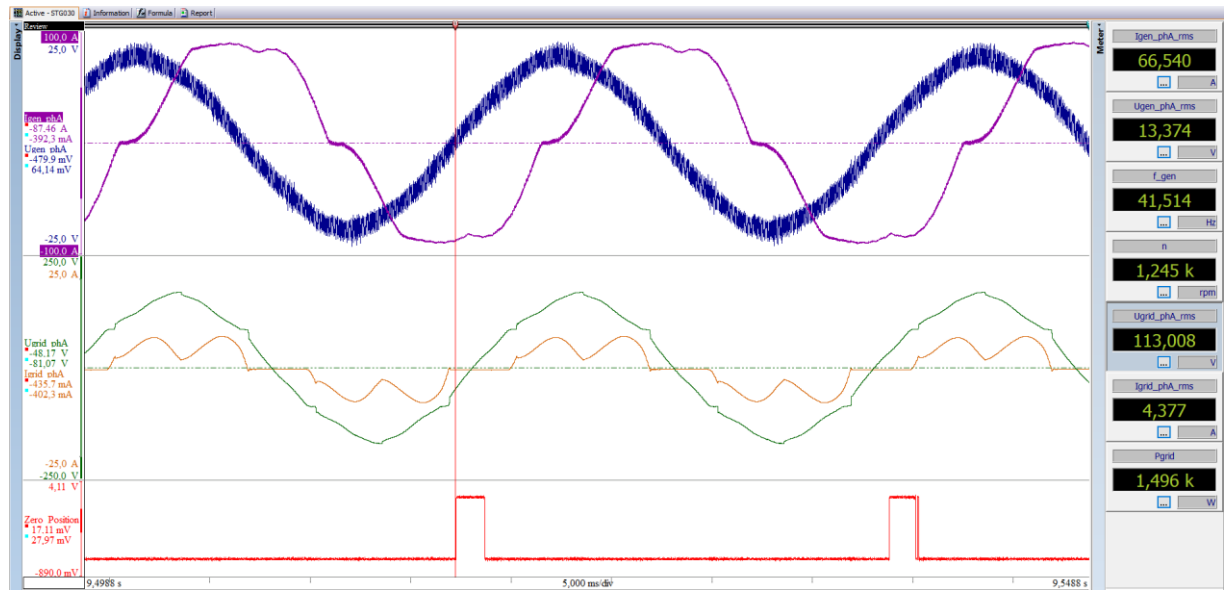


Рисунок 140 – Осциллограммы токов и напряжений при работе системы запуска с контуром тока

Рисунок 140 содержит осциллограммы работы системы - 1 графа: ток генератора – фаза А (фиолетовый), напряжение генератора – фаза А (синий), 2 графа: ток питающей сети – фаза А (желтый), напряжение питающей сети – фаза А (зеленый), 3 графа: сигнал нулевого положения ротора (красный).

Значения регистров при работе программного обеспечения, в выше представленном режиме, отображены на Рисунок 141 – 1 графа: значение положения ротора в диапазоне от 0 до 360 градусов, 2 графа: оцифрованный ток фазы А, модулирующий сигнал инвертора напряжения, 3 графа: токи инвертора в dq-координатах. Результаты исследований представлены в Таблица 14.

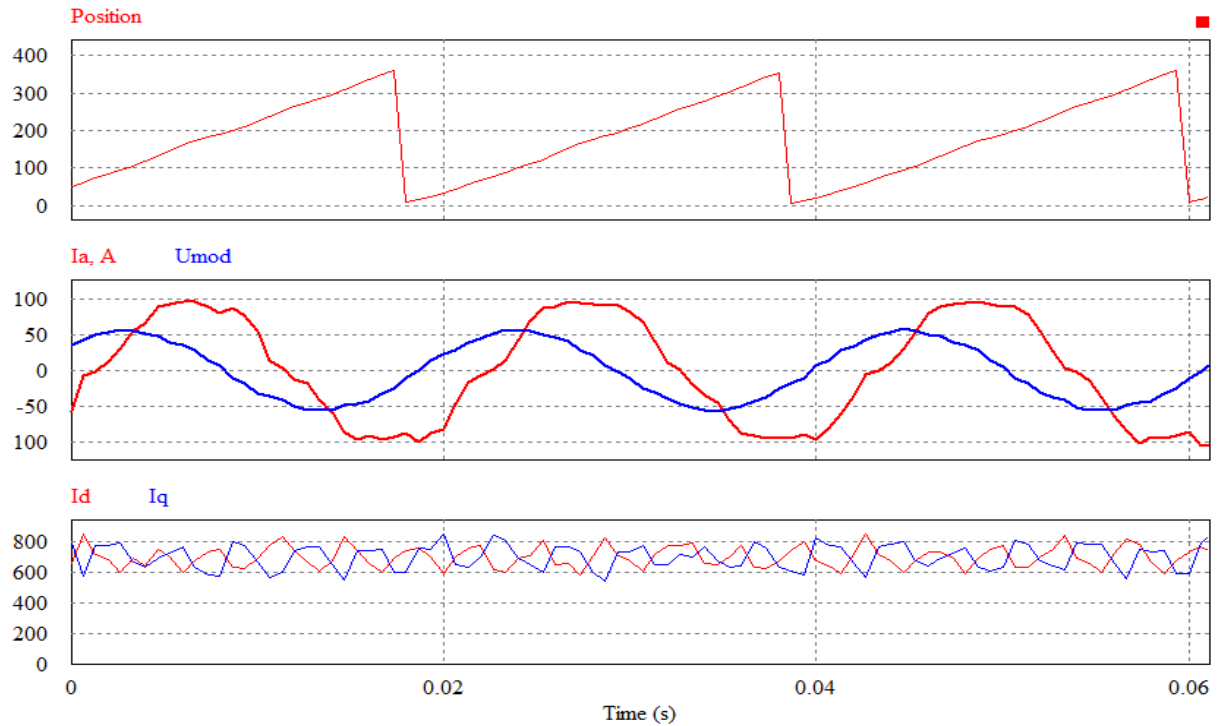


Рисунок 141 – Осциллограммы токов и напряжений при работе системы запуска, считанные из системы управления

Таблица 14 – Результаты измерений при работе системы с контуром тока

п/п	I_{rms}, A	U_{rms}, B	$f, Гц$	$U_{пит_rms}, B$	$I_{пит_rms}, A$	$I_d=I_q, A$
1	71	13,8	42	113	4,37	70

Следующий этап испытаний содержит работу системы запуска на холостом ходу с замкнутой по двум контурам регулирования системой управления. Система управления при нулевой скорости формирует реактивный момент, с помощью ориентации обобщенного вектора тока под -45 градусов относительно нулевого положения ротора, угол в -45 градусов позволяет создать максимальный реактивный момент. При дальнейшем увеличении скорости ротора, реактивный момент будет создавать дополнительную реактивную мощность, при достаточном потоке возбуждения от обмотки возбуждения, реактивную составляющую необходимо сводить к нулю, что и было реализовано в системе управления. В диапазоне скоростей от 300 до 700 об/мин, был реализован закон изменения dq составляющих тока, таким образом что угол между обобщенным вектором тока и

нулевым положением ротора меняется от -45 градусов до 0 градусов, с дальнейшей раскруткой ротора до скорости 3000 об/мин (Рисунок 142).

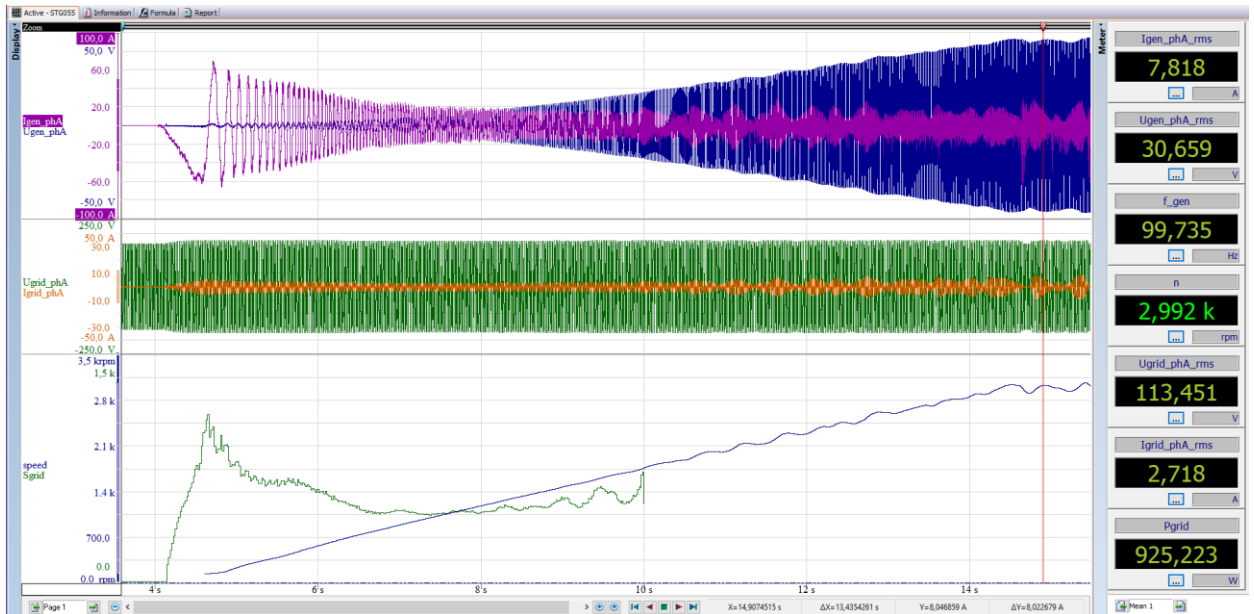


Рисунок 142 – Осциллограммы работы системы запуска при разгоне до 3000 об/мин

Следующие осциллограммы показывают работу системы в промежуточных точках, по мере изменения составляющих dq-токов, 160 об/мин (Рисунок 143), 770 об/мин (Рисунок 144), 3000 об/мин (Рисунок 145).

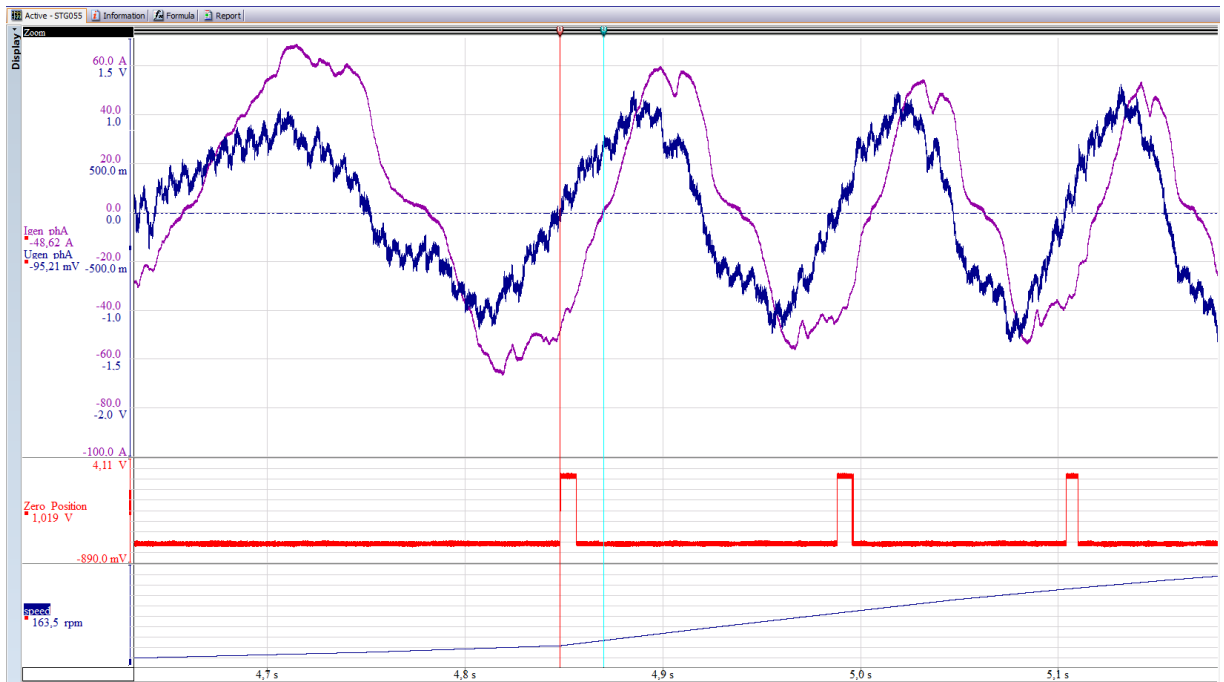


Рисунок 143 – Осциллограммы работы системы запуска в точке 160 об/мин

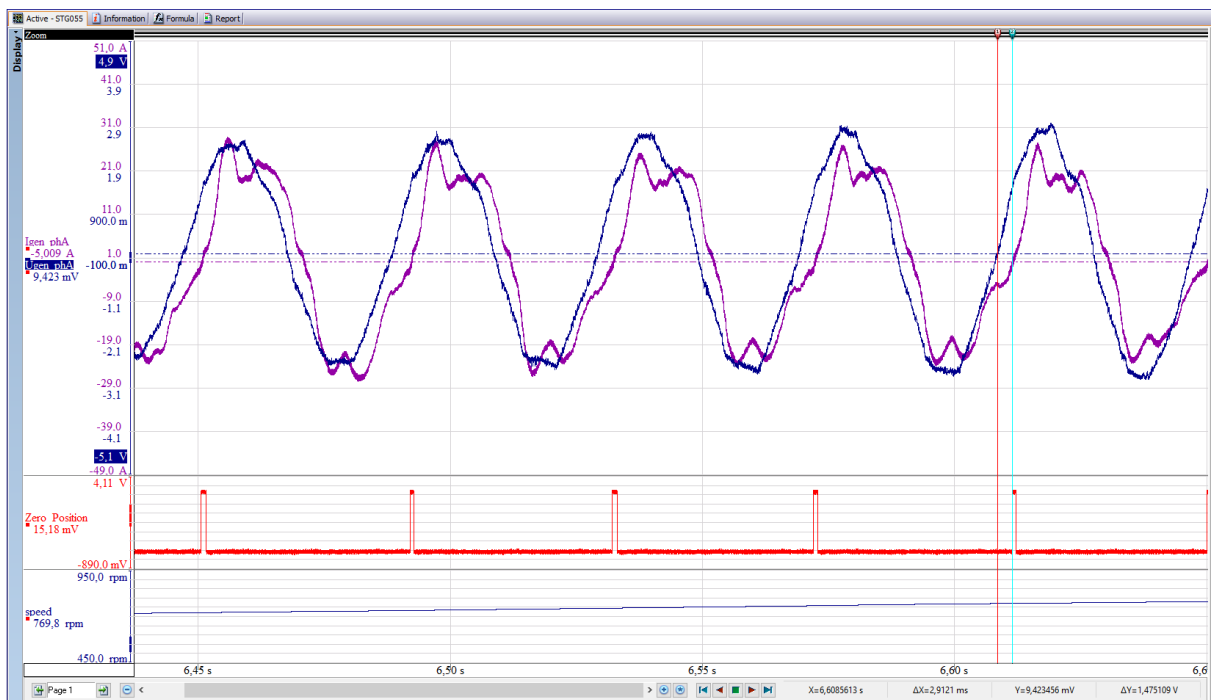


Рисунок 144 – Осциллограммы работы системы запуска в точке 770 об/мин

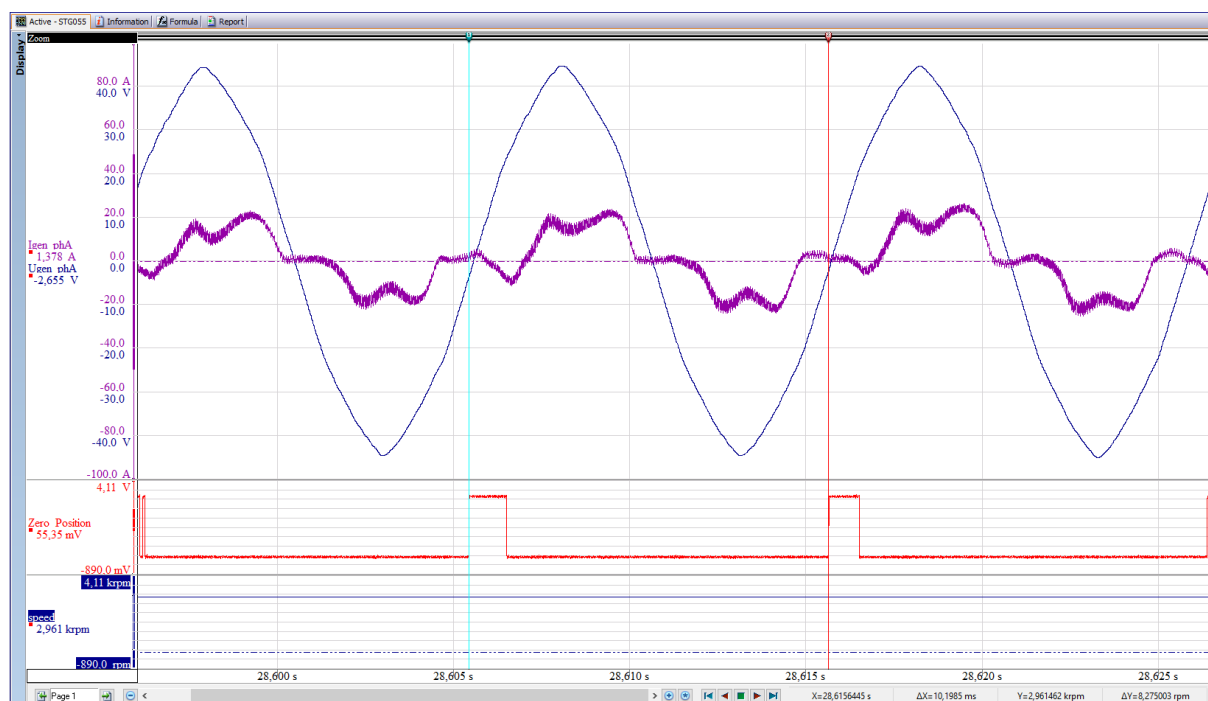


Рисунок 145 – Осциллограммы работы системы запуска в точке 3000 об/мин

1 графа: ток генератора – фаза А (фиолетовый), напряжение генератора – фаза А (синий).

2 графа: ток питающей сети – фаза А (желтый), напряжение питающей сети – фаза А (зеленый).

3 графа: скорость ротора (синий), полная мощность питающей сети (зеленый).

Осциллограммы иллюстрируют изменения токов и напряжений по мере разгона и выхода в установившийся режим. В установившемся режиме формируются синусоидальные напряжения, прикладываемые к фазам генератора и токи минимально необходимые для поддержания скорости вращения вала. Угол между фазой тока и начальным положением ротора снижается до нуля по мере разгона ротора, согласно заданному алгоритму.

По полученным результатам можно сделать следующие выводы:

✈ Спроектированный и изготовленный LC-фильтр, в составе системы запуска, фильтрует высокочастотную составляющую ШИМ напряжения, что позволяет оценить работу системы регулирования угла ψ .

✎ Поведен замкнутый запуск на холостом ходу до 3000 об/мин, который показал, что формирование реактивного момента позволяет осуществить пуск трехкаскадного синхронного генератора с датчиком положения ротора.

5.7 Испытания макета преобразователя системы запуска и генератора ГТ120НЖЧ12КВ с реактивным пуском на нагрузку

Целью испытаний является проверка реализации моментной характеристики необходимой для запуска ВГТД, представленной на Рисунок 116. Испытания проводились путем проверки статических точек из нагрузочной характеристики. Схема испытательного стенда представлена на Рисунок 146.

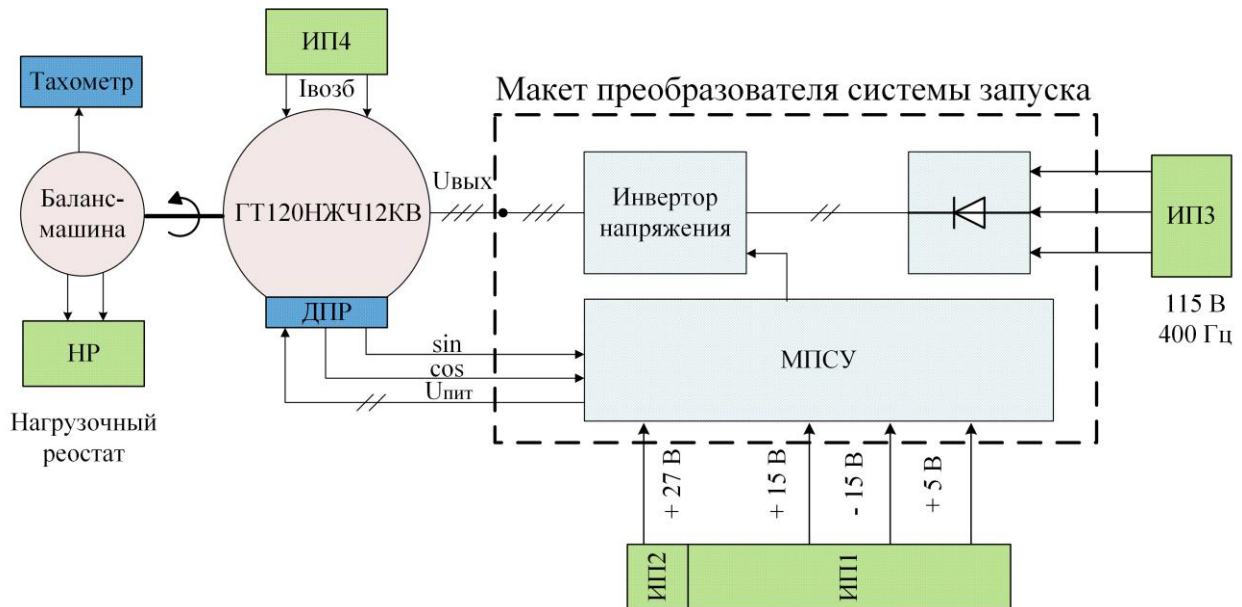


Рисунок 146 – Блок-схема испытательного стенда системы запуска под нагрузкой

Момент на валу стартер-генератора измерялся с помощью балансирной машины. Вал стартер-генератора жестко связывался с валом балансирной машины через переходной валик, обеспечивая механическую связь. Для регулирования величины момента сопротивления на валу стартер-генератора, изменялась величина тока возбуждения балансирной машины. Сопротивление нагрузки балансирной машины во время испытаний не регулировалось. Частота вращения

стартер-генератора измерялась с помощью тахометра, установленного на балансирной машине.

Первым этапом были проведены испытания со статической нагрузкой на определенной скорости вращения вала, при разном токе возбуждения. Значение угла между обобщенным вектором тока и вектором противо-ЭДС при старте выставлялось равным -45° , с последующим линейным уменьшением этого значения до нуля, результаты приведены в Таблица 15.

Таблица 15 – Результаты измерений при работе системы на нагрузку

$n_{\text{вала}}$	$M_{\text{сопр}}$	$I_{\text{возб}}$	$I_{\text{вх}}$ (rms)	$U_{\text{вх}}$ (rms)	U_{dc}	$I_{\text{стА}}$ (rms)	$I_{\text{стА}}$ (max)	$U_{\text{стА}}$ (rms)	$S_{\text{вх}}$	$P_{\text{вала}}$	$S_{\text{вых}}$
об/мин	Н*М	А	А	В	В	А	А	В	ВА	Вт	ВА
6600	7.4	0.5	22	137.6	294.1	55.6	88	46	9084.3	5114.4	7672.8
6600	7.4	1	24	137.2	294.4	34.7	59	71.4	9881.0	5114.4	7432.7
6600	10	1.5	28	137.4	293	38	57	78.8	11542.4	6911.3	8983.2
5400	14	0.5	30	135.0	289.1	89	133	37.1	12148.6	7916.6	9905.7
5400	12.8	1	26	135.3	290.6	54	80	54.3	10551.3	7238.0	8796.6
5400	14.8	1.5	32	136.8	291.2	53	80	62.57	13130.3	8369.0	9948.6
4200	21.9	0.5	52	129.7	282	192	285	31.86	20229.0	9631.8	18351.4
4200	21.1	1	36	134.8	286.6	100	150	38.4	14553.4	9280.0	11520.0
4200	21.11	1.5	36	133.7	287	78.9	122	45.7	14441.1	9284.4	10817.2
3000	40.2	1	80	127.0	278	225	350	28.6	30484.1	12628.8	19305.0
3000	40.3	1.5	56	131.1	283	174	250	31.4	22017.8	12660.2	16390.8
1800	60	2.5	58	124.1	276	261	350	19.77	21598.7	11309.4	15479.9
1800	73	3	84	123.6	275	312	420	21.49	31135.3	13759.8	20114.6
1800	73	6	72	127.0	280	255	350	22.93	27435.7	13759.8	17541.5
1800	65	2.5	-	-	-	340	450	21.7	-	12251.9	22134.0
1000	26	2	-	-	-	312	470	8.85	-	2722.6	8283.6
1000	35	2.5	-	-	-	260	360	9.9	-	3665.1	7722.0
1000	37	3	-	-	-	320	480	9.1	-	3874.5	8736.0
1000	53	6	-	-	-	350	530	10.6	-	5550.0	11130.0

$n_{\text{вала}}$ – скорость вала генератора [об/мин];

$M_{\text{сопр}}$ – момент сопротивления на валу генератора [Н*м];

$I_{\text{возб}}$ – ток возбуждения возбудителя [А];

$I_{\text{вх}} (\text{rms})$ – действующее значение фазы тока питающей сети [А];

$U_{\text{вх}} (\text{rms})$ – действующее значение фазы напряжения питающей сети [В];

U_{dc} – действующее значение напряжения звена постоянного тока [В];

$I_{\text{стА}} (\text{rms})$ – действующее значение фазного тока статора генератора [А];

$I_{\text{стА}} (\text{max})$ – амплитудное значение фазного тока статора генератора [А];

$U_{\text{стА}} (\text{rms})$ – действующее значение фазного напряжения генератора [В];

$S_{\text{вх}}$ – полная мощность потребляемая от питающей сети [ВА];

$P_{\text{вала}}$ – механическая мощность на валу [Вт];

$S_{\text{вых}}$ – полная мощность потребляемая генератором от инвертора [ВА].

Графики зависимостей токов и напряжений статора от скорости вращения вала при разных токах возбуждения представлены на Рисунке 147.

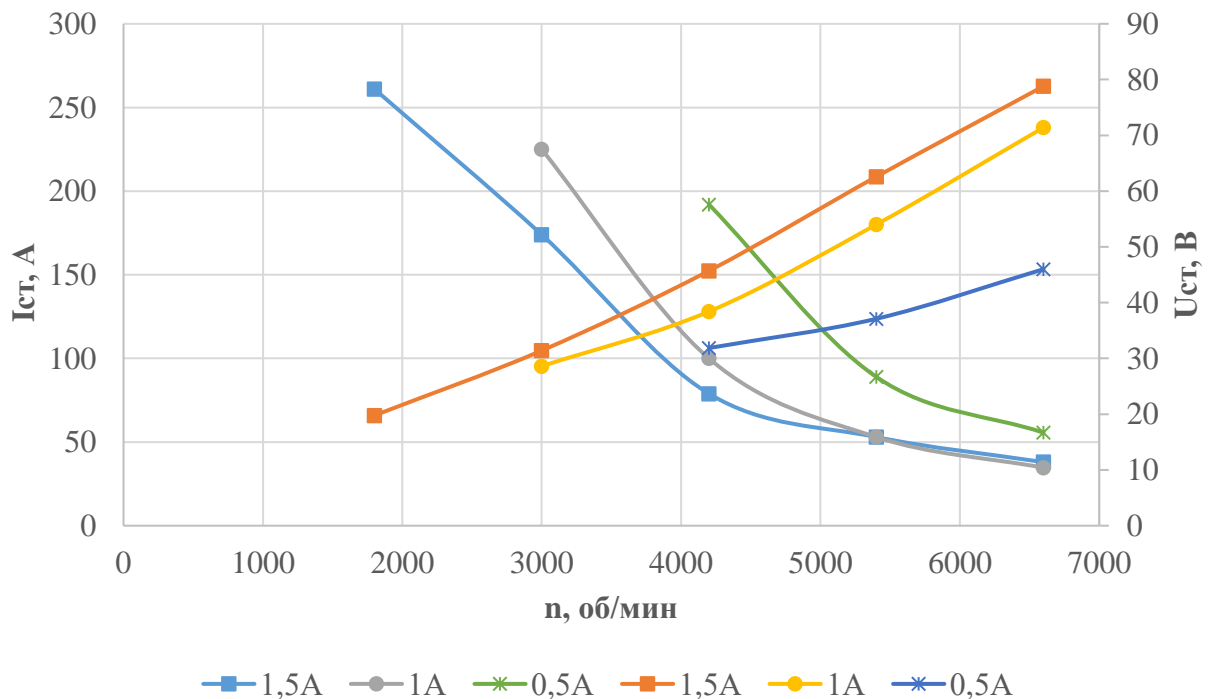


Рисунок 147 – Графики зависимостей токов и напряжений статора от скорости

На Рисунок 148 приведены графики мощности вала генератора из технического задания и получившейся в результате проведения испытаний. Ток возбуждения, на представленной зависимости, выбран из условия минимально возможной мощности потребления от питающей сети, учитывая полученную зависимость тока возбуждения можно сделать вывод, что для оптимального потребления мощности источника питания необходимо регулировать ток возбуждения на этапе запуска.

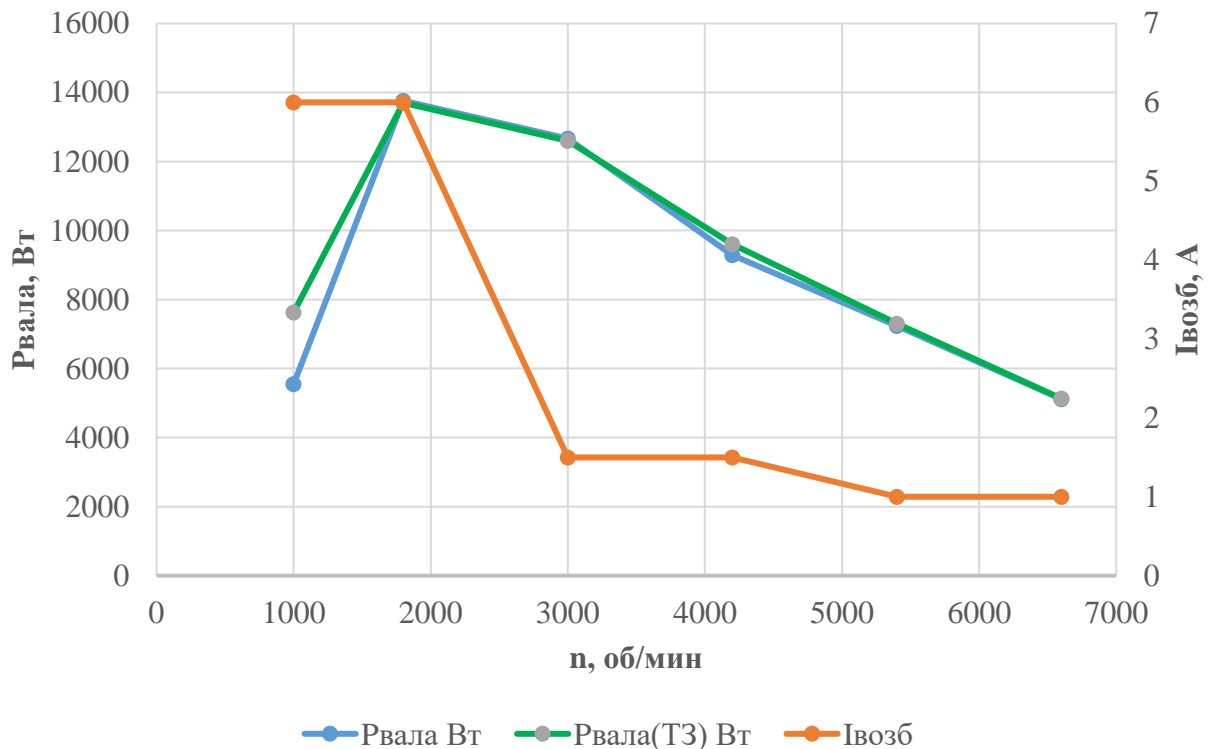


Рисунок 148 – Графики зависимостей механической мощности и тока возбуждения от скорости

На Рисунок 149 приведены зависимости момента сопротивления на валу из технического задания и полученные в результате испытаний, а также действующее значение фазного тока статора генератора при минимальной мощности, потребляемой от сети.

На Рисунок 150 и Рисунок 151 представлены осциллограммы токов и напряжения статора генератора, в точке максимальной скорости вала и в точке максимального момента сопротивления на валу генератора соответственно.

Обозначения на осциллограммах, следующие - каналы 1, 2, 3 (желтый, зеленый, синий цвета) токи фаз А, В, С – соответственно, 4 (розовый) канал – напряжение фазы А.

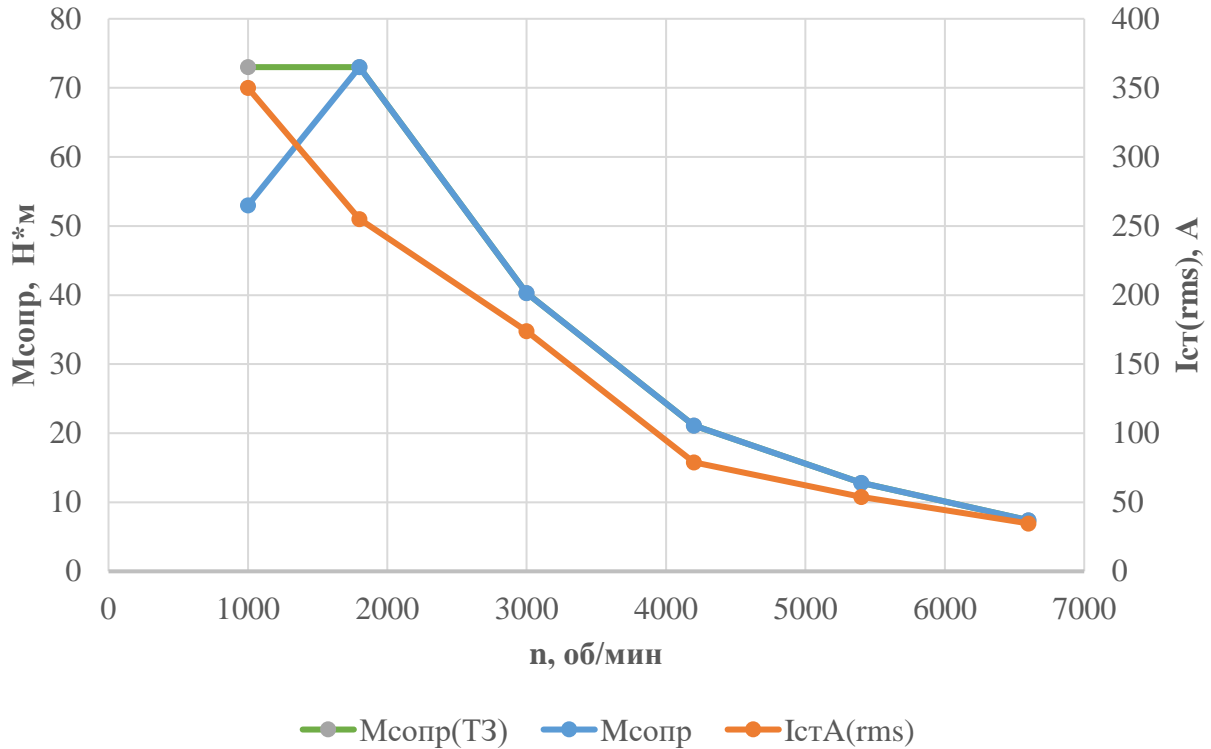


Рисунок 149 – Графики зависимостей момента сопротивления и тока статора от скорости

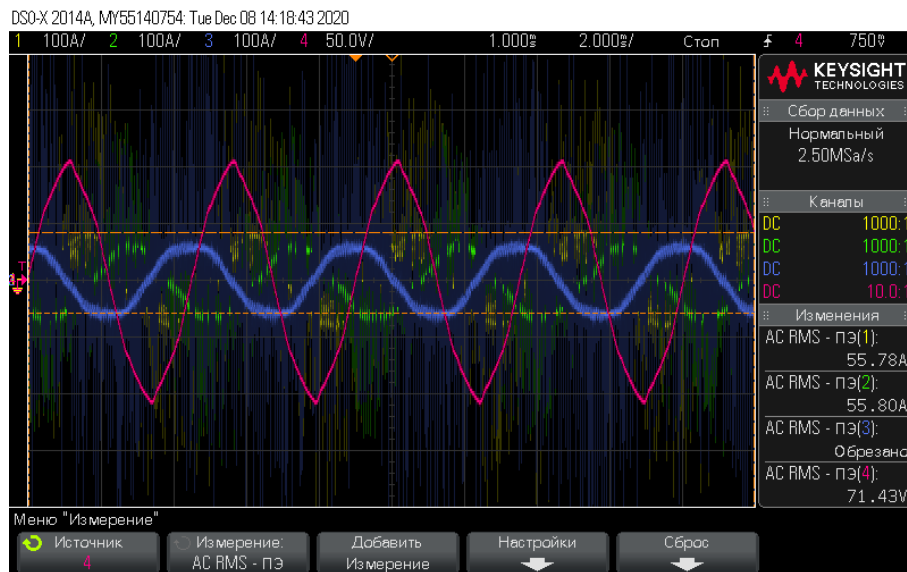


Рисунок 150 – Осциллограммы токов и напряжения статора генератора, при $n_{\text{вала}}=6600$ об/мин, $M_{\text{сопр}}=7,4$ Н*м и $I_{\text{возб}}=1$ А

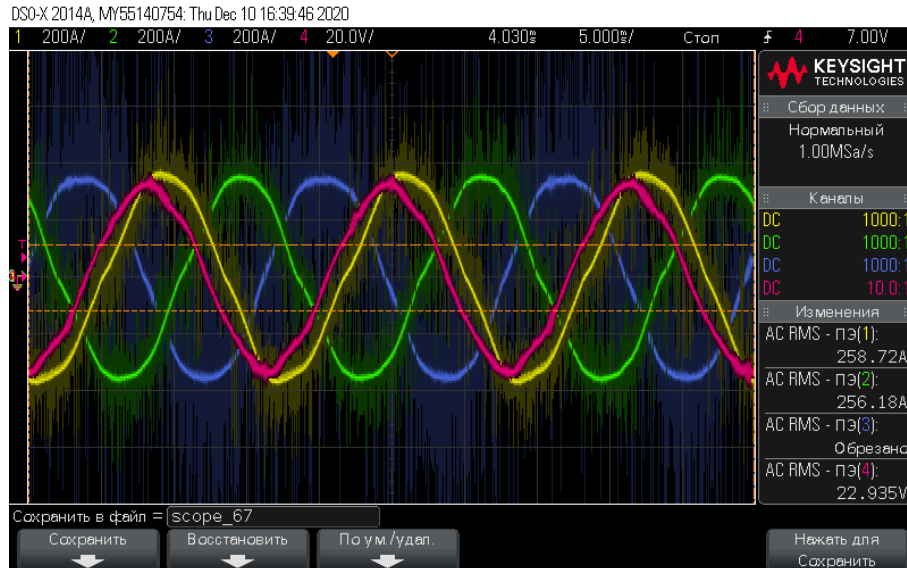


Рисунок 151 – Осциллограммы токов и напряжения статора генератора, при $n_{\text{вала}}=1800$ об/мин, $M_{\text{сопр}}=73$ Н*м и $I_{\text{возб}}=6$ А

Следующим этапом были проведены испытания при различных углах сдвига обобщенного вектора тока относительно противо-ЭДС. Результаты представлены в Таблица 16.

Таблица 16 – Результаты измерений при варьировании угла ψ

Пвала об/мин	$M_{\text{сопр}}$ Н*м	$I_{\text{возб}}$ А	$I_{\text{ста}} \text{ (rms)}$ А	$U_{\text{ста}} \text{ (rms)}$ В	ψ град
1800	9.5	0	150	15.44	45
	11.5	0.5	150	16.7	
	20	1.5	150	20.75	
	25	2.5	150	22.47	
	10	0	151	14.4	35
	13	0.5	150	15.66	
	24.5	1.5	151	20.44	
	29	2.5	150	22.77	
	10	0	150	12.1	20
	12.5	0.5	150	13.2	
	27	1.5	151	18.54	
	35	2.5	150	21.7	
	8	0	150	11.47	10
	11	0.5	150	12.3	
	28.5	1.5	153	16.84	
	37	2.5	152	20.9	
5	0	151	9.9	0	
7	0.5	153	10.3		
26.5	1.5	151	16.3		
37	2.5	150	19.87		

Испытания проводились при фиксированной скорости вала и токе статора, при разных токах возбуждения и углах сдвига вектора тока относительно противо-ЭДС. Рисунок 152, Рисунок 153 и Рисунок 154 представляют зависимости изменения полученных величин при изменении тока возбуждения и угла смещения тока.

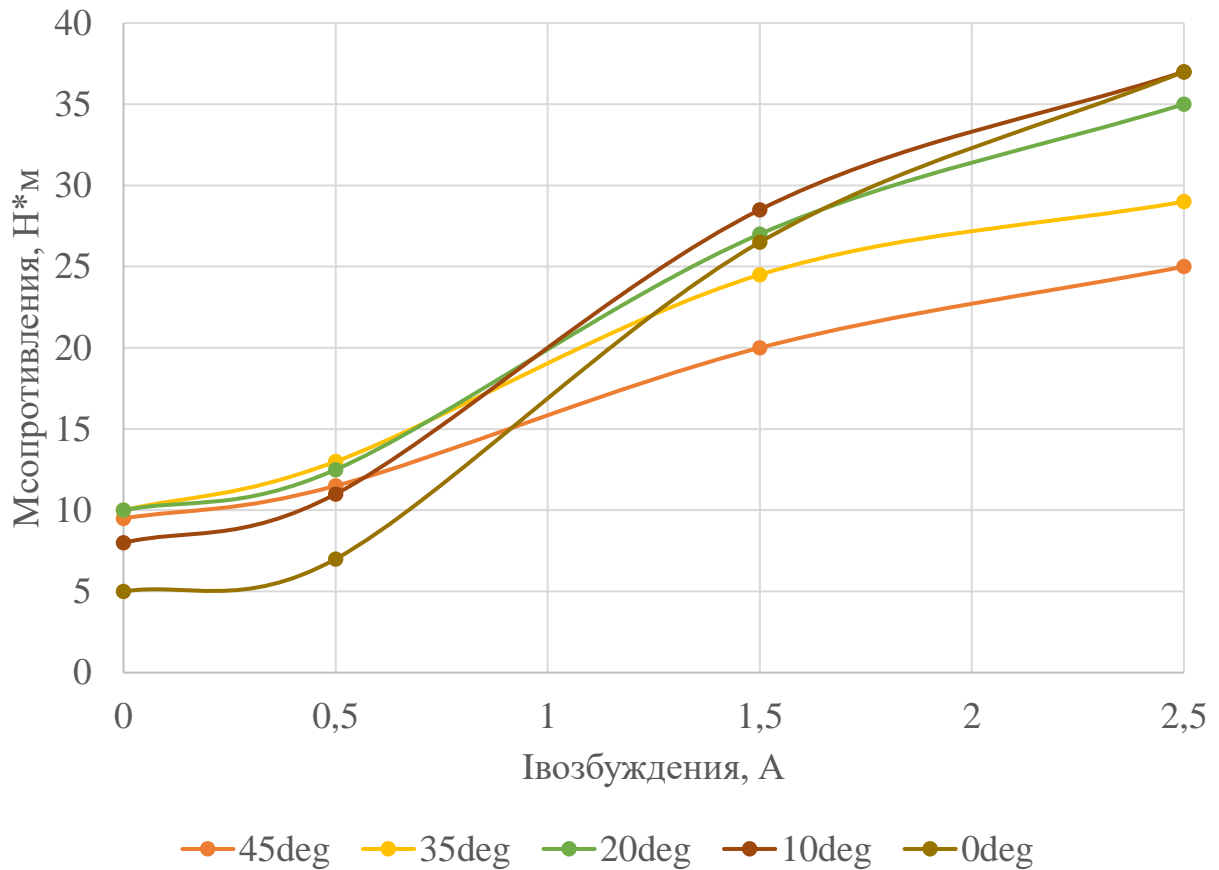


Рисунок 152 – Момент сопротивления на валу от тока возбуждения при разных смещениях вектора тока относительно противо-ЭДС

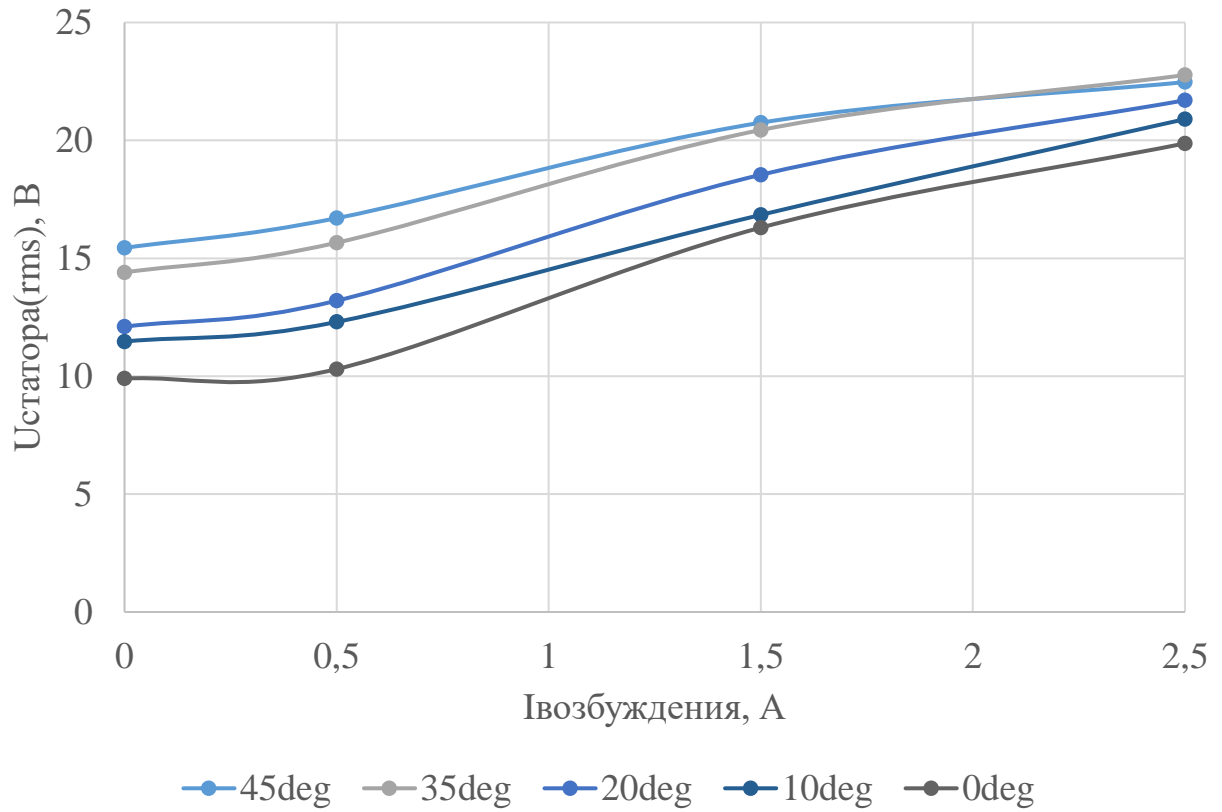


Рисунок 153 – Напряжение статора от тока возбуждения при разных смещениях вектора тока относительно противо-ЭДС

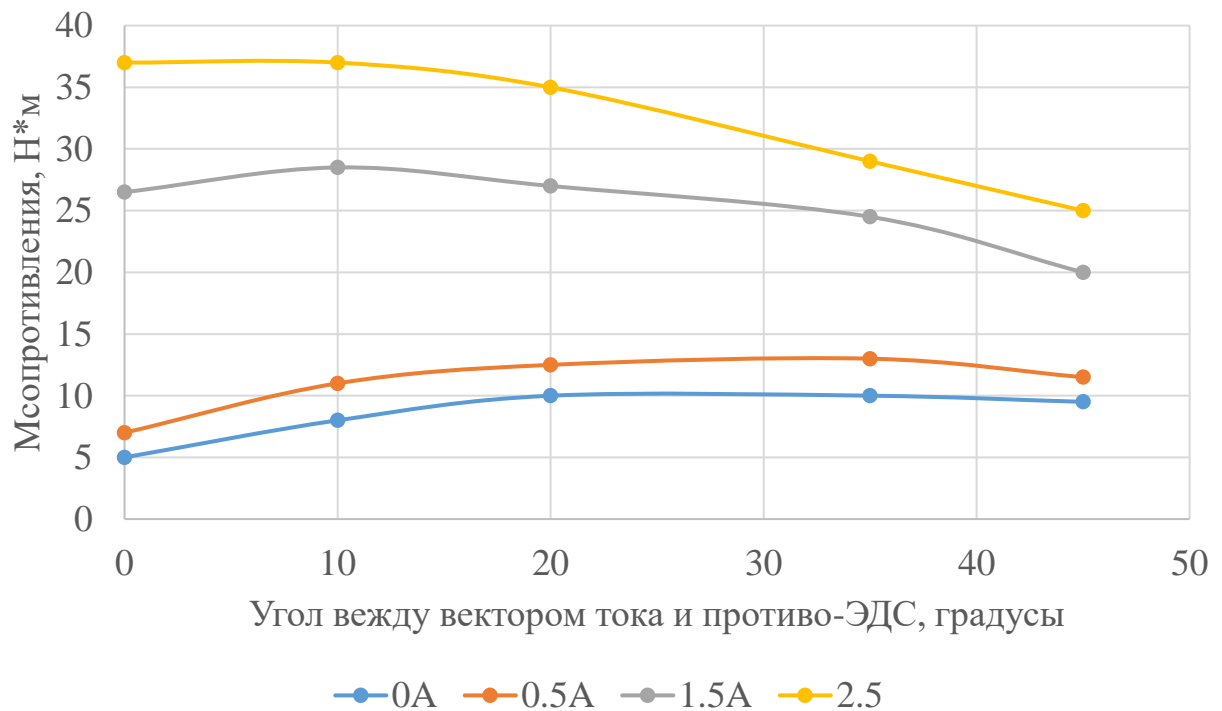


Рисунок 154 – Момент сопротивления на валу от смещения вектора тока относительно противо-ЭДС, при различных токах возбуждения

Следующим этапом была проведена проверка ориентации обобщенного вектора тока относительно угловой характеристики.

В соответствии с угловой характеристикой, для двигательного режима оптимальной точкой реактивного пуска при нулевой скорости – является точка, соответствующая -45° , второй точкой, соответствующей положительному вращению, является точка 135° . Результаты испытаний при задании разных точек начального пуска при возбуждении и в его отсутствии, представлены в Таблица 17. Также были проверены точки $+45^\circ$ и -135° , при которых направление вращения вала было отрицательным, что соответствует угловой характеристики синхронной машины.

Таблица 17 – Результаты измерений

$I_{\text{возб}}$	$I_{\text{стA}} \text{ (rms)}$	ψ
A	A	град
0	100	-45
1	50	-45
0	110	135
1	175	135

По полученным результатам можно сделать следующие выводы:

- ✧ Полученные результаты подтверждают работоспособность модифицированного алгоритма, реализующего реактивный запуск трехкаскадного синхронного генератора.
- ✧ Полученные результаты подтверждают работу системы в соответствии с техническим заданием, за исключением одной точки, при низких оборотах достигнут максимальный момент на валу генератора в 53 Н*м , при заданных 73 Н*м .
- ✧ Работа системы с LC-фильтром положительно сказывается на оцифровке аналоговых сигналов обратной связи, а также на регистрации данных о напряжении, прикладываемых к обмоткам электрической машины.

Сравнение экспериментальных данных с расчетными.

По результатам физических экспериментов, был проведен анализ полученных выражений для электромагнитного момента с учетом реальной характеристики изменения нагрузки. Таблица 18 содержит результаты сравнения полученных данных, из которых можно сделать вывод что, относительная погрешность – δ , на начальном этапе находится в диапазоне от 1,75 до 2,8 процентов, однако при снижении значений момента, погрешность увеличивается до 9,33 процентов.

Таблица 18 – Сравнение аналитических и экспериментальных результатов

$n_{\text{вала}}$	об/мин	1000	1800	3000	4200	5400	6600
$M_{\text{эм}}(\text{эксперимент})$	$H \cdot m$	53	73	40.3	21.1	12.8	7.4
$M_{\text{эм}}(\text{расчет})$	$H \cdot m$	54.48	75	41.01	21.69	13.58	8.1
δ	%	2.78	2.74	1.75	2.80	6.10	9.33

Результаты сравнения полученного электромагнитного момента и расчетного момента, представлены на Рисунок 155, также рисунок содержит, заданный по техническому заданию, момент сопротивления, и скорость ротора изменяющиеся относительно времени.

Рисунок 156 показывает, как будет изменяться электромагнитный момент ТСГ, при заданном токе, пропорциональном моменту сопротивления, при изменении угла управления.

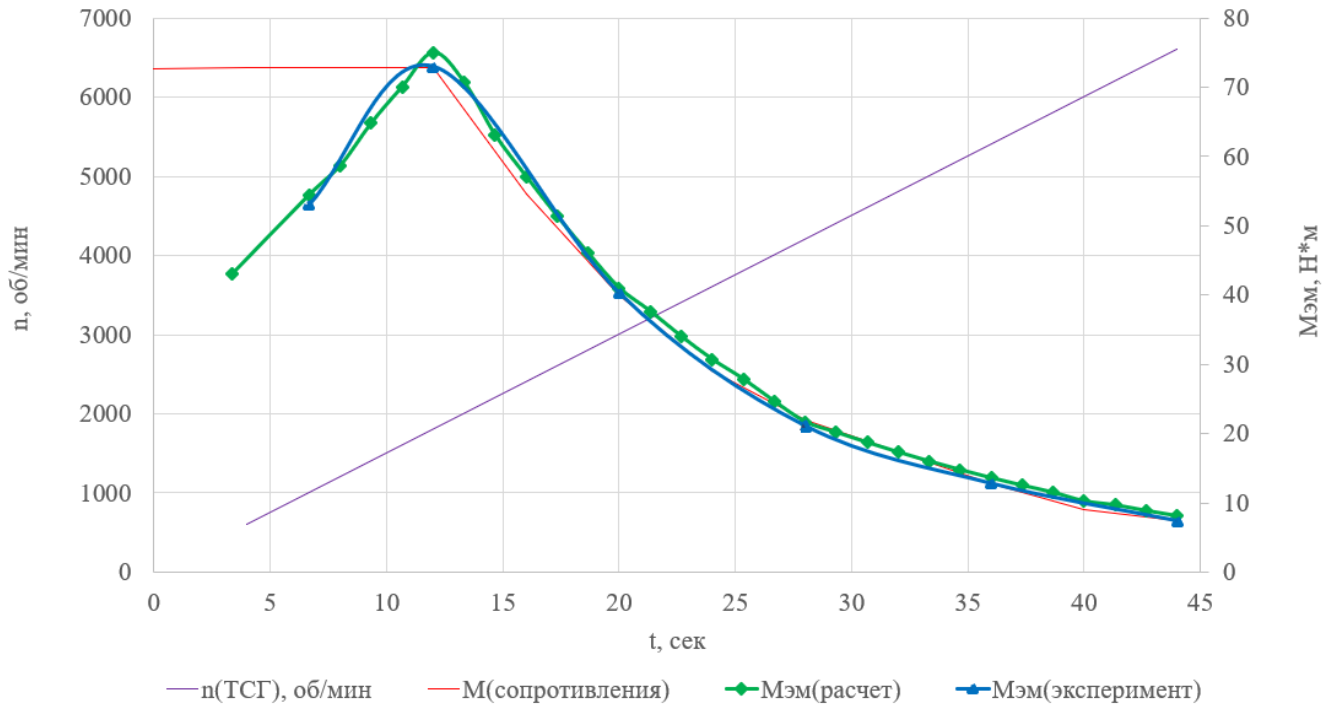


Рисунок 155 – Сравнение расчетного и экспериментального момента ТСГ

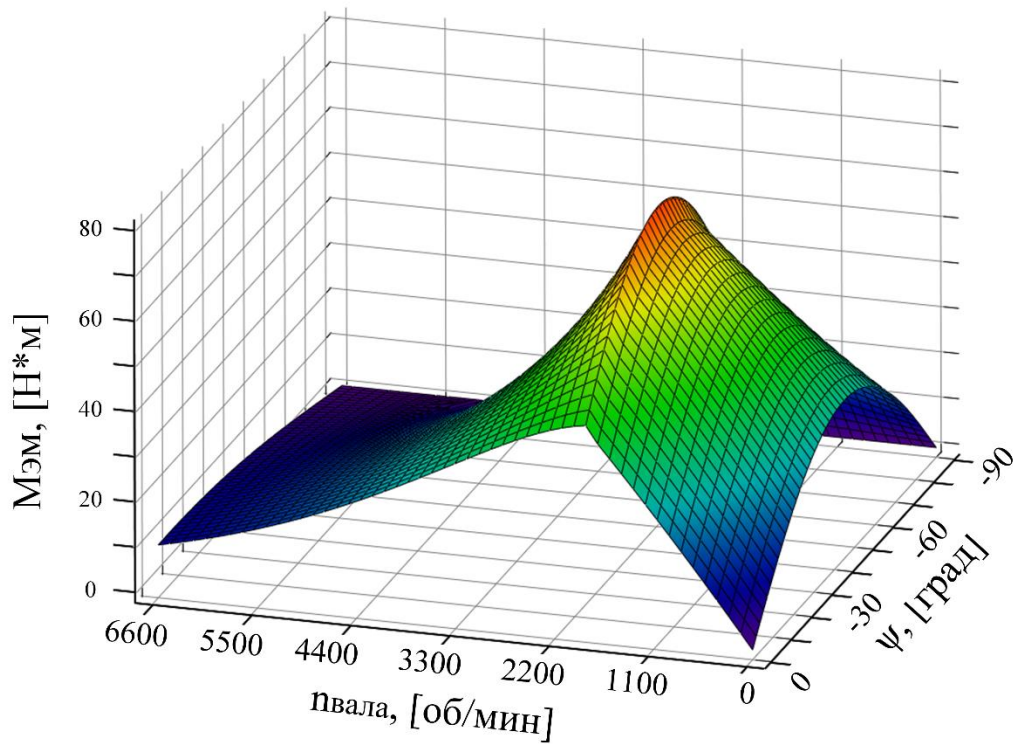


Рисунок 156 – Зависимость электромагнитного момента от угла управления

Выводы по Главе 5

По результатам теоретических исследований, были спроектированы и изготовлены макетные образцы полупроводниковых преобразователей, а также методики их испытаний. Проведен ряд натурных экспериментов, подтверждающих возможность реализации электростартерной системы на основе трёхкаскадного синхронного генератора.

Предложен и проверен вариант синхронизации системы управления с помощью напряжений подвозбудителя. На основе этого способа проведены испытания асинхронного метода формирования пускового момента, который позволил вывести ГТД вспомогательной силовой установки, на режим малого газа.

Второй блок физических экспериментов был проведен с использованием датчика положения ротора, в сочетании с формированием реактивной составляющей электромагнитного момента. Данная система показала более эффективный результат запуска ТСГ, по параметрам токовой загрузки на начальном этапе, а также по линейно-ускоренному темпу изменения скорости вращения вала. Полученные результаты подтвердили возможность реализации заданной моментной характеристики, соответствующей нагрузке, формируемой авиационным двигателем при его запуске.

Проведено сравнение экспериментально полученных и расчетных значений электромагнитного момента, которое показало, что на начальном этапе запуска погрешность в расчётах не превышает 2.78%. Также анализируя источник сопротивления ТСГ, в виде вала турбины с лопастями, представляющими вентиляторную нагрузку, можно сделать вывод, что нагрузка на начальном этапе будет принимать не максимально постоянное значение, а будет пропорциональна квадрату скорости вращения вала.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В процессе выполнения диссертационного исследования была решена научно-техническая задача по исследованию и разработке стартер-генераторной системы на основе трехкаскадного синхронного генератора. В качестве основных результатов диссертационной работы, можно выделить следующие пункты:

1. Предложена математическая модель трехкаскадного синхронного генератора, на основе которой разработаны модели системы генерирования и системы запуска с цифровой системой управления. Для обоих вариантов синтезированы системы подчиненного регулирования.

2. Проведен анализ электромагнитных процессов ТСГ при формировании реактивной составляющей электромагнитного момента. Получено выражение для момента трехкаскадного синхронного генератора, зависящее от параметров, регулируемых инвертором напряжения и полупроводниковым преобразователем возбудителя. Определена функция изменения угла управления тока инвертора, позволяющая получить необходимый момент на валу трехкаскадного синхронного генератора при минимальном значении тока статора.

3. На основе полученных выражений для момента, разработаны алгоритмы управления полупроводниковым преобразователем.

4. Получена система аналитических выражений, позволяющих определить энергетические параметры полупроводникового преобразователя при работе на трехкаскадный синхронный генератор в двигательном режиме.

5. Разработана методика расчета общей постоянной времени трехкаскадного синхронного генератора, и спроектирован на основе этих результатов, система управления цифрового блока для регулирования выходного напряжения в режиме генерирования.

6. Разработан и изготовлен экспериментальный образец преобразователя частоты и проведены физические эксперименты, подтверждающие работоспособность предложенных алгоритмов управления ТСГ в двигательном режиме. Показано, что ошибка в теоретическом расчете электромагнитного момента на начальном этапе запуска не превышает 3%.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

- АБ – аккумуляторная батарея
- АД – авиационный двигатель
- АЧХ - амплитудно-частотная характеристика
- БП – блок питания
- В – возбудитель
- ВИП – вторичный источник питания
- БРЗУ – блок регулирования защиты и управления
- ВСУ – вспомогательная силовая установка
- ВУ – выпрямительное устройство
- Г – генератор
- ГТД – газотурбинный двигатель
- ДН – датчик напряжения
- ДТ – датчик тока
- И – инвертор
- ИСН – источник стабильного напряжения
- КЗ - короткое замыкание
- КПД – коэффициент полезного действия
- ЛА – летательный аппарат
- ОГ – основной генератор
- ПВ – подвозбудитель
- ППЧВ – привод постоянной частоты вращения
- Р – регулятор
- СГ – синхронный генератор
- СМ – синхронная машина
- СМПМ – синхронная машина с постоянными магнитами
- СЧ – силовая часть
- СЭС – система электроснабжения
- Тр – трансформатор

ТСГ – трёхкаскадный синхронный генератор

УВ – управляющее воздействие

УУ – устройство управления

Ф – фильтр

ФИ – формирователь импульсов

ФЧХ – фазочастотная характеристика

ХХ – холостой ход

ШИМ – широтно-импульсная модуляция

ЭДМ – электродинамическая модель

ЭДС – электродвижущая сила

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] Волокитина Е. В. Исследования по созданию системы генерирования и запуска маршевого двигателя в концепции полностью электрифицированного самолета. Часть 1 / Е. В. Волокитина // Электроника и электрооборудование транспорта. – 2011. – № 4. – С. 24-28.
- [2] Воронович С.А, Каргопольцев В.А., Кутахов В.П. Полностью электрический самолет // М.: Авиапанорама медиа. – 2009. – №2. – С.14-17.
- [3] Бертинов А.И. Авиационные электрические генераторы. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1959. - 594 с.
- [4] Левин А.В. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования / А. В. Левин, С. П. Халютин, Б. В. Жмуров // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2015. – № 213(3). – С. 50-57.
- [5] Системы электроснабжения летательных аппаратов: учебник для курсантов и слушателей высших военно-учебных заведений ВВС/ С. П. Халютин, Б. В. Жмуров, М. Л. Тюляев [и др.]; под редакцией С.П. Халютина. – М.: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010. – 428 с.
- [6] Кушнерев В.В. Электротехнические комплексы самолетов нового поколения / В.В. Кушнерев// Датчики и системы. – 2002. – № 7. –С. 29–34.
- [7] Лёвин А.В. Электрический самолёт: от идеи до реализации: монография / А.В. Лёвин, И.И. Алексеев, С. А. Харитонов, Л.К. Ковалёв. – М.: Машиностроение, 2010. - 288 с.
- [8] Андриевский Ю.А. Авиационное оборудование. / Ю.Е. Воскресенский, Ю.П. Доброленский и др. - М: Воениздат, 1989. - 248 с.
- [9] Лёвин А.В. Электрический самолет. Концепция и технологии. Монография / А.В. Левин, С.М. Мусин, С.А. Харитонов, К.Л. Ковалев, А.А. Герасин, С.П. Халютин - Уфа: УГАТУ, 2014. – 388 с.

- [10] Брускин Д.Э., Зубакин С.И. Самолеты с полностью электрифицированным оборудованием // Итоги науки и техники. Сер. Электрооборудование транспорта. М.: ВИНТИ. 1986. - Т.6 - 108 с.
- [11] Волокитина Е.В., Головизнин С.Б. Полностью электрифицированный самолет от концепции до реализации // Электроника и электрооборудование транспорта, 2007. - №1. - С. 2-5.
- [12] Халютин С.П. Электрический самолёт: прошлое, настоящее, будущее. - М.: Авиапанорама медиа, 2016. - №6. - С. 42-51.
- [13] Павловский Н.И. Вспомогательные силовые установки. - М.: Транспорт, 1977. - 240 с.
- [14] Локай В.И. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. Теория, конструкция и расчет/ В.И.Локай, М.К.Максутова, В.А.Стрункин. – М.: Машиностроение, 1991. - 512с.
- [15] Zharkov M. A., Sarakhanova R. Y. "Analysis of Current State of the Starting Device for Aircraft Gas Turbine Engines," 2020 International Ural Conference on Electrical Power Engineering (UralCon), Chelyabinsk, Russia, 2020, pp. 383-388.
- [16] Лозицкий Л.П. Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП (конструкция, надежность и опыт эксплуатации) / Л.П. Лозицкий, М.Д. Авдошко, В.Ф. Березлев и др. – М.: Машиностроение, 1988. - 288с.
- [17] Авиационный турбореактивный двигатель АМ - 3. Техническое описание. – М.: Оборонгиз, 1956.
- [18] Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Том 3/ А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2007. - 232 с.
- [19] Корнеев В.М. Особенности конструкции газотурбинных двигателей. – М.: Издательские решения, 2017. - 102 с.
- [20] Коробков Д.В., Харитонов А.С., Жарков М.А., Харитонов С.А., Калужский Д.Л., Калий В.А., Хлебников А.С./ Стартер-генераторная система постоянного тока. Имитационная модель и результаты математического

- эксперимента (Часть 1 - генераторный режим) // Электропитание. – 2017. - №3. – С. 30-45.
- [21] Левин А.В., Халютин С.П., Давидов А.О., Жмуров Б.В., Харитонов С.А., Жарков М.А., Харитонов А.С. / Стартер-генераторная система для вспомогательной силовой установки // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2017. - №5. – С. 55-66.
- [22] Spooner E., S. Khatab A.W., Nicolaou N.G., “Hybrid excitation of AC and DC machine,” in Proc. Fourth Int. Conf. Electrical Machines and Drives, London, U.K., Sep. 1989, pp.48-52.
- [23] Kamiev K., Nerg J., Pyrhonen J., Zaboin V., Hrabovcova V., Rafajdus P. “Hybrid excitation synchronous generators for island operation,” IET Elect. Power Appl., vol. 6, no. 1, 2012, pp. 1-11.
- [24] Shushu Zhu, Chuang Liu, Kai Wang, Yaohua Hu, Yinhang Ning, “Theoretical and experimental analyses of a hybrid excitation synchronous generator with integrated brushless excitation,” IET Elect. Power Appl., vol. 10, no. 4, 2016, pp. 258-267.
- [25] Ismagilov, F., Vavilov, V., Roginskaya, L., Shapiro, S., Gusakov, D., Design of High Temperature Six-Phase Starter-Generator Embedded in Aerospace Engine, International Review of Aerospace Engineering (IREASE), 2016, pp. 216-225.
- [26] Cavagnino A., Li Z., Tenconi A., Vaschetto S. Integrated generator for more electric engine: Design and testing of a scaledsize prototype in IEEE Transactions on Industry Applications. Vol. 49, no. 5, 2013, pp. 2034-2043.
- [27] Besnard J.P., Biais F., Martinez, M. Electrical rotating machines and power electronics for new aircraft equipment systems in ICAS-Secretariat - 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2006, pp. 1-9.
- [28] Wang, J., Atallah K., Zhu Z.Q., Howe D. Modular three-phase permanent magnet brushless machines for in wheel applications // IEEE Transactions on Vehicular Technology Vol. 57, Issue 5, 2008, pp. 2714-2720.
- [29] Патент № 2583837 С1 Российская Федерация, МПК H02K 21/02, H02K 21/12, H02K 19/36. Интегрированный высокотемпературный стартер-генератор и

способ управления им: № 2015100634/07: заявл. 12.01.2015: опубл. 10.05.2016 / Ф. Р. Исмагилов, И. Х. Хайруллин, В. Е. Вавилов [и др.]; заявитель федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Уфимский государственный авиационный технический университет".

- [30] Zharkov M.A., Kharitonov S.A., Simin V.S.: Electric starter mode three-stage synchronous generator with damping cage//15 International conference of young specialists on micro/nanotechnologies and electron devices (EDM 2014): proc., Altai, Erlagol, 30 June – 4 July 2014. – Novosibirsk: IEEE, 2014. - P. 444-446.
- [31] Zharkov M.A., Kharitonov S.A., Simin V.S., Korobkov D.V., Volkov A.G., Bessonov I.O. Mathematical model of the starter system based on a three-stage synchronous generator with damping cage// 16th International Conference of Young Specialists on Micro/Nanotechnologies and Electron Devices (EDM 2015), Altai, Erlagol, 29 June – 3 July 2015. – Novosibirsk: NSTU, 2015.- P. 422-426.
- [32] Zharkov M.A., Bachurin P.A., Kharitonov S.A., Kupriyanov A.D., Sapsalev A.V., Sarakhanova R.Yu. /Experiment results of the laboratory tests of electrical starting system powered by an AC source// 17th International Conference of Young Specialists on Micro/Nanotechnologies and Electron Devices (EDM 2016), Altai, Erlagol, 30 June – 4 July 2016. – Novosibirsk: NSTU, 2016.- P. 448-451.
- [33] Legranger J., Friedrich G., “Design of a brushless rotor supply for a wound rotor synchronous machine for integrated starter generator,” in Proc. IEEE VPPC, Arlington, TX, USA, Sep. 2007, pp. 236–241.
- [34] Legranger J., Friedrich G., Vivier S., Mipo J. C., “Comparison of two optimal rotary transformer designs for highly constrained applications,” in Proc. IEEE Int. Elect. Mach. Drives Conf., May 2007, vol. 2, pp. 1546–1551.
- [35] Tartibi M., Domijan A., “Optimizing ac-exciter design,” IEEE Trans. Energy Convers., vol. 11, no. 1, pp. 16–24, Mar. 1996.
- [36] Грузков С.А., Морозов В.А., Нагайцев В.И., Останин С.Ю., Румянцев М.Ю., Соломин А.Н., Тарасов В.Н., Тыричев П.А. Электрооборудование

- летательных аппаратов. Т. 2 Элементы и системы электрооборудования – приемники электрической энергии. М.: Издательство МЭИ, 2008. – 552с.
- [37] Moir I., Seabridge A., Jukes M., “Electrical systems,” in *Civil Avionics Systems*, 2nd ed. New York, NY, USA: Wiley, 2013, pp. 235–290.
- [38] ГОСТ Р 54073-2017. Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии. – М.: Стандартинформ, 2018. – 35 с.
- [39] Матвеев А.М., Акимов А.И., Акопов М.Г. Самолеты и вертолеты. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Том IV-21/ под общей редакцией А.М. Матвеев. – Книга 2, Москва: Машиностроение, 2004. – 752 с.
- [40] Брускин Д.Э., Синдеев И.М. Электроснабжение ЛА. М.: Высшая школа, 1988. - 262с.
- [41] Генератор ГТ120НЖЧ12КВ [Электронный ресурс]: Каталог продукции АО «Аэроэлектромаш»/Генераторы для вспомогательных силовых установок (ВСУ) - Режим доступа: [http://aeroem.ru/catalog/generatoryi/generatoryi-dlya-vspomogatelnyix-silovyix-ustanovok-\(vsu\)/gt120nzhch12kv.html](http://aeroem.ru/catalog/generatoryi/generatoryi-dlya-vspomogatelnyix-silovyix-ustanovok-(vsu)/gt120nzhch12kv.html) (26.06.2021).
- [42] ВГТД ТА18-200 [Электронный ресурс]: Каталог продукции ОАО «Научно-производственное предприятие «Аэросила»/ Вспомогательные газотурбинные двигатели (ВГТД) - Режим доступа: <http://aerosila.ru/products/vspomogatelnye-gazoturbinnye-dvigateli/vgtd-ta18-200klass-ekvivalentnoj-moshhnosti-350-kvt> (27.06.2021).
- [43] Сипайлов Г.А., Лоос А.В. Математическое моделирование электрических машин (АВМ). М.: Высшая школа, 1980г. - 176с.
- [44] Балагуров В.А. Галтеев Ф.Ф. Электрические генераторы с постоянными магнитами. М.: Энергоатомиздат, 1988. - 280 с.
- [45] Копылов И.П., Клоков Б.К., Морозкин В.П., Токарев Б.Ф. Проектирование электрических машин. М.: Высшая школа, 2002. -757 с.
- [46] Сергеев П.С., Виноградов Н.В., Горяинов Ф.А. Проектирование электрических машин. Изд. 3-е. М.: Энергия, 1970. – 632 с.

- [47] Копылов И.П. Электрические машины: Учеб. для вузов. 2-е изд., перераб. - М.: Логос, 2000. – 607 с.
- [48] Бут Д.А. Бесконтактные электрические машины. М.: Высшая школа, 1990.- 416 с.
- [49] Сипайлов Г.А., Кононенко Е.В., Хорьков К.А. Электрические машины (специальный курс). М.: Высшая школа, 1987. – 376 с.
- [50] Петров Г.Н. Электрические машины. Ч. 2: Асинхронные и синхронные машины. – М.-Л.: Госэнергоиздат, 1963. – 416 с.
- [51] Домбровский В.В., Зайчик В.М. Асинхронные машины: Теория, расчет, элементы проектирования. – Л.: Энергоатомиздат, Ленингр. отд-ние, 1990. – 368 с.
- [52] Копылов И.П. Проектирование электрических машин: Учеб.пособие для вузов / И.П. Копылов, Ф.А. Горяинов, Б.К. Клоков и др. – М.: Энергия, 1980. – 496 с
- [53] Грузков С.А. Электрооборудование летательных аппаратов: учебник для вузов / С.А. Грузков. – М.: Издательство МЭИ, 2005. – 568 с.
- [54] Кац Б.М. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей / Б.М. Кац, Э.С. Жаров, В.К. Винокуров – М.: Машиностроение, 1976. – 220с.
- [55] Анализ использования демпферной обмотки для создания пускового момента трехкаскадного синхронного генератора / М.А. Жарков, А.В. Сапсалева, С.А. Харитонов, Г.С. Зиновьев, В.В. Жуловян // Доклады АН ВШ РФ. – 2018. – № 4 (41). – С. 64-76.
- [56] Бобов К.С. Авиационные электрические машины. Часть 1. Машины постоянного и переменного тока. Трансформаторы. / К.С. Бобов, В.А. Винокуров, В.С. Аскерко, М.В. Кравчук, Г.И. Панасюк - ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1960. - 642 с.
- [57] Marian P. Kazmierkowski, Leopoldo G. Franquelo, Jose Rodriguez, Marcelo A. Perez, Jose I. Leon. High-Performance Motor Drives: IEEE Industrial Electronics, vol. 5, 2011, pp. 6-26.

- [58] Blaschke F. The principle of field-orientation as applied to the transvector closed loop control system for rotating-field machines: Siemens Rev., vol. 34, 1972, pp. 217–220.
- [59] Takahashi I., Noguchi T. A new quick response and high-efficiency control strategy of an induction motor: IEEE Trans. Ind. Applicat., vol. IA-22, no. 5, 1986, pp. 820–827.
- [60] Depenbrock M. Direct self-control of the flux and rotary moment of a rotary-field machine: US4678248, 1987.
- [61] Глебов И.А. Проблемы пуска сверхмощных синхронных машин / Глебов И.А., Шулаков Н.В., Крутяков Е.А. – Л.: Наука, 1988. – 197 с.
- [62] Барвинский А.П. Электрооборудование самолетов: Учеб. для сред. спец. учеб. заведений / Барвинский А.П., Козлова Ф.Г. – М.: Транспорт, 1990. – 320 с.
- [63] Ставровский Б.А. Автоматизированный электропривод летательных аппаратов. / Б.А. Ставровский, В.И. Панов – Киев, 1974. – 392 с.
- [64] Анишев Е.Ю. Система частотного пуска мощного турбогенератора высокотемпературной гелиевой энергоустановки / Анишев Е.Ю., Каржев А.В., Лазарев Г.Б. — Вестник ВНИИЭ, 2004.
- [65] Патент № 2680287 С1 Российская Федерация, МПК F02С 7/00. Способ запуска газотурбинного двигателя: № 2018100313: заявл. 09.01.2018: опубл. 19.02.2019 / А. В. Сапсалева, М. А. Жарков, С. А. Харитонов, П. А. Бачурин; заявитель Федеральное Государственное Бюджетное Образовательное Учреждение Высшего Образования "Новосибирский государственный технический университет".
- [66] Патент № 2717477 С1 Российская Федерация, МПК F02N 11/14, H02P 1/50, F02С 7/00. Способ запуска газотурбинного двигателя: № 2019124156: заявл. 25.07.2019: опубл. 23.03.2020 / А. В. Сапсалева, М. А. Жарков, А. С. Харитонов [и др.]; заявитель Федеральное Государственное Бюджетное Образовательное Учреждение Высшего Образования "Новосибирский государственный технический университет".

- [67] Zharkov M.A., Kharitonov S.A., Sapsalev A.V., Kharitonov A.S. / Starting Mode of Three-Stage Brushless Generator Operation//2018 17th International Ural Conference on AC Electric Drives (ACED), Ekaterinburg, Russia, 26-30 March 2018. - IEEE, 2018. – P. 1-4.
- [68] Волокитина Е. В. Исследования по созданию системы генерирования и запуска маршевого двигателя в концепции полностью электрифицированного самолета. Часть 2// Электроснабжение и электрооборудование. – 2013. – №3. – С. 16-22.
- [69] Осин И.Д., Шакарян Ю.Г. Электрические машины: Синхронные машины: Учеб. пособие для вузов по спец. «Электромеханика» /Под ред. И.П. Копылова. М.: Высш. шк., 1990.
- [70] Гольдберг О.Д., Гурин Я.С., Свириденко И.С. Проектирование электрических машин: Учеб. для вузов / Под ред. О.Д. Гольдберга. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Высш. шк., 2001.
- [71] Иванов-Смоленский А.В. Электромагнитные поля и процессы в электрических машинах и их физическое моделирование. М.: Энергия, 1969. - 302с.: ил.
- [72] Иванов-Смоленский А.В., Абрамкин Ю.В., Власов А.И., Кузнецов В.А. Универсальный метод расчета электромагнитных процессов в электрических машинах. / Под ред. А.В. Иванова-Смоленского. М.: Энергоатомиздат, 1986.
- [73] Вольдек А.И. Электрические машины. Учебник для студентов высш. техн. учебн. заведений. Изд. 2-е, перераб. и доп. Л.: Изд-во «Энергия», 1974.
- [74] Иванов-Смоленский А.В. Электрические машины: Учеб. для вузов.1. М.: Энергия, 1980.
- [75] Балагуров В.А. Проектирование специальных электрических машин переменного тока. М.: Высшая школа, 1990. - 272 с.
- [76] Гельфанд И.М., Львовский С.М., Тоом А.Л. Тригонометрия. М.: Издательство Московского Центра непрерывного математического образования, 2010. – 199 с.

- [77] Фираго Б. И. Теория электропривода: Учеб. пособие / Б. И. Фираго, Л. Б. Павлячик. - Мн.: ЗАО "Техноперспектива", 2004. - 527 с.
- [78] Шрейнер Р.Т. Математическое моделирование электроприводов переменного тока с полупроводниковыми преобразователями частоты. – Екатеринбург: УРО РАН, 2000. – 654 с.
- [79] Управление исполнительными элементами следящих электроприводов летательных аппаратов. Б.И. Петров, В.В. Бальбух, Н.П. Папе и др. / Под ред. Б.И. Петрова. -М.: Машиностроение, 1981. -222с.
- [80] Слежановский О.В. и др. Системы подчиненного регулирования электроприводов переменного тока с вентильными преобразователями/ - М.: Энергоатомиздат,1983. – 256 с.
- [81] Zharkov M. A., Kharitonov S. A., Sidorov V. E., Dubkova R. Y., "The Analysis of the Reactive Launch of Three-stage Synchronous Generator for Aviation Starter-Generator Device," 2019 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS), Ufa, Russia, 2019, pp. 1-5.
- [82] Зиновьев Г.С. Основы силовой электроники. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003.-664 с.: ил.
- [83] Готтлиб И.М. Источники питания. Инверторы, конверторы, линейные и импульсные стабилизаторы. М.: Постмаркет, 2002. - 544 с.: ил.
- [84] Электромагнитные процессы в системах генерирования электрической энергии для автономных объектов: монография / С. А. Харитонов. -: Новосибирск изд-во НГТУ, 2011. - 536 с.
- [85] Харитонов С.А., Жарков М.А., Бачурин П.А., Коробков Д.В., Коняхин С.Ф., Куприянов А.Д. Электростартерный запуск трехкаскадного синхронного генератора// Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2016. № 4. С. 413-420.
- [86] Zharkov M.A., Bachurin P.A., Kharitonov S.A., Korobkov D.V., Sarakhanova R.Yu., Simin V.S. /Experiment results of laboratory tests of electrical starting system powered by a DC source//17th International Conference of Young

- Specialists on Micro/Nanotechnologies and Electron Devices (EDM 2016), Altai, Erlagol, 30 June – 4 July 2016. – Novosibirsk: NSTU, 2016.- P. 623-627.
- [87] Zotov, L.G., Razinkin, V.P., Zharkov, M.A., Atuchin, V.V. Flying apparatus DC–DC starter-generator converter based on switching capacitor structures. *Electrical Engineering*, Volume 102, Issue 2, 1 June 2020, pp. 643-650.
- [88] Зотов Л.Г., Зиновьев Г.С., Харитонов С.А., Жарков М.А. Комбинированный преобразователь постоянного тока для стартер-генератора вспомогательной силовой установки летательного аппарата// *Электропитание*. - 2018. - № 3. С. 15-24.
- [89] Калачев Ю.Н. Векторное управление (заметки практика). – ЭФО, 2013. – 63 с.
- [90] Башарин А.В., Новиков В.А., Соколовский Г.Г. Управление электроприводами: учебное пособие для вузов. – Л.: Энергоиздат. Ленингр. Отд-ние, 1982. – 392 с., ил.
- [91] Эпштейн И.И. Автоматизированный электропривод переменного тока. М.: Энергоиздат, 1982. 192 с.
- [92] Zharkov M.A., Sidorov V.E. Electric Starter System for Launching a Gas Turbine Aircraft Engine//20th International Conference of Young Specialists on Micro/Nanotechnologies and Electron Devices (EDM 2019), Altai, Erlagol, 29 June-3 July 2019. – IEEE, 2019. – P. 700-704.
- [93] Шрейнер Р.Т. Системы подчиненного регулирования электроводов: учеб. пособие / Р.Т. Шрейнер. Екатеринбург: Изд-ва ГОУ ВПО «Рос. гос. проф. - пед. ун-т», 2008. – 279 с.
- [94] Харитонов, С.А. Система "синхронный генератор с возбуждением от постоянных магнитов - активный выпрямитель" (математическая модель) / С. А. Харитонов // *Электротехника*. – 2009. – № 12. – С. 33-42.
- [95] Чаплыгин Е. Е. Спектральное моделирование преобразователей с широтно-импульсной модуляцией: учебное пособие / Е. Е. Чаплыгин. - М.: МЭИ, 2009. - 56 с.

- [96] Востриков А. С. Теория автоматического регулирования: Учебное пособие / А. С. Востриков, Г. А. Французова. – Новосибирск: Издательство НГТУ, 2003. – 364 с.
- [97] Бесекерский, В. А. Теория систем автоматического управления / В. А. Бесекерский, Е. П. Попов // СПб.: Профессия, 2003. – 752 с.
- [98] Sajnekar, D.M. Efficient PID Controller Tuning Method Selection to be used in Excitation System of Brushless Synchronous Generator / D. M. Sajnekar, S. B. Deshpande., R. M. Moharil // ICCPEIC. – 2016. – №5. – pp. 413 – 418.
- [99] Ziegler J.G., Nichols N.B. Optimum settings for automatic controllers //Transactions of the ASME, Vol.64. – 1942. - pp. 759-768.
- [100] Генератор ГТ40ПЧ8Б [Электронный ресурс]: Каталог продукции АО «СЭГЗ»/ Авиационная и спецпродукция - Режим доступа: <https://segz.ru/product/generator/generator-peremennogo-toka-gt40pch8b-v> (03.07.2021).
- [101] Zharkov M. A., Sarakhanova R. Y., Kurochkin D. A., "Experimental Results of Starting a Three-Stage Synchronous Generator Using a Reactive Torque," 2021 XVIII International Scientific Technical Conference Alternating Current Electric Drives (ACED), 2021, pp. 1-4.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Акты и справки о внедрении результатов диссертационной работы

Проректор по научной работе НГТУ
д-р техн. наук, доцент

С.В. Брованов



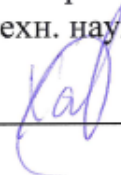
2021г.

СПРАВКА

о внедрении в учебный процесс результатов диссертационной работы
Жаркова М.А.


Мы, ниже подписавшиеся, заведующий кафедрой электроники и электротехники, д.т.н., профессор С.А. Харитонов и декан факультета радиотехники и электроники, к.т.н., доцент С.А. Стрельцов составили настоящую справку о том, что научные результаты диссертационной работы М.А. Жаркова на тему «Анализ электромагнитных процессов в стартер-генераторной системе на основе трехкаскадного синхронного генератора» внедрены в учебный процесс и используются в курсе «Основы микропроцессорной техники» для бакалавров направления 11.03.04 «Электроника и нанoeлектроника».

Заведующий кафедрой
электроники и электротехники, д-р.
техн. наук, профессор


С.А. Харитонов

«04» 08 2021г.

Декан факультета радиотехники и
электроники, канд. техн. наук,
доцент


С.А. Стрельцов

«04» 08 2021г.

УТВЕРЖДАЮ



Акт

**о внедрении результатов диссертационной работы
Жаркова Максима Андреевича**

Комиссия в составе:

Председатель – Довгалёнок В.М., зам. Генерального директора по инновационным разработкам АО «Аэроэлектромаш».

Члены комиссии – Куприянов А.Д., главный специалист, к.т.н.;
подписали настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы Жаркова М.А. на соискание ученой степени кандидата технических наук на тему «Анализ электромагнитных процессов в стартер-генераторной системе на основе трехкаскадного синхронного генератора» использованы при проведении НИОКР по разработке системы запуска для стартер генератора переменного тока СГТ120НЖЧ12КВ, а также при выполнении НИОКР «Коррекция алгоритмического и программного обеспечения, проведение испытаний СТГ для ВСУ».

При выполнении проекта Жарков М.А. руководил и принимал активное участие в разработке конструкции и программного обеспечения для макетного образца системы запуска на основе трехкаскадного синхронного генератора.

Разработанные алгоритмы управления для различных способов формирования пускового момента в СГТ120НЖЧ12КВ, позволяют обеспечить моментную характеристику, необходимую для вывода вспомогательной силовой установки на обороты малого газа.

Достоверность принятых решений подтверждена протоколами совместных испытаний.

По окончании работ на ВСУ результаты работы будут внедрены при разработке промышленных образцов преобразователя.

Зам. Генерального директора
по инновационным разработкам

В.М. Довгалёнок

Главный специалист, к.т.н.

А.Д. Куприянов

Главный специалист, к.т.н.

А.Т. Трубочёв



**АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«САРАПУЛЬСКИЙ
ЭЛЕКТРОГЕНЕРАТОРНЫЙ ЗАВОД»
(АО «СЭГЗ»)**

Электрозаводская ул., 15, г. Сарапул,
Удмуртская Республика, 427961,
Тел.: (34147) 97-2-01, 2-56-41, факс/модем (34147) 97-2-70
Телетайп 255020 ТОК, E-mail: info@segz.ru
segz.ru, сегз.рф
ОКПО 07514015, ОГРН 1021800992190
ИНН/КПП 1827001683/183801001

№ _____
на № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ

Главный конструктор

АО СЭГЗ

А.В. Поздеев

« 20 » августа 2021



Акт

**о внедрении результатов диссертационной работы Жаркова М.А.
«Анализ электромагнитных процессов в стартер-генераторной системе на основе
трехкаскадного синхронного генератора»**

Настоящий акт составлен о том, что результаты диссертационной работы Жаркова Максима Андреевича на соискание ученой степени кандидата технических наук на тему «Анализ электромагнитных процессов в стартер-генераторной системе на основе трехкаскадного синхронного генератора» использованы при проведении научно-исследовательской работы «Разработка и исследование макетного образца системы генерирования для привода повышенной мощности ГП22М». Также, полученные в работе динамические параметры, серийно выпускаемых трехкаскадных генераторов, дают возможность для синтеза цифровой системы управления блока стабилизации и регулирования напряжения.

При выполнении НИР Жарков М.А. выполнял расчеты и разрабатывал программное обеспечение для блока регулирования защиты и управления синхронного генератора. Полученные результаты, в ходе испытаний системы электроснабжения на основе синхронного генератора и полупроводникового преобразователя, показали возможность обеспечения требований ГОСТ Р 54073-2017 по качеству электроэнергии для систем электроснабжения самолетов и вертолетов.

_____ Галимзянов А.В.

_____ Шабалин Д.Н.

_____ Илларионов В.В.

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Патенты на изобретения

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

**ПАТЕНТ**

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2680287

Способ запуска газотурбинного двигателя

Патентообладатель: **ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ "НОВОСИБИРСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ"
(RU)**

Авторы: **Сапсалева Анатолий Васильевич (RU), Жарков Максим
Андреевич (RU), Харитонов Сергей Александрович (RU),
Бачурин Петр Александрович (RU)**

Заявка № 2018100313

Приоритет изобретения 09 января 2018 г.

Дата государственной регистрации в

Государственном реестре изобретений

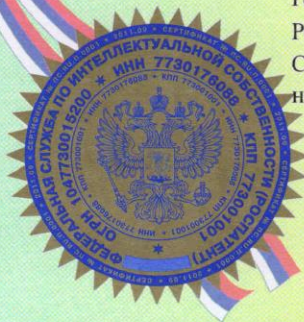
Российской Федерации 19 февраля 2019 г.

Срок действия исключительного права

на изобретение истекает 09 января 2038 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2717477

Способ запуска газотурбинного двигателя

Патентообладатель: **ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ "НОВОСИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ" (RU)**

Авторы: **Сапсалева Анатолий Васильевич (RU), Жарков Максим Андреевич (RU), Харитонов Андрей Сергеевич (RU), Штейн Дмитрий Александрович (RU), Дубкова Регина Юрьевна (RU)**

Заявка № 2019124156

Приоритет изобретения 25 июля 2019 г.

Дата государственной регистрации в Государственном реестре изобретений

Российской Федерации 23 марта 2020 г.

Срок действия исключительного права

на изобретение истекает 25 июля 2039 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

 Г.П. Ивлиев



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

**ПАТЕНТ**

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2713390

Адаптивная стартер-генераторная система для летательных аппаратов

Патентообладатель: **ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ "НОВОСИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ" (RU)**

Авторы: **Дубкова Регина Юрьевна (RU), Харитонов Сергей Александрович (RU), Жарков Максим Андреевич (RU), Коробков Дмитрий Владиславович (RU)**

Заявка № 2019115319

Приоритет изобретения 20 мая 2019 г.

Дата государственной регистрации в

Государственном реестре изобретений

Российской Федерации 05 февраля 2020 г.

Срок действия исключительного права

на изобретение истекает 20 мая 2039 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

 Г.П. Излиев

