

УДК 621.452.3

## **Особенности применения электроприводных агрегатов в авиационных силовых установках**

**Легконогих Д.С.<sup>1\*</sup>, Голев И.М.<sup>1\*\*</sup>, Преображенский А.П.<sup>2\*\*\*</sup>, Зеленин А.Н.<sup>3\*\*\*\*</sup>**

<sup>1</sup>*Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж),  
ул. Старых Большевиков, 54А, Воронеж, 394064, Россия*

<sup>2</sup>*Воронежский институт высоких технологий,  
ул. Ленина, 73а, Воронеж, 394043, Россия*

<sup>3</sup>*Корпорация «Климов», Кантемировская ул., 11,  
Санкт-Петербург, 194100, Россия*

*\*e-mail: stav-leg@mail.ru*

*\*\*e-mail: imgolev@gmail.com*

*\*\*\*e-mail: app@vvt.ru*

*\*\*\*\*e-mail: z-designer@yandex.ru*

### **Аннотация**

В статье проведен анализ работ по созданию электроприводных агрегатов для самолетных и двигательных систем. Представлены направления электрификации газотурбинных двигателей, основными из которых являются замена механического и гидравлического привода двигательных агрегатов на электрический. Показано, что применение в системах газотурбинных двигателей электроприводных агрегатов сулит ряд преимуществ, связанных со снижением массово-габаритных параметров, повышением надежности, боевой живучести и других эксплуатационных свойств авиационных силовых установок. Однако эффективная реализация данных

мероприятий требует решения некоторых проблемных вопросов по разработке бортовых источников электрической энергии с высокой удельной мощностью. Приведен обзор отечественных и зарубежных разработок электроприводных агрегатов для существующих и перспективных авиационных двигателей. Предложен один из возможных вариантов отказоустойчивой структурной схемы топливной системы двухдвигательной авиационной силовой установки с электроприводными топливными насосами. Данная структурная схема позволит осуществлять частичное или полное восстановление работоспособности топливной системы при возникновении эксплуатационных отказов, а также в случае боевых повреждений. Сделан вывод, что в настоящее время наиболее целесообразно применение электропривода для агрегатов относительно небольшой мощности. Для действительно массового внедрения электроприводных агрегатов в авиационные системы необходимо проведение дальнейших работ по оценке возможности, целесообразности и эффективности данных мероприятий.

**Ключевые слова:** силовая установка, газотурбинный двигатель, электроприводной агрегат, топливный насос, система автоматического управления.

## **Введение**

В рамках концепции создания «полностью электрического самолета» перспективным направлением является разработка «электрического» газотурбинного двигателя (ГТД), в конструкции которого может отсутствовать коробка приводов двигательных агрегатов и отбор воздуха из компрессора на двигательные и самолетные нужды. Замена агрегатов в гидравлических и

пневматических системах двигателя электрическими, по оценкам специалистов, сулит немалые преимущества. В первую очередь данные мероприятия относятся к насосам топливной и масляной систем двигателя, частота вращения которых пропорциональна режиму работы двигателя, что составляет основную проблему регулирования частоты вращения насосов (и соответственно их производительности) [1, 2].

Под *электроприводом* понимается совокупность устройств для преобразования электрической энергии в механическую и регулирования потока преобразованной энергии по определенному закону. Электроприводной насос – это насос регулируемой производительности, в котором расход жидкости пропорционален частоте вращения его электродвигателя. Он состоит непосредственно из насоса, электродвигателя и блока управления им (контроллера). При работе такого, например, топливного насоса не требуется гидромеханический дозатор топлива. Система автоматического управления (САУ) двигателем типа FADEC во время работы вычисляет требуемый расход топлива для текущего режима работы ГТД и передает его на контроллер электропривода, который определяет требуемую частоту вращения электродвигателя насоса [3, 4].

### **Направления электрификации газотурбинных двигателей**

Внедрение электроприводных агрегатов (ЭПА) предполагается осуществлять по ряду основных направлений.

1. Переход с механического привода насосов топливной и масляной систем ГТД на электрический (на базе бесконтактных электродвигателей) позволит

осуществлять регулирование производительности насосов в соответствии с потребностями двигателя на всех режимах работы и при этом отказаться от сложной и дорогостоящей гидромеханической автоматики, перепускных клапанов [5].

2. Замена гидравлических устройств управления механизацией газоздушного тракта ГТД, в частности гидроцилиндров управления поворотными лопатками направляющих аппаратов компрессора ГТД, на шаговые электродвигатели.

3. Создание стартер-генератора (СТГ), размещенного на валу ротора высокого давления, и генератора, размещенного на валу ротора низкого давления [6].

4. Несомненно перспективной, хотя пока и сложнореализуемой, является замена подшипников качения опор роторов на магнитные подшипники, применение которых позволит полностью отказаться от масляной системы ГТД. Фирмой Rolls-Royce ведутся испытания двигателя-демонстратора Trent-500, у которого магнитный подшипник применен в конструкции задней опоры турбины низкого давления [7].

5. Создание вспомогательной силовой установки, мощность которой полностью расходуется на привод электрогенераторов.

6. Переход на электротермическую противообледенительную систему.

7. Применение в системе управления силовой установкой и, в частности, ЭПА беспроводных технологий [8 – 12].

8. Управление силовой установкой на основе бортовых математических моделей [13, 14].

## **Ожидаемые преимущества от применения электроприводных агрегатов**

Применение в двигательных системах ЭПА позволяет реализовать ряд преимуществ:

- отсутствие дозирующего устройства подачи топлива в камеру сгорания, при этом расход топлива определяется частотой вращения насоса с регулируемым электроприводом;

- пропадает необходимость в устройствах перепуска и дросселирования для согласования расхода топлива на выходе насоса с потребностями двигателя, имеющая место при механическом приводе, что приводит к снижению потребляемой насосами мощности;

- снижение подогрева топлива в системе из-за ликвидации перепуска топлива с выхода насоса на его вход;

- возможность более свободного размещения и резервирования ЭПА, кабелей и трубопроводов, что позволяет сократить длину топливных и масляных коммуникаций и тем самым повысить эксплуатационную и боевую живучесть;

- снижение массо-габаритных показателей двигателя вследствие размещения высокооборотного СТГ и генератора, размещенных непосредственно на валах роторов двигателя, и исключения коробки приводов двигательных агрегатов.

Применение перспективных электроприводов с удельной массой не более 0,7 – 1 кг/кВт для мощностей до 20 кВт позволит уменьшить массу агрегатов на 30 – 40 %;

- при применении электропривода для перемещения направляющих аппаратов компрессора снижается число прецизионных золотниковых пар в САУ двигателя, сокращается число трубопроводов и их соединений в топливной системе, снижается

пожароопасность и устраняется влияние отбора топлива в гидроцилиндры на работу остальной топливной системы, улучшаются характеристики ГТД как объекта управления;

- повышение надежности ГТД и его систем (в том числе и за счет возможности более эффективной оценки технического состояния, включая текущий контроль, диагностирование и прогнозирование неисправностей и отказов) [15];

- снижение трудозатрат и стоимости эксплуатации ГТД;

- повышение экономичности двигателя (в том числе и за счет исключения отбора воздуха). Отказ от отбора воздуха на нужды летательного аппарата и противообледенительную систему и замена их электрическими аналогами (электрический обогрев входного устройства, использование электромоторов для нагнетания воздуха), как показывают расчетные исследования, приводит к улучшению показателей топливной эффективности ГТД;

- наличие генератора на валу ротора низкого давления позволит обеспечить работоспособность ЭПА, а также обеспечить запуск ГТД на режиме авторотации, когда ротор высокого давления, задресселированный компрессором низкого давления, имеет низкую частоту вращения.

### **Проблемные вопросы применения ЭПА**

Однако несмотря на очевидные преимущества, применение ЭПА влечет за собой ряд *проблем*, связанных с необходимостью:

- изучения особенностей использования электрических устройств в качестве исполнительных органов ГТД;

- создания более эффективной системы защиты от электромагнитных импульсов;
- применения шунтирующего перепуска топлива со входа на выход электроприводных насосов на случай его отказа.
- наличия более мощных генераторов вследствие повышения потребления электроэнергии, при этом привод генератора должен обеспечивать стабильность его частоты вращения при изменении частоты вращения ГТД;
- увеличения напряжения бортовой сети до 270 – 540 В для повышения эффективности и снижения массы ЭПА;
- разработки вспомогательной силовой установки, мощность которой полностью расходуется на выработку электроэнергии;
- применения емких и легких аккумуляторов, а также ключевых элементов электросистем будущего – суперконденсаторов для выдачи пиковых токов [1].

### **Отечественные разработки ЭПА**

Первые работы по электрификации ГТД и их систем в ЦИАМ были выполнены в 1980-х гг. применительно к малоразмерным двигателям и продолжены в последующем в рамках ФЦП «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002 – 2010 годы и на период до 2015 года».

Для оценки эффективности применения электроприводов в масляных системах и экспериментальной отработки способов управления режимом работы насосов в ЦИАМ совместно с агрегатными ОКБ разработана демонстрационная САУ с электроприводными исполнительными органами, характеристики которой

выбраны применительно к двигателю АИ-25ТЛ, используемому в качестве двигателя-демонстратора (рисунок 1) [16].

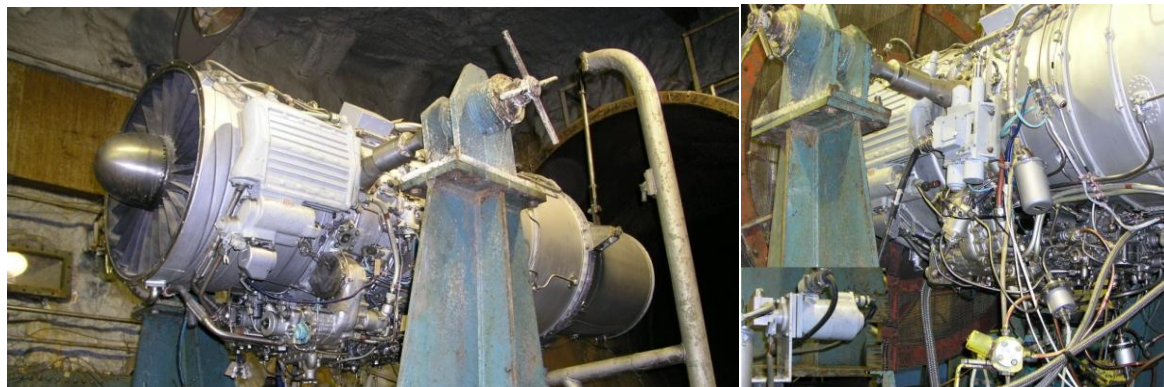


Рисунок 1 – Двигатель АИ-25ТЛ с электроприводными агрегатами на стенде в ЦИАМ

Для САУ шестеренный насос (ШН) высокого давления разработан в ОАО «ОМКБ» (г. Омск), электроприводы для ШН и направляющих аппаратов – в КБ «Электропривод» (г. Киров), а электронный цифровой регулятор и его программное обеспечение – в ЦИАМ. В состав системы входят также блоки управления исполнительными устройствами: электроприводом ШН и направляющего аппарата компрессора, электромагнитные клапаны управления клапанами перепуска воздуха, а также запорный клапан подачи топлива к форсункам.

Низконапорная часть системы содержит центробежный насос с электроприводом постоянной частоты вращения и фильтр. Топливная система высокого давления включает в себя ШН с электроприводом (рисунок 2) и запорный клапан.





Рисунок 2 – Электроприводной шестеренный насос разработки ОМКБ г Омск

В качестве привода ШН используется бесконтактный вентильный электродвигатель ДБ100-3700-8 с блоком управления (рисунок 3).



Рисунок 3 – Электродвигатель ДБ100-3700-8 разработки ОАО «Электропривод»

Для перемещения лопаток направляющего аппарата компрессора используется электропривод ЭПА-2-Э, который содержит электромеханизм поступательного действия МП-1-Э2 (рисунок 4), блок управления и пульт управления.

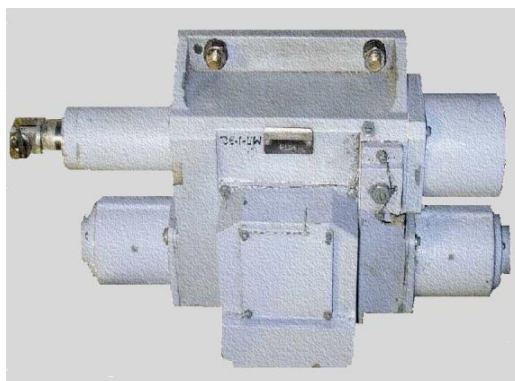


Рисунок 4 – Электромеханизм поступательного действия МП-1-Э2  
разработки ОАО «Электропривод»

В обеспечение комплекса проводимых в ЦИАМ работ по демонстрации возможностей реализации и эффективности применения на ГТД электрических технологий по техническому заданию ЦИАМ на ОАО АКБ «Якорь» разработан демонстрационный образец СТГ. Демонстрационный СТГ выполнен по структуре вентильного электродвигателя и состоит из электромашинного агрегата ЭМА-6РМ, снабженного оптическим датчиком положения ротора, и электронного преобразователя ИКР-6 (инвертор-конвертор-регулятор) (рисунок 5). ЭМА-6РМ представляет собой бесконтактную электрическую машину с магнитоэлектрическим возбуждением, в которой отсутствуют вращающиеся обмотки на роторе и щеточно-коллекторный узел. Магнитное поле создается расположенными на роторе редкоземельными постоянными магнитами. Статор СТГ представляет собой пакет из электротехнической стали, в пазы которого уложена обмотка из провода с полиамидной изоляцией и специальной пропиткой, обеспечивающей требуемую электрическую прочность изоляции при температурах до +250°С (кратковременно

+300°C). Статор запрессован в корпус, имеющий каналы для охлаждения корпуса и обмоток статора [17].

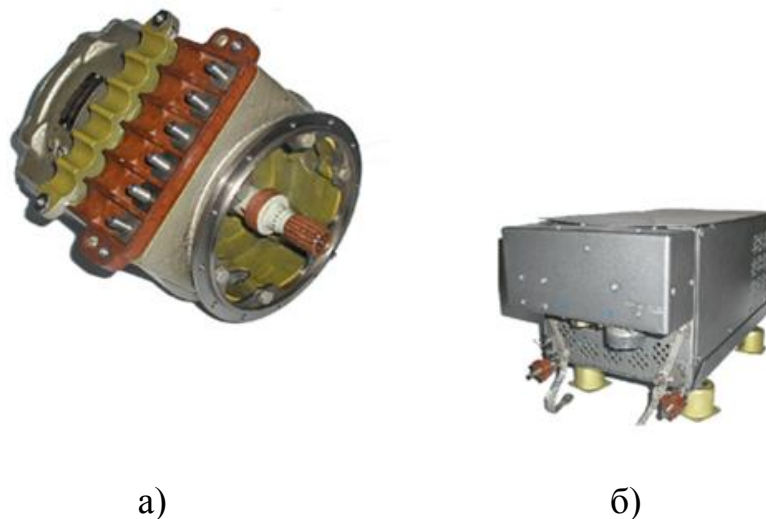


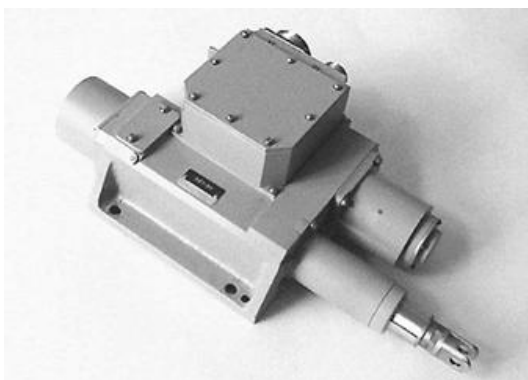
Рисунок 5 – Стартер-генератор ЭМА-6РМ (а) и электронный преобразователь напряжения ИКР-6 (б) разработки ОАО «АКБ Якорь»

Демонстрационный образец устанавливается на коробку приводов двигателя на место штатного генератора постоянного тока ГС-9БК РС. СТГ развивает пусковой момент до 30 Н·м. В режиме генератора при частоте вращения 4500 об/мин он обеспечивает мощность 4500 Вт при напряжении в нагрузке 270 В. С целью получения минимальных массы и габаритов при высоком (более 90 %) КПД преобразования в электромашинном агрегате использованы высокоэнергетические постоянные магниты на основе сплава самарий-кобальт и специальная электротехническая сталь, обладающая повышенными магнитными свойствами.

В СНПО им. Н.Д. Кузнецова проработана концепция «электрического» трехвального ГТД тягой 20 тс. Его электроприводная САУ воздействует на расход топлива в камеру сгорания, перепуск воздуха из компрессоров среднего и высокого давления, стартер-генератор, заслонки подачи воздуха для управления зазорами в

компрессоре и турбине и другие органы. На роторе среднего давления двигателя устанавливается встроенный СТГ. В масляной системе применены электроприводные нагнетающий насос, откачивающие насосы и суфлер. Для управления перепуском воздуха из компрессоров используются электропневмоклапаны. Электроприводы с вентильными электродвигателями в топливной системе вращают насосы-дозаторы для питания первого и второго контуров форсунок камеры сгорания, а также подкачивающий насос. Применены высокооборотные центробежные насосы вместо шестеренных, что также повышает надежность и снижает массу системы. Требуемый расход топлива задается в цифровой электронной САУ двигателем [17].

На ОАО «Электропривод» выполнены разработка и изготовление опытных электроприводов ЭПА-2 для системы регулирования входного направляющего аппарата двигателя НК-38СТ по техническому заданию ОАО «КМПО» (г. Казань). НК-38СТ – это ГТД наземного применения с высоким КПД, предназначен для работы в составе газоперекачивающей станции. Целью выполнения работ являлось создание автоматизированного следящего электропривода поступательного движения для перемещения вала единого привода входного направляющего аппарата в соответствии с электрическими командами, поступающими от электронного регулятора САУ. Электропривод входит в состав САУ регулирования газотурбинного привода. В состав электропривода поступательного действия ЭПА-2 (рисунок 6) входят электромеханизм МП-2 и блок автоматического управления БАУ-2. Масса блока управления составляет не более 2,5 кг.



а)



б)

Рисунок 6 – Электромеханизм МП-2 (а) и блок автоматического управления БАУ-2 (б) разработки ОАО «Электропривод»

Ярким примером реализации электрических технологий в отечественном авиадвигателестроении является разработанный предприятием «Диаконт» электропривод реверсивного устройства решетчатого типа ЭРУ-ПД14 для перспективного двигателя ПД-14. В состав электропривода входят три электромеханизма МПРУ-ПД14 и блок управления приводом БУРУ-ПД14 (рисунок 7).



а)



б)

Рисунок 7 – Электромеханизм МПРУ-ПД14 (а) и блок управления приводом БУРУ-ПД14 (б)

Электропривод ЭРУ-ПД14 предназначен для:

- перемещения подвижного обтекателя реверсивного устройства и элементов его подвижной части из положения «Прямая тяга» двигателя в положение «Обратная тяга» и обратно;
- удержания подвижного обтекателя реверсивного устройства и элементов его подвижной части в положении «Прямая тяга» во время работы двигателя;
- передачи сигналов о состоянии и работе реверсивного устройства в электронный регулятор двигателя;
- предотвращения несанкционированного включения реверсивного устройства.

ЭРУ-ПД14 прошел испытания в составе установки с реверсивным устройством, подтвердив соответствие технических и функциональных характеристик требованиям заказчика ОАО «Авиадвигатель».

Вместе с тем, ЭПА двигательных систем являются не только перспективным объектом исследований, но и долгие годы успешно эксплуатируются в составе серийных ГТД. Так например, для дополнительной откачки масла из полости задней опоры двигателя Р-95Ш на земле при остановке, неудачном запуске и после проведения холодной прокрутки применяется электроприводной насос ЭПН-2. Агрегат ЭПН-2 (рисунок 8) состоит из ШН и электродвигателя постоянного тока, смонтированных совместно.



Рисунок 8 – Электроприводной насос ЭПН-2

Агрегат ЭПН-2 включается автоматически на земле при остановке двигателя и после работы или неудавшегося запуска через 20 с после перевода РУД на упор «Стоп», а также после проведения холодной прокрутки двигателя на время 100 с.

### **Разработки ЭПА за рубежом**

Работы по электрификации в Европе и США проводятся по многочисленным комплексным программам. По заявлению специалистов уже достигнуты те же показатели по массе для систем с электрическими технологиями, что и для традиционных систем, однако электрические конструкции уже обеспечивают большую надежность, планируется получение меньшей массы.

Эти проекты предусматривают сотрудничество нескольких компаний по четырем проектам: система силовой установки (Snecma Hispano-Suiza, Aircelle); система посадки (Messier-Dowty, Messier-Bugatti, Hispano-Suiza, Sagem Defense Securite); полностью электрический привод систем управления крыла (Sagem Defense Security, Hispano-Suiza); система распределения электрической энергии

(Labinat). Программы SPEC и Amperes – взаимодополняющие: SPEC разрабатывает технологии, а конструкторские решения разрабатывает Amperes [1].

В разработанном фирмой Boeing «более электрическом» самолете B-787 применение электрических технологий позволило получить 3 % экономии топлива. По имеющейся информации, в его силовой установке имеются интегрированный СТГ и дополнительный генератор, исключен отбор воздуха от двигателя. В числе электрических устройств этого самолета электропривод компрессора системы кондиционирования воздуха, электротермическая противообледенительная система, потребляющая 100 кВт мощности вместо 500 кВт в системе с отбором воздуха от двигателя, полностью «электрическая» вспомогательная силовая установка, электрический привод тормозов с беспроводной системой управления, электроприводы для насосов гидросистемы самолета и шасси. Потребная электрическая мощность на самолете составляет около 1400 кВт и обеспечивается шестью генераторами, установленными на двигателях (по два мощностью 250 кВт на каждом) и вспомогательной силовой установкой (два генератора мощностью 225 кВт).

Фирмой Hamilton Sundstrand разработан СТГ, имеющий в генераторном режиме мощность 250 кВА. На коробке приводов двигателя Trent 1000 самолета B-787 устанавливаются два таких СТГ для оптимизации процесса запуска двигателя. При отказе одного из них второй обеспечивает запуск в более медленном темпе. Следует отметить многофункциональное использование блоков управления СТГ, которые после запуска маршевых двигателей переключаются на управление электродвигателями компрессоров системы наддува салона самолета. Фирмой



Hamilton Sundstrand также разработана электрическая вспомогательная силовая установка APS5000 для B-787.

Фирма «Талес» разработала и испытала встроенный СТГ мощностью 200 кВт в стартерном и 150 кВт в генераторном режимах для двигателя-демонстратора Trent 500. В этом двигателе полностью исключены неэлектрические системы: электроприводы вращают насосы в топливной и масляной системах, на задней опоре турбины низкого давления установлен магнитный подшипник, генераторы встроены в двигатель, электромеханизмы используются для приводов органов механизации газоздушного тракта двигателя [2].

Таким образом, проведенный анализ позволяет сделать вывод о высокой заинтересованности ведущих разработчиков авиационных ГТД в исследованиях по переходу к электрическому приводу агрегатов двигательных систем, в первую очередь топливных и масляных насосов, в целях реализации концепции «электрического» ГТД для «полностью электрического» летательного аппарата.

### **Применение электроприводных топливных насосов в авиационной силовой установке**

Силовые установки большинства воздушных судов (ВС), состоят как минимум из двух ГТД. При отказе одного двигателя ВС может продолжить полет или совершить вынужденную посадку на другом работающем двигателе. При этом двигатели независимы друг от друга и имеют отдельные топливные системы (ТС) [18].

Применение электроприводных насосов позволяет осуществить резервирование ТС силовой установки ВС путем перераспределения топлива между двумя авиационными ГТД. Предлагаемая структурная схема отказоустойчивой ТС силовой установки вертолета представлена на рисунке 9.

Рассматриваемая силовая установка состоит из двух (левого и правого) ГТД. Двигатели одинаковые (состоят из одних и тех же элементов), элементы левого двигателя обозначим индексом «лев» правого – «прав». ТС каждого двигателя подразделяется на систему низкого давления, в которую входят: подкачивающий центробежный насос (ДЦН) и электродвигатель управления (ЭД1), топливный фильтр (ТФ), и систему высокого давления, включающую: ШН и электродвигатель управления (ЭД2), обратный клапан (ОК), топливный коллектор (ТК), распределитель топлива (РТ). Управление двигателями осуществляется при помощи цифрового блока автоматического регулирования и контроля (БАРК). ТС высокого давления двигателей соединены топливопроводом, в магистрали которого установлен аварийный распределитель топлива (РТ).

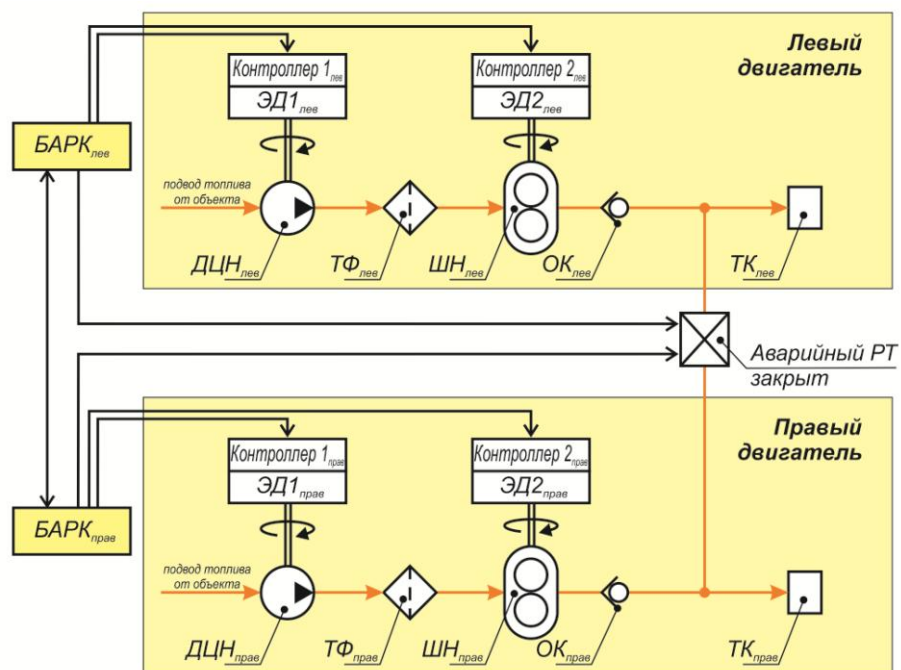


Рисунок 9 – Структурная схема отказоустойчивой топливной системы авиационной силовой установки при штатной работе ее элементов

При исправной работе элементов ТС двигателей аварийный распределитель топлива закрыт, и двигатели работают независимо друг от друга. Управление в данном случае осуществляется по сигналам БАРК.

Топливо от ВС подводится к ДЦН, в котором происходит повышение давления топлива, далее топливо очищается от механических примесей в ТФ и подается на вход в ШН, в котором происходит повышение давления топлива и подача его через ОК в ТК. Управление подачей ДЦН и ШН осуществляется изменением частоты вращения электрических двигателей ЭД1 и ЭД2 соответственно. Частота вращения ЭД регулируется БАРК в зависимости от необходимого расхода топлива для заданного режима работы двигателя. Между БАРК<sub>лев</sub> и БАРК<sub>прав</sub> двигателя организован обмен информацией (параметрами

соседнего двигателя). В магистрали высокого давления (за насосом ШН перед ОК) каждого двигателя установлены датчики давления топлива, которые посылают информацию о величине давления в соответствующий БАРК.

Рассмотрим функционирование отказоустойчивой ТС силовой установки на примере отказа электрического двигателя ЭД<sub>1\_лев</sub> (рисунок 10). При отказе электрического двигателя ЭД<sub>1\_лев</sub> ДЦН перестает выдавать необходимое давление топлива и, как следствие, начинает уменьшаться давление топлива за ШН<sub>лев</sub>, при этом обороты левого двигателя начнут падать. В случае снижения давления топлива за ШН<sub>лев</sub> ниже допустимого для данного режима полета, камера сгорания может погаснуть и двигатель выключится. Цифровой блок автоматического регулирования и контроля БАРК<sub>лев</sub> фиксирует падение давления за ШН<sub>лев</sub> и дает команду БАРК<sub>прав</sub> на увеличение частоты вращения ШН<sub>прав</sub>. БАРК<sub>прав</sub> увеличивает напряжение, подаваемое на ЭД<sub>1\_прав</sub> и ЭД<sub>2\_прав</sub>, частота вращения насосов правого двигателя увеличивается, тем самым увеличивая давление и расход топлива. Одновременно с увеличением частоты вращения насосов правого двигателя БАРК<sub>лев</sub> подает сигнал на открытие аварийного РТ, и часть топлива начинает поступать в ТК<sub>лев</sub>. При этом обратный клапан ОК<sub>лев</sub> предотвращает течение топлива в обратном направлении.

В случаях получения боевых повреждений элементов ТС одного из двигателей или при других признаках отказов экипаж может вручную переключением тумблера из кабины принудительно открыть или закрыть аварийный РТ.

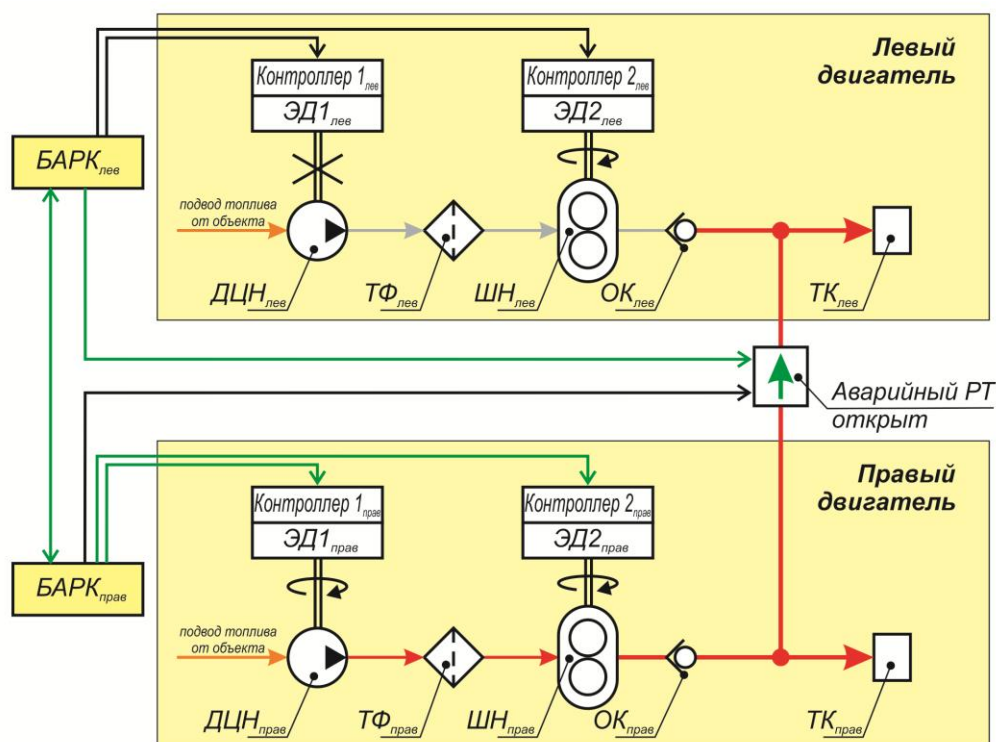


Рисунок 10 – Схема работы отказоустойчивой топливной системы

авиационной силовой установки при отказе одного из насосов левого двигателя

Таким образом, предложенная структурная схема отказоустойчивой ТС системы двухдвигательной (многодвигательной) силовой установки с электрическими приводами насосов позволит осуществлять частичное или полное (в зависимости от режима работы силовой установки и режима полета, т.е. от требуемого расхода топлива) восстановление работоспособности системы при возникновении отказов и даже в случае боевых повреждений. При этом ТС обоих двигателей в зависимости от своей структуры могут соединяться через аварийные РТ в нескольких местах, тем самым выключая из работы отказавший агрегат, участок топливной магистрали, например, при разгерметизации или пробитии трубопровода. Реализация данного подхода к построению «общей» ТС для всех

двигателей позволит существенно повысить эксплуатационную надежность и боевую живучесть силовой установки, что приведет к повышению безопасности полетов, а для ВС военного назначения – к росту эффективности его боевого применения [19].

## **Выводы**

Рост интереса к ЭПА инициировал проведение различными организациями работ по данной тематике. В перспективе области применения ЭПА в составе силовых установок и других систем как на воздушных судах гражданского, так и военного назначения, будут расширяться [20]. Данное обстоятельство обусловлено теми очевидными преимуществами, которые открываются в результате широкого применения ЭПА в авиационных системах. Однако на сегодняшний день существует и немало проблем, препятствующих их эффективному применению. В первую очередь, это связано с высокой удельной массой электрических устройств, которая значительно возрастает при увеличении мощности, потребляемой агрегатом. Поэтому пока наиболее целесообразно применение электропривода для агрегатов относительно небольшой мощности. Для действительно массового внедрения ЭПА в авиационные системы необходимо проведение дальнейших НИОКР по оценке возможности, целесообразности, а главное эффективности их применения в авиационных системах, результатом которых должно стать создание конкретных технических образцов и их испытание в составе авиационных силовых установок.

## Библиографический список

1. Белкин Ю.С., Гулиенко А.И., Гуревич О.С. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник. - М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. - 208 с.
2. Гуревич О.С., Гулиенко А.И. Системы газотурбинного двигателя для «электрического» самолета // Климовские чтения – 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения. Сборник статей. (Санкт-Петербург, 20 октября 2017). - Санкт-Петербург: Скифия-принт, 2017. С. 214 - 223.
3. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) – М.: ЦИАМ, 2010. – 672 с.
4. Легконогих Д.С., Зеленин А.Н. Применение электрического привода агрегатов в топливной системе газотурбинного двигателя // Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Сборник трудов. (Самара, 22-24 июня 2016). - Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 2016. Ч.1. С. 207 - 208.
5. Трубаев П.А., Беседин П.В. Практикум по гидравлическим машинам и компрессорам. - Белгород: Изд-во БелГТАСМ, 2001. - 108 с.
6. Stepher J. Bradbook. The case for embedded starter generator in military combat engine, 2009, ISABE Paper № 2009-1242.
7. Легконогих Д.С., Зеленин А.Н. Анализ работ по применению электроприводных агрегатов в системах ГТД // IV Всероссийская научно-практическая конференция

«Академические Жуковские чтения». Сборник статей. (Воронеж, 23-24 ноября 2016). - Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2017. С. 151-157.

8. A fly-by-wireless UAV platform based on a flexible and distributed system architecture // IEEE № 1-4244-0726-5/06, 2006, pp. 2359 - 2364.

9. Dedicated frequency allocation for aircraft onboard wireless systems. Boeing company.

ICAO ACP WG-F Meeting,. Nairobi, September 2007, available at:

<https://www.icao.int/safety/acp/ACPWGF/ACP-WG-F-17/WGF1719%20AVSI%20Aircraft%20Wireless%20spectrum.pdf>

10. Radio- frequency wireless flight-control systems, Dryden Flight Research Center. DRC-9609, NASA Tech Briefs, 2008, vol. 21, no. 10, 84 p.

11. Securaplane Technologies Inc. Wireless technology intra-aircraft wireless data bus for essential and critical applications, available at: <https://www.securaplane.com>

12. Wireless sensor network for aircraft health monitoring. Honeywell Labs. 2004, available at: [www.arctic.umn.edu](http://www.arctic.umn.edu). DOI: 10.1109/BROADNETS.2004.92

13. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Зуев С.А., Бусурин В.И. Управление органами механизации компрессора газотурбинного двигателя с использованием его математической модели // Труды МАИ. 2017. № 93. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80286>

14. Kreiner A., Lietzau K. The use of onboard real-time models for jet engine control. MTU Aero Engines, Germany, 2004, available at: <http://docshare01.docshare.tips/files/5150/51504922.pdf>

15. Легконогих Д.С., Зеленин А.Н. Надежность топливной системы турбовального двигателя с электрическими приводами // III Всероссийская научно-практическая



конференция «Академические Жуковские чтения». Сборник статей. (Воронеж, 25-26 ноября 2016). - Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. Т. 2. С. 69 – 71.

16. Гуревич О.С. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями. Труды ЦИАМ № 1346. - М.: Торус Пресс, 2010. – 264 с.

17. Концепция СНТК им. Н.Д. Кузнецова для ГТД ЛА с полным электрическим управлением // Аэрокосмическое обозрение, 2006. № 1. 155 с.

18. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. - М.: Машиностроение, 2005. - 336 с.

19. Зеленин А.Н., Легконогих Д.С. Структурная схема отказоустойчивой топливной системы авиационной силовой установки с электроприводными насосами // Климовские чтения – 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения. Сборник статей. (Санкт-Петербург, 20 октября 2017). - Санкт-Петербург: Скифия-принт, 2017. С. 191-195.

20. Котельников В.Р., Хробыстова О.В., Зрелов В.А., Пономарев В.А. Двигатели боевых самолетов России. - Рыбинск: МедиаРост, 2017. - 616 с.