

Газотурбинный двигатель для «электрического» магистрального самолета – «электрический» ГТД

Гуревич О.С., Гулиенко А.И.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: gurevich_os@ciam.ru

Рассмотрены вопросы электрификации газотурбинного двигателя, предназначенного для магистрального самолета. Определены основные направления применения электрической энергии в таком двигателе, принципы построения его систем с использованием электрических приводов исполнительных устройств, методы обеспечения надежности, достижимые преимущества. Приведен перечень ключевых базовых технологий.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, «электрический» двигатель, система автоматического управления, система топливопитания, система смазки, электрический привод.

The gas turbine engine for a «electric» long-range aircraft – the «electric» GTE

Gurevich O.S., Gulienko A.I.

CIAM, Moscow

Electrification of the gas turbine engine intended for a long-range aircraft is considered. The basic directions of electric energy application on such engine, principles of construction of engine systems with using electric drives for actuation mechanisms, methods of maintenance of reliability, achievable advantages are defined. The list of key technologies is resulted.

Keywords: gas turbine engine, electric engine, automatic control system, fuel system, oil system, electric drive.

Введение

Электрификация самолета, двигателя и их систем рассматривается в настоящее время как одно из главных направлений совершенствования авиационной техники.

На современных самолетах для работы различных систем используют источники трех типов энергии – гидравлической, пневматической и электрической. При этом наличие многочисленных гидравлических и пневматических коммуникаций приводит к снижению надежности систем, увеличению габаритов и массы агрегатов, усложнению и удорожанию обслуживания.

Улучшение этих показателей возможно при замене гидравлических и пневматических систем на электрические. Такой подход реализуется в перспективных разработках по созданию «полностью электрического» самолета и электрифицированной или «электрической» силовой установки для него.

Работы по созданию «электрических» летательных аппаратов (ЛА) ведутся более 20 лет. Электрические

технологии уже применяются на серийных самолетах: «более электрическом» самолете Boeing 787, «полностью электрическом» истребителе F-35, а также частично на самолетах Airbus A380 и A350.

Концептуальные вопросы построения «электрического» ГТД

Концепция «полностью электрического» самолета предполагает применение электрической энергии во всех системах самолета и двигателя: системе кондиционирования воздуха, противообледенительной системе, приводах органов управления полетом, приводах тормозной системы и управлении выпуском шасси, устройствах реверса тяги и др.

Силовая установка (СУ) занимает особое место при создании «электрических» ЛА. Применение электрических технологий может привести в перспективе к изменению принципов построения СУ и создания тяги.

В настоящий момент прорабатываются следующие варианты построения СУ:

1) «электрический» газотурбинный двигатель (ГТД), в котором нет отбора воздуха на самолетные нужды, а в качестве исполнительных органов во всех системах используются регулируемые по частоте вращения электроприводы; может быть применен магнитный подвес роторов и ряд других решений;

2) гибридная СУ, в которой тепловые двигатели (ГТД или поршневой) работают совместно с электроприводными устройствами для создания тяги;

3) ГТД или поршневой двигатель используются только для выработки электрической энергии для питания электрических приводов вентиляторов или винтов, создающих тягу;

4) электрическая СУ не содержит теплового двигателя, работающего на топливе; для создания тяги используется электрический привод винтов (вентиляторов), а в качестве источника энергии – аккумуляторы или топливные элементы.

Первый из рассмотренных вариантов СУ наиболее обеспечен технологически даже для самолетов большой размерности и может быть реализован в ближайшие годы. Это подтверждают и работы, развернутые компаниями Safran, Rolls-Royce, Pratt & Whitney, General Electric и др.

Повышение уровня электрификации ЛА требует увеличения мощности источников электрической энергии более чем в 2...3 раза. Для снижения массы электрического оборудования уровень напряжения переменного тока необходимо увеличить как минимум в 2 раза, а постоянного тока – в 10...20 раз (до 270...540 В) по отношению к используемым в настоящее время. Получение электрической энергии требуемого вида и качества для разных потребителей должно обеспечиваться специальными преобразователями.

Уровень энергоотдачи и массогабаритные характеристики существующих автономных источников электрической энергии (аккумуляторов, топливных

элементов) недостаточно высоки. Поэтому основными источниками энергии на «полностью электрическом» самолете являются электрические генераторы, приводимые во вращение от роторов ГТД. Для перспективного «электрического» самолета источниками энергии могут служить встроенные стартер-генератор и дополнительный генератор с переменной частотой вращения, устанавливаемые непосредственно на валах роторов. «Электрическая» вспомогательная СУ вырабатывает только электрическую энергию.

Таким образом, базовым энергетическим узлом «электрического» магистрального самолета является газотурбинный двигатель, который также должен стать электрифицированным.

Экспертные оценки показывают, что «электрический» ГТД имеет ряд преимуществ по сравнению с двигателями традиционных схем: на 10...20% уменьшаются масса и мидель двигателя, на 2...3% повышается топливная экономичность, уменьшаются вредные выбросы в атмосферу, повышается надежность вследствие более качественного контроля и диагностики двигателя, на 10...15% снижается трудоемкость изготовления, уменьшаются затраты на эксплуатацию двигателя.

Основные отличия современного и полностью «электрического» ГТД показаны в таблице.

Примером построения «электрического» ГТД может служить двигатель-демонстратор Trent 500 компании Rolls-Royce, разработанный в рамках европейских программ создания «полностью электрического» самолета POA и MOET [1, 2]. В этом двигателе полностью исключены неэлектрические системы: электроприводы вращают насосы в системах топливопитания и смазки, электромеханический привод органов механизации газовоздушного тракта, на задней опоре турбины низкого давления установлен магнитный подшипник, генераторы встроены в двигатель.

Известны «электрические» малоразмерные ГТД TJ-100 и DGEN 380/390, электрическая вспомога-

Таблица. Основные отличия современного и «электрического» ГТД

Современный ГТД	«Электрический» ГТД
Привод насосов системы топливопитания от коробки приводов агрегатов. Жесткая связь частот вращения насосов с частотой вращения ротора ГТД	Регулируемый электропривод насосов системы топливопитания. Управление бездотаторной подачей топлива изменением частоты вращения электропривода
Гидравлические и пневматические приводы органов механизации проточной части	Электрический привод органов механизации проточной части
Традиционные подшипники с системой смазки и приводом ее насосов от коробки приводов агрегатов	Регулируемый электропривод насосов системы смазки традиционных подшипников или магнитные подшипники
Воздушный запуск двигателя	Электрический стартер-генератор
Наличие коробки приводов агрегатов	Без коробки приводов агрегатов
Отбор воздуха для самолетных нужд	Без отбора воздуха для самолетных нужд

тельная СУ APS5000 для самолета Boeing 787 и eAPU-60 для вертолета Leonardo.

«Электрический» ГТД может быть выполнен без отбора воздуха из компрессора и без механической коробки приводов агрегатов двигателя и самолета – гидравлических насосов, генераторов и др. Возможны два варианта подвеса роторов двигателя – на обычных подшипниках качения, в системе смазки которых применяются электроприводные насосы, и на магнитных подшипниках, для которых смазка не нужна. Второй вариант относится к более отдаленной перспективе из-за трудностей в получении приемлемой массы магнитных подшипников при существующем уровне технологий.

В дальнейшем под термином «электропривод» (ЭП) понимается совокупность электродвигателя, регулируемого по частоте вращения, и электронной системы управления им.

Использование регулируемого электропривода в топливной системе позволит дозировать топливо в камере сгорания без специального дозатора. В этом случае расход топлива определяется частотой вращения насоса. Меняется и система подачи топлива – исчезает необходимость в устройствах перепуска и дросселирования для согласования расхода топлива на выходе из насоса с потребностями двигателя из-за отсутствия жесткой связи между частотой вращения вала двигателя и ротора насоса.

В электроприводной системе смазки при раздельном управлении частотой вращения нагнетающего и откачивающих насосов имеется возможность управления температурой подшипниковых опор, а также заполнением и опорожнением масляных полостей, что исключает необходимость разогрева масла для запуска двигателя при минусовых температурах. Это повышает эффективность работы системы смазки и суфлирования и увеличивает надежность запуска ГТД.

При применении электропривода для поворота направляющих аппаратов компрессора уменьшается число прецизионных золотниковых пар в агрегатах системы автоматического управления (САУ) и соединений в топливных магистралях, снижается пожароопасность, так как не используется керосин в силовых гидроцилиндрах, и исключается влияние работы привода на систему топливопитания.

Возможность более свободного размещения электроприводных агрегатов, кабелей и трубопроводов, высокооборотных стартера-генератора и генератора на роторах двигателя и исключение коробки приводов также позволяет уменьшить габариты и мидель двигателя.

Также одной из задач при разработке «электрического» ГТД является определение оптимального размещения генераторов на валах двигателя с точки зрения обеспечения газодинамической устойчивости

компрессоров при повышенном отборе мощности, а также достаточности энергоснабжения ЛА. Для двухвального двигателя стартер-генератор может быть размещен на валу компрессора высокого давления для обеспечения запуска двигателя, а дополнительный электрогенератор – на валу ротора низкого давления. Отсутствие собственных опор и подшипников встроенного стартер-генератора способствует повышению его надежности.

Построение систем «электрического» ГТД

Исследованию электроприводных систем топливопитания, смазки и других систем для «электрического» ГТД посвящены выполненные в ЦИАМе работы [3 – 10]. В них рассмотрены принципы построения таких систем, методы обеспечения их надежности, особенности выбора характеристик электрических приводов. Краткое изложение и обобщение этих материалов дается ниже.

Электроприводная система автоматического управления

Для двигателя-демонстратора ТРДД АИ-25ТЛ разработана и испытана электроприводная демонстрационная система автоматического управления (ДСАУ) [3].

Важным аспектом при выборе характеристик электроприводной системы топливопитания (СТП) в составе САУ является определение необходимой мощности электроприводов топливных насосов. Учет распределения потребной производительности и связанной с ней мощности насосов в типовом полетном цикле ЛА, на котором устанавливается ГТД, а также возможностей вентильного электродвигателя при работе с перегрузкой по вращающему моменту, позволяет минимизировать массу и мощность применяемого электропривода. Этому также способствует применение охлаждения топливом электродвигателя и блока управления им, что позволяет повысить надежность САУ.

Схема ДСАУ приведена на рис. 1. Для этой системы шестеренный насос (ШН) высокого давления разработан в АО «ОМКБ», электроприводы – в АО «Электропривод», а цифровой регулятор и его программное обеспечение – в ЦИАМе.

ДСАУ содержит электронный цифровой регулятор с датчиками частоты вращения компрессора и вентилятора (n_k, n_v), давления воздуха за компрессором (p_k), расхода топлива (G_T), температуры газа за турбиной (T_T^*), температуры ($T_{вх}^*$) и давления ($p_{вх}^*$) воздуха на входе в двигатель, положения рычага управления двигателем ($\alpha_{РУД}$) и направляющих аппаратов компрессора ($\alpha_{НА}$). В состав системы входят также блоки

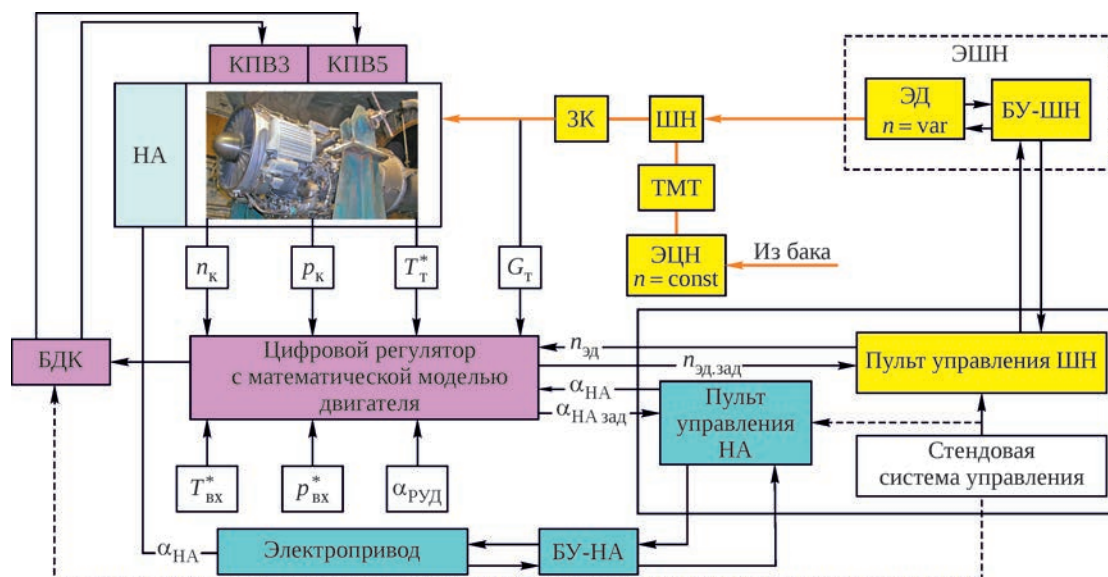


Рис. 1. Структурная схема ДСАУ

управления исполнительными устройствами: электроприводами шестеренного насоса (БУ-ШН) и направляющих аппаратов компрессора (БУ-НА), электромагнитные клапаны (ЭМК) для управления клапанами перепуска воздуха (КПВЗ и КПВ5), а также запорный клапан (ЗК) в трубопроводе подачи топлива к форсункам. ЭМК управляются по сигналам блока дискретных команд (БДК) регулятора.

ДСАУ управляет расходом топлива в камере сгорания, положением лопаток направляющих аппаратов и клапанами перепуска воздуха из компрессора, а также насосами системы смазки. Координацию управления «электрическими» системами осуществляет электронный цифровой регулятор двигателя.

Испытания показали, что ДСАУ обеспечивает управление двигателем с требуемыми характеристиками на установившихся и переходных режимах работы. На рис. 2 приведены переходные процессы в двигателе при изменении заданной частоты вращения компрессора высокого давления (КВД) $n_{2\text{зад}}$ от 62 до 100% (процесс приемистости), встречной приемистости и сброса: n_2 – частота вращения КВД; p_2 – давление воздуха за компрессором; Q_T – расход топлива; U_1 – сигнал управления электроприводом насоса; T_4 – температура газа за турбиной низкого давления.

Система топливопитания. Подходы к обеспечению необходимого уровня безотказности СТП с электроприводом насосов отличаются от используемых

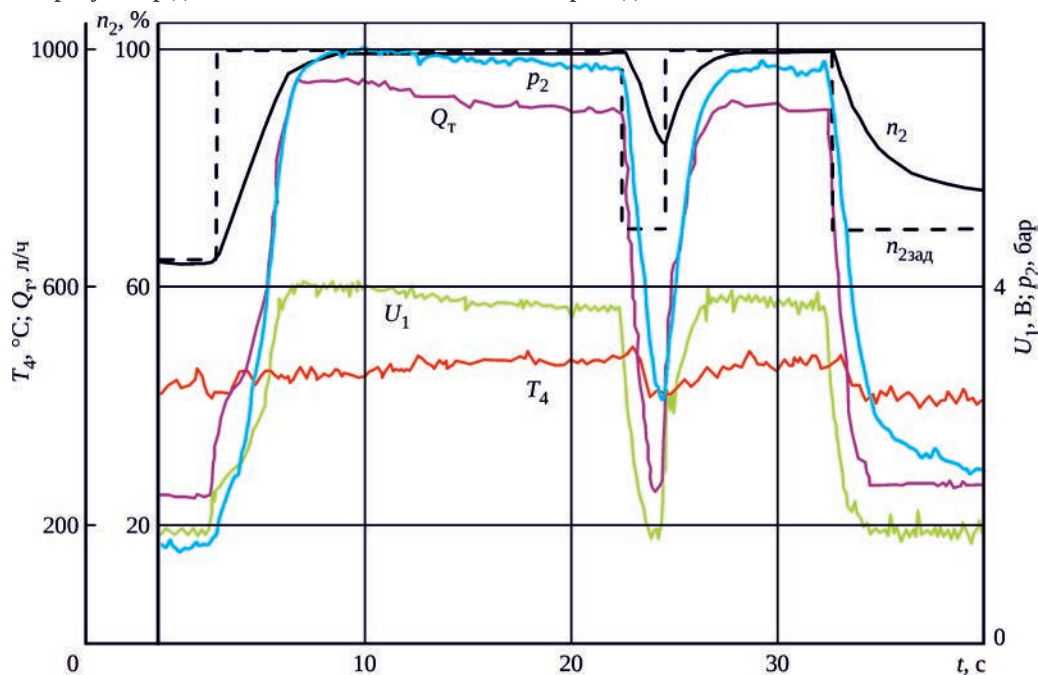


Рис. 2. Переходные процессы в двигателе

для традиционных систем, где вращение насосов осуществляется от коробки приводов.

Наличие регулируемых электроприводов, содержащих электродвигатель и блок управления им, создает вероятность появления дополнительных отказов. Для исключения этих отказов вводятся новые схемные и конструктивные решения, направленные как на повышение надежности электрических машин и устройств управления ими, так и на построение гидравлической части системы с применением принципов взаимозаменяемости насосов и постепенной деградации характеристик при отказах [6].

Одним из вариантов требований к безотказности систем «электрического» ГТД является: при одном отказе – обеспечение работы двигателя без изменения режима, при двух отказах – безопасное допустимое изменение режима работы двигателя при сохранении его работоспособности.

Способы повышения надежности электрических устройств включают в себя использование многофазных электродвигателей (5...6 фаз), построение блока управления электродвигателем по двухканальной схеме, резервирование силовых ключей, датчиков тока и углового положения ротора и др.

На рис. 3 показана возможная схема отказоустойчивой двухступенчатой СТП с взаимозаменяемыми электроприводными насосами. Система содержит центробежный насос низкого давления (ННД) с электроприводом (ЭП-Н), шестеренный насос высокого давления (НВД) с электроприводом (ЭП-В), магистраль запуска-перепуска, распределитель топлива (РТ), обратные клапаны (ОК1 и ОК2) и другие агрегаты. Характеристики ННД и НВД близки по величине максимального расхода. Управление электроприводами осуществляется от электронного цифрового регулятора двигателя (ЭЦР-ГТД).

При запуске ГТД работает только электропривод ННД. Топливо подается к форсункам двигателя по линии запуска, обеспечивающей перепуск через магистраль, шунтирующую НВД. При этом клапан ОК1 автома-

тически открывается, а клапан ОК2 – закрывается. После выхода двигателя на режим малого газа (МГ) запускается электропривод НВД и автоматически открывается клапан ОК2, а клапан ОК1 – закрывается. По командам от регулятора ЭЦР-ГТД работают оба насоса, обеспечивая подачу топлива в двигатель.

При нормальной работе СТП регулятор двигателя ЭЦР-ГТД определяет необходимый расход топлива, по величине которого формируется сигнал о необходимой частоте вращения НВД. Этот сигнал (уставка) поступает в электропривод НВД. Одновременно ЭЦР-ГТД формирует сигнал о требуемой величине тока в обмотках электропривода ННД для получения на выходе из него давления, достаточного для работы НВД без кавитации.

При отказе НВД регулятор ЭЦР-ГТД формирует сигнал на отключение электропривода ЭП-В и перевод электропривода ЭП-Н в режим поддержания частоты вращения, обеспечивающей подачу в камеру сгорания требуемого расхода топлива.

При отказе ННД подачу топлива обеспечивает НВД. При этом для исключения кавитации регулятор ЭЦР-ГТД переводит НВД на пониженный режим работы двигателя, позволяющий продолжить полет и выполнить посадку самолета.

Электроприводная система смазки

Принципиальная схема разработанной демонстрационной электроприводной системы смазки ТРДД с четырьмя опорами приведена на рис. 4. В системе предусмотрена возможность реконфигурации на основе взаимозаменяемости насосов.

Система имеет четыре электропривода, вращающие шестеренный нагнетающий насос (НН), центробежный суфлер (ЦС), шестеренный насос откачки (НОх) смеси из опор в «холодной» части двигателя (подшипников вентилятора, КВД и зубчатых передач в КПА), шестеренный насос откачки (НОг) из опор в «горячей» части (подшипников ТВД и ТНД).

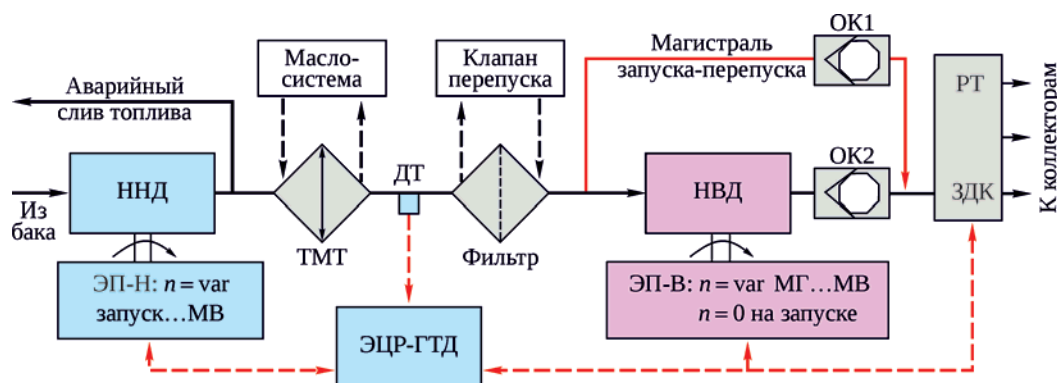


Рис. 3. Структурная схема отказоустойчивой системы топливопитания ГТД

В системе имеется масловоздушный коллектор (Кол) с дополнительными клапанами перепуска (КП), расположенными между точками подключения коллектора к смежным опорам роторов, и клапаны отсечки (КО) на входе в откачивающие насосы.

Перед насосом нагнетания масла установлен трехпроходный клапан нагнетания (ТКн), на вход которого поступает масло из бака, первый выход клапана связан с входом НН, а второй – с НОх после клапанов отсечки. На выходе НОх установлены трехпроходные клапаны откачки (ТКо), входы которых соединены с выходом соответствующего насоса откачки, один выход – с линией откачки масловоздушной смеси в бак, а другой – с линией нагнетания масла в опоры.

Трехпроходные и отсечные клапаны – двухпозиционные с электрическим управлением, соединены с соответствующим выходом регулятора системы смазки (РСС). Каждый электропривод является регулируемым по частоте вращения и содержит электродвигатель и блок управления частотой вращения ротора. Регулятор РСС соединен с цифровым регулятором ГТД.

Таким образом, в отличие от традиционных ГТД, в «электрическом» ГТД система смазки становится частью САУ двигателя.

Система смазки содержит также центробежный суфлер с регулируемым электроприводом, подключенный к линиям суфлирования воздушно-масляной смеси из полостей опор и маслобака с выходом воздуха в атмосферу, а масла – обратно в бак. Электропривод также управляется регулятором РСС.

В исходном состоянии клапаны перепуска КП закрыты, отсечные клапаны КО открыты, трехпроходный клапан нагнетания ТКн находится в положении подвода масла к насосу нагнетания, а клапаны откачки ТКо – в положении подачи масловоздушной смеси в линию откачки и далее в бак.

До запуска двигателя на вход регулятора РСС из САУ ГТД поступает команда на опережающее включение электроприводов насосов откачки и электропривода суфлера, которые удаляют из полостей опор остатки рабочей среды. Предварительное удаление масла из опор двигателя снижает мощность, необходимую для вращения роторов при запуске ГТД, что важно при работе на режимах с отрицательными температурами.

Через установленный промежуток времени начинается раскрутка роторов ГТД. При заданной частоте их вращения с выходов регулятора на вход блока управления электропривода нагнетающего насоса поступает команда на его включение и начинается подача масла в полости опор. Далее электроприводы системы работают на заданных регулятором РСС режимах, которые обеспечивают оптимальную смазку подшипников на всех режимах работы ГТД.

Отказ электропривода одного из двух блоков насосов откачки компенсируется изменением режима работы электропривода другого блока. Для этого одновременно закрываются клапаны КО на входе отключенного блока и открываются все клапаны перепуска КП в коллекторе, объединяющего выходы всех опор. Электропривод функционирующего блока

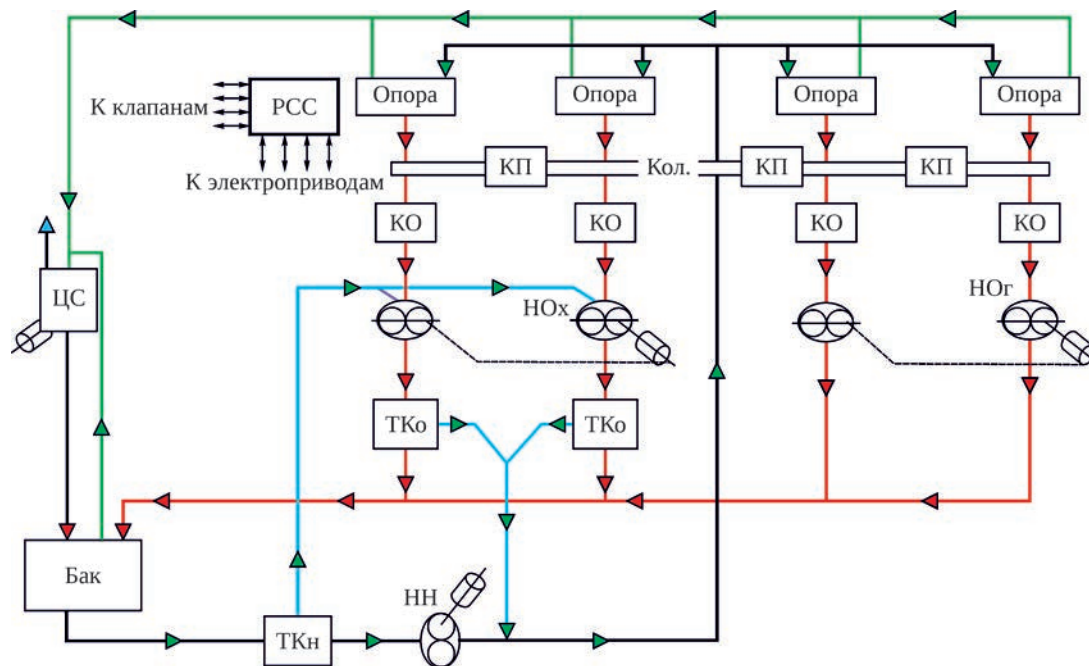


Рис. 4. Принципиальная схема отказоустойчивой электроприводной системы смазки:
 — — нагнетание; — — откачка; — — суфлирование; — — реконфигурация

насоса откачки перенастраивается на режим повышенной частоты вращения. При этом увеличивается производительность насосов, и они откачивают масло-воздушную смесь через коллектор из всех опор.

При отказе электропривода нагнетающего насоса его функцию может выполнить любой из двух блоков откачивающих насосов, например, блок НОх на рис. 4. Для этого закрываются отсечные клапаны КО на входе в насосы откачки НОх и открываются клапаны перепуска КП в коллекторе. Одновременно трехпроходный клапан ТКн на входе в НН переводится в положение подачи масла на вход блока насосов откачки НОх, а трехпроходные клапаны откачки ТКо – в положение подачи масла насосами НОх в линию нагнетания и далее в опоры. Электропривод блока насосов откачки НОх перенастраивается на режим требуемой подачи масла во все опоры, а блока НОг – на повышенный режим для откачки смеси через коллектор из всех опор.

Таким образом, обеспечение отказоустойчивости системы смазки опор ГТД осуществляется путем ее реконфигурации с помощью специальных клапанов и изменения режима работы насосов. Это дает возможность сохранить подачу масла к подшипникам опор роторов при отказе электропривода насоса нагнетания масла путем использования для нагнетания откачивающих насосов. Применение в тракте откачки масло-воздушной смеси двух групп насосов с отсечными клапанами на их входе позволяет обеспечить взаимозаменяемость насосов откачки при отказе электропривода или насоса одной из групп.

Важной особенностью проектирования электроприводной системы смазки является правильный выбор мощности электроприводов, при котором следует учитывать двухфазность рабочей среды, представляющей собой масловоздушную смесь. Исследования показали, что потребная мощность приводов в этом случае превышает определенную без учета этого фактора [9].

Базовые технологии

В заключение отметим, что разработка «электрического» ГТД с требуемыми характеристиками связана с технологиями, которые должны обеспечить возможность создания:

- электроприводов с удельной массой менее $0,2...0,5$ кг/кВт;
- высокооборотных электрогенераторов с частотой вращения до 50 000 об/мин, напряжением постоянного тока 270...540 В, мощностью до 300 кВт;
- высокоинтегрированной термостойкой элементной базы, в том числе силовой, с интенсивностью отказов $\lambda = 10^{-8}...10^{-10}$ 1/ч, $T_{\text{раб}} \geq 250^\circ\text{C}$.

Электроприводы должны быть построены на базе бесконтактных электрических машин вентильного типа с магнитоэлектрическим возбуждением, не имеющих вращающихся обмоток на роторе и щеточно-коллекторного узла. Такие устройства не требуют частого обслуживания, обладают большой перегрузочной способностью по моменту (кратковременно в 5 раз и более) и КПД более 90%, а также минимальные массу и габариты, значительный срок службы и надежность.

Существенное улучшение характеристик вентильных электрических машин с возбуждением от постоянных магнитов за последние несколько лет сделало реальным их применение на ЛА. Лидер в этой области – компания Siemens, разработавшая серию электродвигателей мощностью 30...260 кВт с низкой удельной массой 0,15...0,25 кг/кВт, полученной благодаря технологии Halbach agau – магнитной сборке Хальбаха – с использованием особого расположения постоянных магнитов с разной направленностью магнитного поля.

Снижению удельной массы электродвигателей способствует применение схемы с внешним ротором. Электродвигатели такой схемы серии EMRAX фирмы Enstroj (Словения) мощностью 10...200 кВт имеют удельную массу 0,1...0,2 кг/кВт и КПД 93...98%.

Заключение

Полностью «электрический» ГТД для «электрического» самолета – это двигатель, у которого:

- нет отбора воздуха на самолетные нужды;
- нет коробки приводов самолетных и двигательных агрегатов;
- встроенные стартер-генератор и дополнительный генератор;
- система управления и топливопитания с электроприводными исполнительными устройствами;
- система смазки с электроприводными насосами или магнитные подшипники для подвеса роторов;
- электрическая противообледенительная система воздухозаборника двигателя.

Особенности построения «электрического» ГТД определяют направления работ по его электрификации, которая может быть осуществлена поэтапно путем построения на первом этапе «более электрического» ГТД с электрификацией отдельных узлов при сохранении коробки приводов части агрегатов, с переходом в дальнейшем к «полностью электрическому» ГТД без коробки приводов. В «более электрическом» ГТД вращение стартера-генератора может осуществляться через коробку приводов, в системах подачи топлива и смазки, а также управления органами механизации компрессора применяются управляемые электроприводы.

Ряд преимуществ достигается и при локальном использовании электрических узлов в частично электрифицированном ГТД – например, электрического привода в топливной системе и системе смазки. При этом не потребуется увеличения электрической мощности, которой располагает самолет, или оно будет незначительным, но позволит улучшить температурный режим

топливной системы, уменьшить количество трубопроводов, в целом снизить массу двигателя и др.

Достигнутый уровень электрических технологий и их прогресс позволяют считать осуществимой в ближайшие годы разработку ГТД с широким использованием электрических технологий для магистральных самолетов.

Литература / References

1. Besnard J.P., Biais F., Martinez M. Electrical Rotating machines and Power Electronics for New Aircraft Equipment Systems // 25th Congress ICAS, 3–8 September 2006, Hamburg, Germany, Paper ICAS 2006-7.1.2. 9 p.
2. Routex J.-Y. An Electrical Fuel Pumping and Metering System for More Electrical Aero-Engines // 25th Congress ICAS, 3–8 September 2006, Hamburg, Germany, Paper ICAS 2006-7.4.4. 6 p.
3. Gurevich O.S., Gulienko A.I. Demonstration Systems of the Gas-turbine Engine for the «Electric» Airplane // ICAS Biennial Workshop – 2013 «The More Electrical Aircraft: Achievements & perspectives for the future», 2 September 2013, Cape town, South Africa. 19 p.
4. Gurevich O., Gulienko A., Schurovskiy U. Demonstration Systems of the «Electric» Gas Turbine Engine // 29th Congress ICAS, 7–12 September 2014, St. Petersburg, Russia, ID ICAS 2014_0218. 6 p.
5. Gurevich O., Lukovnikov A., Gulienko A. and etc. Analysis of Possibilities to Apply Electric Technologies for Helicopter Propulsion System // 29th Congress ICAS, 7–12 September 2014, St. Petersburg, Russia, ID ICAS 2014_0404. 6 p.
6. Gurevich O.S., Gulienko A.I. Methods for Improving the Reliability of Fuel Supply System of Gas Turbine Engines with Using Electrically Driven Pumps // 30th Congress ICAS, 25–30 September 2016, Daejeon, Korea, ID ICAS 2016_0163. 9 p.
7. Gurevich O.S., Gulienko A.I., Gordin M.V. Characteristics of Systems with Electrically Driven Units – Experimental Studies in a Gas Turbine Engine Demonstrator // 31th Congress ICAS, 9–14 September 2018, Belo Horizonte, Brazil, ID ICAS 2016_0637. 9 p.
8. Gurevich O.S., Belkin Yu.S., Gulienko A.I. Demonstrator of Turbofan Automatic Electric Drive Control System // International Scientific & Technical Conference «New Prospects of Aviation Science». ASTEC'07, 19–22 August 2007, Moscow. 5 p.
9. Gulienko A.I., Ezhov V.M., Molokanov A.A., Yanovskiy L.S. The Effect of Oil Foaming on Gas Turbine Engine Oil System // 22nd conference ISABE, 25–30 October 2015, Phoenix, Arizona, USA, ID ISABE2015_20042. 10 p.
10. Gurevich O.S., Gulienko A.I., Shchurovsky Y.M. Investigation of Architecture and Characteristics of Oil System with Electrically Driven Pumps for Gas Turbine Engine // 23rd conference ISABE, 3–8 September 2017, Manchester, England, ID ISABE2017_21484. 10 p.