

FEATURES OF THE INTEGRATED STARTER-GENERATOR OPERATION IN THE GENERATOR MODE AT HIGH EXTERNAL TEMPERATURES

*Flur Raschitovich Ismagilov, Vyacheslav Evgenevich Vavilov,
Ruslan Rustemovich Urazbakhtin *, Evgeniy Olegovich Zharkov*

Ufa University of Science and Technology, Zaki Validi str. 32, Ufa, 450076, Russia

* urr98@mail.ru

ABSTRACT

In connection with the aircraft electrification, it becomes necessary to provide an electric start of an aircraft engine. At the same time, the electric start of an aircraft engine must be stable under various flight conditions. Given that one of the key technologies within the concepts of a more electric aircraft and a fully electric aircraft is, it is advisable to consider in detail the process of starting an aircraft engine using an integrated starter-generator. In this paper, the fundamentals of the theory of starting a bypass turbojet engine using an integrated starter-generator were presented. Starting curves for a bypass turbojet engine were given, an expression was obtained for preliminary determination of the power of an integrated starter-generator in the propulsion mode, power balance equations were compiled when starting a bypass turbojet engine. It was found that starting a bypass turbojet engine using an integrated starter-generator is a complex multidisciplinary process, which needs to be further investigated in order to develop approaches to the design of an integrated starter-generator that minimize the risks of not being able to start a bypass turbojet engine using an integrated starter-generator.

KEYWORDS

Starter-generator; bypass turbojet engine; integration; start; start periods.

ОСНОВЫ ТЕОРИИ ЗАПУСКА ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ПОМОЩИ ИНТЕГРИРОВАННОГО СТАРТЕРА-ГЕНЕРАТОРА

*Флюр Рашитович Исмагилов, Вячеслав Евгеньевич Вавилов,
Руслан Рустемович Уразбахтин *, Евгений Олегович Жарков*

Уфимский университет науки и технологий, Россия, 450076, Уфа, ул. Заки Валиди, 32

* urr98@mail.ru

АННОТАЦИЯ

В связи с электрификацией летательных аппаратов возникает необходимость обеспечивать электрический запуск авиационного двигателя. При этом электрический запуск авиационного двигателя должен устойчиво происходить в различных условиях полета. С учетом того, что

одной из ключевых технологий в рамках концепций более электрического самолета и полностью электрического самолета является, целесообразно подробно рассматривать процесс запуска авиационного двигателя при помощи интегрированного стартера-генератора. В настоящей работе были приведены основы теории запуска двухконтурного турбореактивного двигателя при помощи интегрированного стартера-генератора. Были приведены кривые запуска двухконтурного турбореактивного двигателя, получено выражение для предварительного определения мощности интегрированного стартера-генератора в двигательном режиме, составлены уравнения баланса мощностей при запуске двухконтурного турбореактивного двигателя было установлено, что запуск двухконтурного турбореактивного двигателя при помощи интегрированного стартера-генератора является сложным мультидисциплинарным процессом, который необходимо продолжать исследовать для формирования подходов к проектированию интегрированного стартера-генератора, минимизирующих риски невозможности запуска двухконтурного турбореактивного двигателя при помощи интегрированного стартера-генератора.

КЛЮЧЕВЫЕ СЛОВА

Стартер-генератор; двухконтурный турбореактивный двигатель; интеграция; запуск; этапы запуска.

Введение

Двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДД) получили широкое распространение на самолетах гражданской и боевой авиации благодаря обеспечению высокой тяги за счет внешнего контура. В настоящий момент возможности по улучшению характеристик ТРДД почти исчерпаны. Это обусловлено ограничениями свойств материалов и конструктивными особенностями ТРДД. На фоне ухудшения экологической обстановки и стремления авиакомпаний снизить расходы на эксплуатацию летательных аппаратов (ЛА) была предложена концепция полностью электрического самолета (ПЭС) [1], согласно которой все системы ЛА электрифицированы, вместо ТРДД применяется электрический двигатель. В ПЭС единственным видом энергии является электрическая энергия. Сегодня создание ПЭС невозможно по ряду причин, одними из основных в котором являются:

- 1) недостаточно высокий уровень удельной мощности электрических машин (ЭМ);
- 2) недостаточно высокая емкость аккумуляторов.

Удельная мощность современных ТРДД 10...12 кВт/кг, удельная мощность современ-

ных ЭМ – до 5 кВт/кг. Повышение удельной мощности ЭМ до 10 кВт/кг прогнозируется не ранее, чем к 2025 году [2]. Повышение удельной емкости аккумуляторов также не является краткосрочной задачей. В связи с этим была разработана концепция более электрического самолета (БЭС) [3], согласно которой происходит поэтапный переход от традиционного ЛА к ПЭС. Примером БЭС является воздушное судно Boeing 787 [4]. В БЭС происходит отказ от отбора пневматической и механической мощностей от двигателя ЛА, различные системы ЛА электрифицируются, при этом силовая установка выполняется на основе традиционного газотурбинного двигателя (ГТД). Одной из основных технологий в БЭС является интегрированный стартер-генератор (ИСГ). ИСГ осуществляет функции запуска авиационного двигателя и генерирования электроэнергии. В отличие от традиционного стартера-генератора (СГ), ИСГ располагается непосредственно внутри авиационного двигателя. Ротор ИСГ закреплен на валу авиационного двигателя, энергия к ИСГ и энергия от ИСГ передается по электрическим проводам. Таким образом, применение ИСГ на ЛА позволяет отказаться от отбора механической мощности авиационного дви-

гателя. В настоящей работе рассматриваются вопросы разработки ИСГ для ТРДД.

Проектированию ИСГ посвящен ряд научно-исследовательских работ [5–8]. В [5] спроектирован отказоустойчивый ИСГ для ГТД, управление которым осуществляется бездатчиковым методом. В [6] спроектирован ИСГ на основе индукторной ЭМ для беспилотного летательного аппарата. В [7] спроектирован ИСГ на основе ЭМ с постоянными магнитами (ПМ) для авиационного поршневого двигателя. В работах [5–7] рассматривается проектирование ИСГ для различных типов авиационных двигателей. Особенностью этих работ является неглубокое рассмотрение взаимного влияния параметров ИСГ и авиационного двигателя, неглубокое исследование конструкции ИСГ. В [8] достаточно подробно рассмотрено размещение ИСГ в ТРДД, определение параметров для проектирования ИСГ. Однако, взаимное влияние параметров ИСГ и ТРДД рассмотрено мало. Это обуславливает необходимость расширения теории о проектировании ИСГ, в том числе для двухконтурных турбореактивных двигателей.

На основании анализа научно-технической литературы [9–15] было принято решение проектировать ИСГ для ТРДД на основе ЭМ с ПМ. Для ЭМ с ПМ возможно достижение отказоустойчивости [9]. ЭМ с ПМ обладают простой бесконтактной конструкцией, топология ротора ЭМ с ПМ может выбираться, исходя из требований к электромагнитным параметрам и необходимости обеспечить устойчивость к воздействиям окружающей среды [10, 11]. Для ЭМ с ПМ существуют выполнимые конструктивно методы охлаждения с учетом ее интеграции в ТРДД [12]. Результаты сравнения различных типов ЭМ, которые могут применяться в качестве СГ [14], показали, что ЭМ с ПМ по совокупности параметров наилучшим образом удовлетворяет требованиям к СГ. В [15] сделан вывод о перспективности использования ЭМ с ПМ на ЛА, так как они хорошо подходят

для работы в составе системы электроснабжения ЛА, а также становятся более привлекательными с экономической точки зрения, что обусловлено улучшением свойств ПМ при уменьшении их стоимости.

Ранее проведенные исследования в области разработки ИСГ для ТРДД показали, что на современном уровне развития материалов и технологий возможно спроектировать ИСГ с высокой эффективностью, достаточной для нужд современного ЛА мощностью и устойчивый к воздействию высоких температур окружающей среды. В настоящей работе закладываются основы теории запуска ТРДД при помощи ИСГ. В первой главе приводятся общие сведения о запуске ТРДД при помощи ИСГ. Во второй главе закладываются теоретические основы определения мощности ИСГ при запуске ТРДД. В третьей главе рассматривается определение момента сопротивления ТРДД и момента турбины ТРДД при его запуске. В четвертой главе рассматривается баланс мощностей при запуске ТРДД при помощи ИСГ. В пятой главе рассматривается функционирование ИСГ при запуске ТРДД, приводятся его идеальная и аппроксимированная моментные характеристики. В шестой главе проводится моделирование работы ИСГ в стартерном режиме. В заключении приводится обсуждение результатов исследования, анонсируются работы по развитию теории в области запуска ТРДД при помощи ИСГ, влияющие на процесс проектирования ИСГ.

1. Общие сведения о запуске ТРДД при помощи ИСГ

Особенностью запуска ТРДД является необходимость раскрутить его ротор высокого давления (РВД) при помощи вспомогательного устройства от неподвижного состояния на земле или от режима авторотации в полете до режима малого газа. РВД – вал ТРДД, на котором закреплены компрессор и турбина высокого давления (ТВД). Режим малого газа – режим работы ТРДД, при ко-

тором обороты поддерживаются на минимальном уровне, достаточном для поддержания устойчивой и надежной работы. РВД раскручивается пусковым устройством (ПУ) до той частоты вращения, при которой в камеру сгорания поступает достаточное количество воздуха для поддержания устойчивого горения топливоздушную смеси. Далее вращение РВД поддерживается за счет сжигания топливоздушную смеси, то есть выходит на режим малого газа. В рассматриваемом случае ИСГ является ПУ и обеспечивает раскрутку РВД. На рис. 1 представлены этапы запуска ТРДД при помощи ИСГ.

Воздух в камеру сгорания ТРДД подается компрессором высокого давления (КВД). На рис. 1 цифрами I, II и III обозначены этапы запуска авиационного двигателя.

На I этапе мощность ИСГ расходуется на преодоление момента сопротивления ТРДД. В момент времени 1 начинается сжигание топливоздушную смеси в камере сгорания ТРДД. На II этапе мощность ИСГ также расходуется на преодоление момента сопротивления ТРДД, но при этом ТВД включается в работу и вместе с ИСГ участвует в преодолении момента сопротивления ТРДД. В момент времени 2 ИСГ переключается на генераторный режим работы и перестает участвовать в преодолении момента сопротивления ТРДД. На III этапе запуска ТВД преодолевает момент сопротивления ТРДД, обороты ТРДД повышаются до уровня n_s , при котором ТРДД может самостоятельно устойчиво работать. Момент времени 3 соответствует моменту выхода ТРДД на режим малого газа.

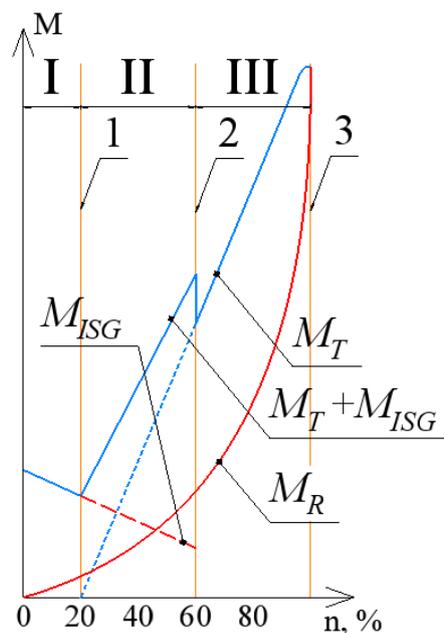


Рис. 1. Этапы запуска ТРДД при помощи ИСГ:

M_T – момент, развиваемый турбиной высокого давления (ТВД);
 M_{ISG} – момент, развиваемый ИСГ при работе в двигательном режиме;
 M_R – момент сопротивления ТРДД

Fig. 1. Turbofan engine starting period:

M_T – high pressure turbine (HPT) torque;
 M_{ISG} – torque, that ISG provide in the starter mode;
 M_R – turbofan engine resistance torque

Согласно рис. 1, ИСГ работает в двигательном режиме на I и II этапах запуска ТРДД. Переключение между двигательным и генераторным режимами работы ИСГ осуществляется за счет электроники. Момент переключения ИСГ с двигательного на генераторный режим, показанный на рис. 1 линией 2, может определяться, например, частотой вращения РВД. Если момент времени 2 соответствует скорости вращения РВД 7500 об/мин, вышесказанное можно интерпретировать: ИСГ переключается с двигательного на генераторный режим работы при скорости вращения РВД 7500 об/мин.

2. Теоретические основы определения мощности ИСГ при запуске ТРДД

Ранее было отмечено, что воздух в камеру сгорания подается КВД. При этом на вращение компрессора расходуется мощность, определяющаяся по формуле:

$$N_{HPK} = \frac{1,37 \cdot G_{AK} \cdot T_{HPKin}^*}{\eta_{HPK}} (\Pi_{HPK}^{*0,286} - 1), \quad (1)$$

где G_{AK} – количество воздуха, проходящего через КВД; T_{HPKin}^* – температура воздуха на входе в КВД; Π_{HPK}^* – степень повышения давления КВД; η_{HPK}^* – коэффициент полезного действия КВД.

Чем выше расход воздуха через КВД и температура воздуха на входе КВД, тем больше мощности требуется для раскрутки КВД. Чем ниже коэффициент полезного действия КВД, тем больше мощности требуется для раскрутки КВД. В режиме запуска мощность, необходимая для раскрутки ком-

прессора, определяется значениями вышечисленных параметров для конкретной модели ТРДД и определенных условий запуска. Непрерывная раскрутка ТРДД при запуске при помощи ТРДД возможна только если мощность ИСГ в стартерном режиме работы превышает мощность, необходимую для вращения компрессора и преодоления различной природы сил сопротивления в ТРДД. На преодоления различной природы сил сопротивления в ТРДД расходуется 3...5% от мощности, затрачиваемой на вращение КВД, поэтому при расчетах величиной мощности, необходимой на преодоление различной природы сил сопротивления, пренебрегают. За счет превышения мощности ИСГ над мощностью, необходимой для раскрутки КВД, обеспечивается ускорение вращающихся частей ТРДД, в том числе ТВД, лопаточных машин низкого давления и вентилятора. Величина ускорения вращающихся частей ТРДД зависит от величины, на которую мощность ИСГ в стартерном режиме превышает мощность, необходимую для раскрутки КВД.

Величина мощности, идущей на ускорение РВД, определяется по формуле:

$$N_j = 14,34 \cdot J_0 \cdot n \cdot \frac{dn}{dt}, \quad (2)$$

где J_0 – момент инерции РВД; n – скорость вращения РВД; $\frac{dn}{dt}$ – ускорение РВД.

При неизменной скорости вращения РВД мощность, расходуемая на его ускорение, тем выше, чем выше момент инерции и ускорение. На рис. 2 представлено размещение ИСГ в ТРДД.

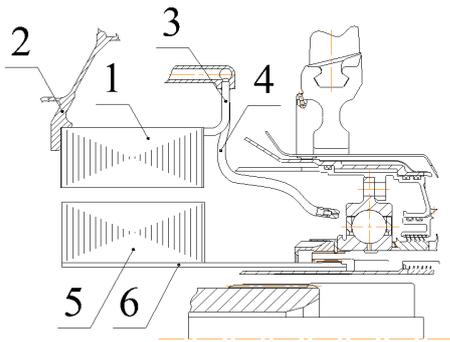


Рис. 2. Размещение ИСГ в ТРДД:
 1 – статор ИСГ; 2 – опора ТРДД;
 3 – подвод хладагента к статору ИСГ; 4 – подвод
 масла к первому подшипнику РВД; 5 – ротор ИСГ;
 6 – вал высокого давления (ВВД)

Fig. 2. ISG placement in the turboprop engine:
 1 – ISG stator, 2 – turboprop engine support, 3 – coolant
 inlet on the ISG stator, 4 – oil inlet on the HPR first
 bearing, 5 – ISG rotor, 6 – high pressure shaft (HPS)

Ротор ИСГ жестко закреплен на ВВД и является вращающейся частью РВД, так же как КВД с ТВД. В связи с этим момент, развиваемый ИСГ, полностью передается на РВД. Таким образом, не возникает механических потерь при передаче момента от ИСГ к РВД, повышается надежность системы запуска. При этом возрастают требования к обеспечиваемому ИСГ в стартерном режиме моментом, так как повышение момента при помощи мультипликатора в данном случае невозможно.

С учетом сказанного выше момент инерции РВД определяется по формуле:

$$J_0 = J_{HPK} + J_{HPT} + J_{HPS} + J_{ISG}, \quad (3)$$

где J_{HPK} – момент инерции КВД; J_{HPT} – момент инерции ТВД; J_{HPS} – момент инерции ВВД; J_{ISG} – момент инерции ротора ИСГ.

То есть, при определении мощности, идущей на ускорение РВД, необходимо учитывать наличие ротора ИСГ в составе РВД.

Мощность ИСГ в стартерном режиме на I этапе запуска ТРДД на основании выражений (1) и (2) может быть определена по формуле:

$$N_{ISG} = N_j - N_{HPK} = 14,34 \cdot J_0 \cdot n \cdot \frac{dn}{dt} - \frac{1,37 \cdot G_{AK} \cdot T_{HPKin}^*}{\eta_{HPK}^*} (\Pi_{HPK}^{*0,286} - 1). \quad (4)$$

По формуле (4) определяется минимальная мощность ИСГ в стартерном режиме работы – минимально необходимая мощность для включения в работу ТВД.

На I этапе запуска ТРДД турбина требует затрат мощности для своего вращения. По достижению определенной скорости вращения РВД (момент времени 1 на рис. 1) турбина начинает создавать мощность, которая также идет на раскрутку РВД. На II этапе запуска задачей ИСГ является обеспечение необходимого ускорения до момента, когда момент турбины будет превышать момент сопротивления ТРДД (момент времени 2 на рис. 1):

$$M_T \geq M_R.$$

Мощность, создаваемая турбиной при запуске ТРДД, определяется по формуле:

$$N_{HPT} = 1,57 \cdot G_{AT} \cdot T_{HPTin}^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\Pi_{HPT}^{*0,25}}\right). \quad (5)$$

На основании выражений (1), (2) и (5) мощность ИСГ на II этапе запуска ТРДД определяется по формуле:

$$N_{ISG} = N_j - \Delta N_{HPT} = N_j - (N_{HPT} - N_{HPK}) = 14,34 \cdot J_0 \cdot n \cdot \frac{dn}{dt} - \left(1,57 \cdot G_{AT} \cdot T_{HPTin}^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\Pi_{HPT}^{*0,25}}\right) - \frac{1,37 \cdot G_{AK} \cdot T_{HPKin}^*}{\eta_{HPK}^*} (\Pi_{HPK}^{*0,286} - 1)\right). \quad (6)$$

Таким образом, по выражениям (5) и (6) можно определить мощность ИСГ на I и II этапах запуска ТРДД соответственно.

При проектировании ЛА основной задачей является обеспечение безопасности полета. Безопасность полета в свою очередь напрямую зависит от возможности обеспечения надежного запуска авиационного двигателя не только в наземных условиях, но и в полете. Поэтому минимальную расчетную мощность ИСГ в стартерном режиме повышают в 2,5...3 раза. Это позволяет обеспечить надежный запуск ТРДД в любых условиях. Оценка мощности ИСГ в стартерном режиме является сложной инженерной задачей и подробнее будет рассмотрена в будущих работах авторов.

3. Определение момента сопротивления ТРДД и момента турбины при его запуске

Для определения зависимостей, характеризующих процесс запуска ТРДД при помощи ИСГ, необходимо определить момент сопротивления ТРДД и момент, развиваемый ТВД при запуске ТРДД.

При запуске ТРДД при помощи не интегрированного СГ момент сопротивления возникает из-за трения в подшипниковых опорах ТРДД, передачи механической мощности для вращения агрегатов. Момент сопротивления ТРДД, обусловленный трением и необходимостью привода агрегатов, имеет малую величину и не учитывается при проектировании не интегрированных СГ. Момент сопротивления для ИСГ будет меньше, чем момент сопротивления для не интегрированного СГ, так как агрегаты ТРДД, в который устанавливается ИСГ, электрифицированы, отбора механической мощности от РВД не происходит. Поэтому момент сопротивления, обусловленный трением, при проектировании ИСГ можно не учитывать.

Основной задачей ИСГ при запуске ТРДД является обеспечение вращения КВД, обеспечивающего подачу воздуха в камеру сгорания ТРДД. Мощность, необходимая для

приведения КВД во вращение, определяется по выражению (1). Соответственно, основное сопротивление при запуске создает КВД. Поэтому момент сопротивления ТРДД на пусковых режимах будет приблизительно равен моменту КВД. Для определения момента КВД существует выражение:

$$M_R \approx M_{HPK} = C \cdot n^x, \quad (7)$$

где C и x – коэффициенты.

Значения коэффициентов C и x зависят от эффективности КВД на пусковых режимах. Значение коэффициента x принимается равным двум на пусковых режимах ТРДД. Коэффициент C может быть найден из следующих зависимостей:

$$M_{HPK} = \frac{30 \cdot L_{awK} \cdot G_{AK}}{\pi \cdot n \cdot \eta_{HPK}}, \quad (8)$$

$$\frac{G_{AK}}{G_{AKi}} = \frac{n}{n_i}; \frac{L_{awK} / \eta_{HPK}}{(L_{awK} / \eta_{HPK})_i} = \left(\frac{n}{n_i} \right)^2, \quad (9)$$

где L_{awK} – адиабатическая работа одного килограмма рабочего тела; G_{AKi} , $(L_{awK} / \eta_{HPK})_i$ и n_i – параметры ТРДД на режиме малого газа.

Из выражений (8) и (9) момент КВД выражается как:

$$M_{HPK} = \frac{30 \cdot L_{awKi} \cdot G_{AKi}}{\pi \cdot n_i^3 \cdot \eta_{HPKi}} n^2. \quad (10)$$

Тогда коэффициент C определяется как:

$$C = \frac{30 \cdot L_{awKi} \cdot G_{AKi}}{\pi \cdot n_i^3 \cdot \eta_{HPKi}}. \quad (11)$$

Параметры любого ТРДД на режиме малого газа известны, поэтому по выражению (11) всегда можно найти коэффициент C . Выражения (7) и (11) позволяют определить момент КВД ТРДД при запуске.

Полученные выше зависимости позволяют построить зависимость мощности сопро-

тивления ТРДД от скорости вращения. Зависимость мощности сопротивления ТРДД от скорости вращения представлена на рис. 3.

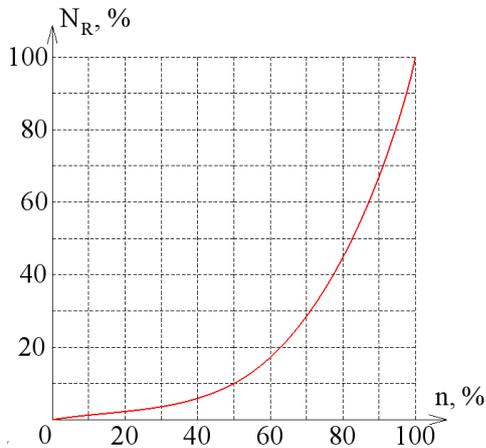


Рис. 3. Зависимость мощности сопротивления ТРДД от скорости вращения

Fig. 3. Dependence between turbofan engine resistance power and rotor speed

С увеличением скорости вращения РВД происходит увеличение мощности сопротивления, причем чем выше скорость вращения РВД, тем быстрее увеличивается мощность сопротивления ТРДД.

Момент, развиваемый ТВД при запуске ТРДД, может быть определен по формуле:

$$M_{HPT} = \frac{G_{HPTperS}}{g} (C_{1U} - C_{2U}) r = \frac{G_{HPTperS}}{g} \Delta C_U \cdot r,$$

где $G_{HPTperS}$ – секундный расход газа через ТВД; C_{1U} и C_{2U} – осредненные окружные составляющие абсолютных скоростей воздуха на входе и выходе из ТВД; r – эквивалентный радиус лопаток турбины.

Момент турбины принимает положительные значения только при положительных значениях разности C_{1U} и C_{2U} . Скорость вращения ТВД, при которой возможны положительные значения разности C_{1U} и C_{2U} , зависит от расхода газа через ТВД и геометрии ТВД.

4. Баланс мощностей при запуске ТРДД при помощи ИСГ

На основании материалов, приведенных в предыдущих главах работы, возможно на основании баланса мощностей при запуске ТРДД составить уравнения моментов для I и II этапов запуска ТРДД при помощи ИСГ соответственно.

I этап запуска ТРДД называется холодной прокрутка. На этом этапе запуска, как было отмечено ранее, турбина не создает положительного момента. Поэтому возникают большие потери давления. Когда обороты ТВД достигают 40...50% от оборотов ТРДД на режиме малого газа, мощность ТВД сравнивается с мощностью сопротивления ТРДД. Соответственно, для минимизации мощности ИСГ в стартерном режиме необходимо спроектировать ТРДД, в который он интегрируется, так, чтобы ТВД начинала развивать положительный момент при как можно меньших оборотах.

I и II этапы запуска ТРДД имеют различную длительность. Длительность этапов запуска ТРДД зависит от соотношения моментов, действующих на РВД. Масса вращающихся частей РВД неизменна относительно его оси, поэтому момент инерционных сил зависит только от ускорения РВД. Момент инерционных сил при раскрутке ТРДД определяется выражением:

$$M_j = 0,105 \cdot J_0 \cdot \frac{dn}{dt}. \quad (12)$$

Момент инерции РВД определяется согласно выражению (3) и учитывает прямую связь ротора ИСГ с РВД ТРДД.

Для I и II этапов запуска ТРДД уравнения моментов, составленные на основе баланса мощностей, будут иметь следующий вид:

$$M_{ISG} = M_R + M_j, \quad (13)$$

$$M_{ISG} + M_{HPT} = M_R + M_j. \quad (14)$$

Для II этапа запуска ТРДД разность момента ТВД и момента сопротивления ТРДД

может быть аппроксимирована линейной зависимостью:

$$\Delta M_{HPT} = M_{HPT} - M_R = k \cdot (n - n_s), \quad (15)$$

где k – коэффициент, определяющий параметры прямой, аппроксимирующей разность момента ТВД и момента сопротивления ТРДД.

Таким образом, уравнения (13) и (14) можно записать в виде:

$$0,105 \cdot J_0 \cdot \frac{dn}{dt} = M_{ISG} - C \cdot n^2, \quad (16)$$

$$0,105 \cdot J_0 \cdot \frac{dn}{dt} = M_{ISG} + k \cdot (n - n_s). \quad (17)$$

Выражения (16) и (17) получены в общем виде. Ускорение РВД на I и на II этапах запуска ТРДД может быть одинаковым, тогда решение уравнений (16) и (17) можно рассматривать как частный случай запуска ТРДД – равноускоренный запуск.

По выражениям (16) и (17) может быть получена моментная характеристика ИСГ. Для построения моментной характеристики ИСГ необходимо знать разбиение времени запуска на I и II этапы. Знание моментной характеристики ИСГ позволяет обеспечить вывод ТРДД на режим малого газа за установленное время. Решение прямой задачи актуально в случае проектирования нового ТРДД, в который будет устанавливаться ИСГ. По выражениям (16) и (17) возможно решение обратной задачи. Если известна моментная характеристика ИСГ, возможно определить время вывода ТРДД при его помощи на режим малого газа. Решение обратной задачи актуально в случае интеграции ИСГ в известный ТРДД.

5. Функционирование ИСГ при запуске ТРДД

Ранее было отмечено, что ИСГ представляет собой ЭМ С ПМ. ЭМ с ПМ при работе в двигательном режиме управляется от регу-

лируемого полупроводникового инвертора. При необходимости поддерживать заданный постоянный момент при заданной частоте вращения полупроводниковый инвертор регулирует напряжение, которое подается на ИСГ. Напряжение на входе инвертора при этом поддерживается постоянным на уровне постоянного напряжения СЭС ЛА, что обусловлено осуществлением питания инвертора от аккумуляторной батареи во время запуска ТРДД. За счет регулирования напряжения ИСГ инвертором до определенной частоты вращения поддерживается постоянный необходимый уровень выходного момента. Таким образом, за счет повышения напряжения ИСГ достигается постоянство момента ИСГ при увеличении скорости вращения ротора ИСГ от 0 до n_{cr} . Скорость вращения ротора ИСГ n_{cr} – это скорость вращения ротора, после достижения которой увеличение напряжения ИСГ не позволяет поддерживать момент на необходимом уровне. То есть, после достижения n_{cr} скорость вращения ротора ИСГ продолжает расти, но момент при этом начинает падать. Это обусловлено тем, что мощность и напряжение на выходе полупроводникового инвертора ограничены. Соответственно, по достижению максимально возможного напряжения инвертора частота вращения ИСГ будет продолжать увеличиваться, но момент при этом будет падать. Когда напряжения инвертора достаточно для обеспечения необходимого момента ИСГ в двигательном режиме работы, ток ИСГ в основном представляет собой ток по оси q . В целом, при поддержании необходимого заданного момента ИСГ в двигательном режиме необходимо максимизировать ток I_q . Когда напряжение на выходе инвертора достигает своего максимально допустимого значения, происходит перераспределение тока ИСГ по осям d и q , что приводит к уменьшению момента ИСГ при возрастании его частоты вращения. График момента ИСГ при работе в двигательном режиме показан на рис. 4.

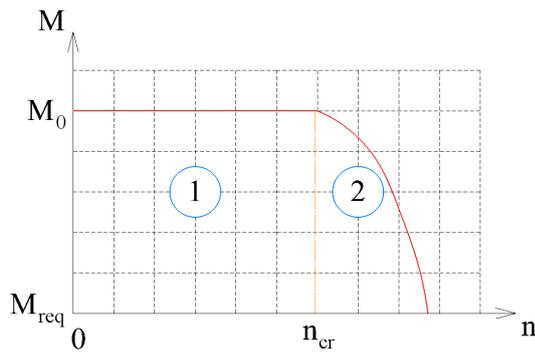


Рис. 4. Момент ИСГ при работе в двигательном режиме:

M_{req} – минимальная величина момента, требуемая для запуска ТРДД

Fig. 4. ISG torque while operating in the starter mode, where:

M_{req} – minimal torque value, that is necessary to start turbofan engine

Величина момента M_{req} при работе ИСГ в двигательном режиме определяется, исходя из того, какую величину момента должен развивать ИСГ в двигательном режиме работы к концу II этапа запуска ТРДД, что определяется параметрами ТРДД, запуск которого осуществляется при помощи ИСГ.

Представленная на рис. 4 моментная характеристика ИСГ является реальной. На участке 1, соответствующему моменту ИСГ до достижения n_{cr} , момент ИСГ определяется как:

$$M_{ISG} = M_0 = \text{const},$$

где M_0 – максимальная величина момента, развиваемая ИСГ в двигательном режиме работы.

На участке 2, соответствующем моменту ИСГ после достижения n_{cr} , момент меняется по нелинейной зависимости. Для упрощения расчетов и проектирования ИСГ и ТРДД можно с достаточной степенью точности считать, что момент ИСГ на участке 2 аппроксимируется линейной зависимостью и определяется как:

$$M_{ISG} = M_0 - b \cdot n.$$

Тогда моментная характеристика ИСГ будет иметь вид, представленный на рис. 5.

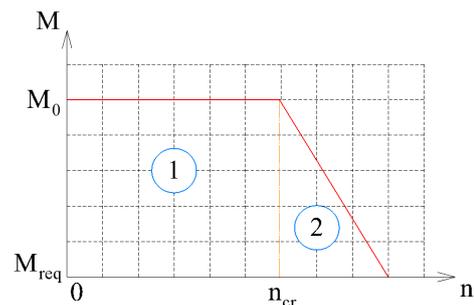


Рис. 5. Аппроксимированная моментная характеристика ИСГ при работе в двигательном режиме

Fig. 5. Approximated ISG torque characteristic while operating in the starter mode

Согласно рис. 1, ИСГ функционирует на I и II этапах запуска ТРДД. Поэтому возможны три ситуации функционирования ИСГ при запуске ТРДД, определяющихся следующими системами уравнений:

$$\left. \begin{aligned} I : M_{ISG} &= M_0 \\ II : M_{ISG} &= M_0 \end{aligned} \right\}, \quad (18)$$

$$\left. \begin{aligned} I : M_{ISG} &= M_0 \\ II : M_{ISG} &= M_0 - b \cdot n \end{aligned} \right\}, \quad (19)$$

$$\left. \begin{aligned} I : M_{ISG} &= M_0 - b \cdot n \\ II : M_{ISG} &= M_0 - b \cdot n \end{aligned} \right\}. \quad (20)$$

Все три ситуации возможны, так как соотношение между моментом ИСГ и моментом ТРДД при запуске могут изменяться. Более того, может изменяться момент, требуемый для запуска ТРДД. Например, различными случаями будут запуск ТРДД в нормальных климатических условиях и холодный запуск ТРДД. Более того, при износе ТРДД со временем момент, необходимый для его запуска, может увеличиться. При этом момент, который может обеспечить ИСГ, ограничен его геометрическими размерами, свойствами материалов.

Система уравнений (18) описывает наиболее простой случай запуска ТРДД, когда развиваемого ИСГ момента с избытком

хватает для запуска ТРДД. Момент ИСГ при этом может поддерживаться постоянным.

Система уравнений (19) описывает менее благоприятный вариант запуска ТРДД. В этом случае при достижении ИСГ оборотов, соответствующих II этапу запуска ТРДД, скорость ИСГ превышает n_{cr} , момент ИСГ начинает уменьшаться. Момент турбины M_T при этом растет. Поэтому момент, развиваемый ИСГ, должен обеспечить достаточность превышения суммарного момента турбины M_T и ИСГ M_{ISG} с учетом уменьшения момента ИСГ при увеличении скорости вращения РВД ТРДД на II этапе запуска ТРДД.

Наиболее тяжелым случаем является запуск ТРДД при помощи ИСГ, при котором момент ТРДД является высоким и момент ИСГ начинает уменьшаться с начала запуска ТРДД. В настоящем случае необходимо контролировать превышение момента ИСГ над моментом сопротивления ТРДД M_R с учетом уменьшения момента ИСГ при увеличении скорости вращения РВД ТРДД. На II этапе запуска ТРДД момент, развиваемый ИСГ, должен обеспечить достаточность превышения суммарного момента турбины M_T и ИСГ M_{ISG} с учетом уменьшения момента ИСГ при увеличении скорости вращения РВД ТРДД.

Условия функционирования ИСГ при запуске ТРДД также зависят от того, для какого ТРДД разрабатывается ИСГ. Если ИСГ уже существует и габаритные размеры зоны размещения ИСГ в нем известны, то функционирование ИСГ будет описываться одним из выражений (18), (19) или (20). Если ИСГ проектируется совместно с новым ТРДД, то теоретически возможно изменять параметры ИСГ и ТРДД так, чтобы запуск ТРДД по возможности происходил согласно системам уравнений (18) или (19).

В следующей главе проводится исследование работы ИСГ при запуске ТРДД методом конечно-элементного моделирования.

6. Расчет и моделирование работы ИСГ в стартерном режиме

В [16] был разработан ИСГ для двухконтурного турбореактивного двигателя. В настоящей работе для более подробного рассмотрения функционирования ИСГ в двигательном режиме рассчитывается и моделируется ИСГ на основе ЭМ с ПМ, при этом параметры запуска ТРДД берутся из работы [16].

Внешний диаметр статора, внутренний диаметр ротора и активная длина ИСГ заранее известны из работы [16]. Также известен момент, который должен обеспечивать ИСГ в стартерном режиме работы для устойчивого запуска ТРДД на различных стадиях полета. На основании этих данных производится аналитический расчет недостающих основных геометрических размеров ИСГ (внутренний диаметр статора, внешний диаметр ротора), рассчитывается объем ПМ (исходя из условия получения максимального момента в стартерном режиме работы) и определяются геометрические размеры пазов статора ИСГ. Далее при помощи генетических алгоритмов производится оптимизация ИСГ по критерию максимизации момента в стартерном режиме работы. После этого проводится двухмерное конечно-элементное моделирование ИСГ для точной оценки его выходных параметров. Моделирование проводится с использованием программного обеспечения Ansys Maxwell. Использование Ansys Maxwell для расчета и моделирования различных ЭМ подробно рассмотрено в работах [17–20].

7. Результаты расчета и моделирования работы ИСГ в стартерном режиме

В табл. 1 приведены параметры рассчитанного ИСГ.

Таблица 1. Параметры рассчитанного ИСГ

Table 1. Calculated ISG parameters

Параметр / Parameter	Значение / Value
Тип обмотки / Winding type	зубцовая / toothed
Количество фаз / Number of phases	3
Число пазов / Number of slots	72
Число полюсов / Number of poles	24
Частота перемагничивания, Гц / Reversal magnetization frequency, Hz	740
Материал магнитопровода статора / Stator magnetic core material	Сталь 2421 / Steel 2421
Внутренний диаметр магнитопровода статора, мм / Stator magnetic core inner diameter, mm	436
Немагнитный зазор, мм / Non-magnetic gap, mm	3,4
Материал ротора / Rotor material	Сталь 30ХГСА / Steel 30HGSA
Материал ПМ / PM material	SmCo, рабочая температура 270 °C / SmCo, operating temperature 270 °C
Толщина ПМ, мм / PM width, mm	9
Число параллельных ветвей обмотки / Number of parallel branches	3
Число витков в одной фазе / Number of turns per phase	1
Диаметр элементарного проводника, мм / Elementary conductor diameter, mm	0,6
Коэффициент заполнения паза, % / Stator slot filling factor, %	14,545
Плотность тока, А/мм ² / Current density, A/mm ²	20919,1
Масса активной части, кг / Active parts weight, kg	239,648
Электромагнитный КПД, % / Electromagnetic efficiency, %	98,8992

Для рассчитанного ИСГ была построена моментная характеристика, ограничение по номинальному напряжению на выходе ин-

вертора – 350 В. Зависимость момента ИСГ в двигательном режиме работы от скорости вращения ротора представлена на рис. 6.

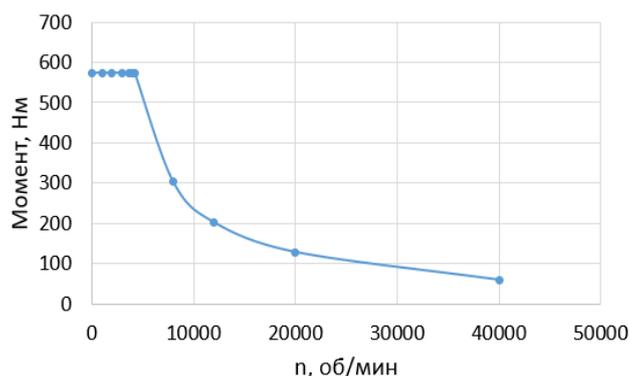


Рис. 6. Зависимость момента ИСГ в двигательном режиме работы от скорости вращения ротора

Fig. 6. Dependence between ISG torque and rotor speed while operating in starter mode

Выводы

Габаритные размеры ИСГ и внутренний диаметр ротора ИСГ выбраны, исходя из размеров области, в которой размещается ТРДД. Для запуска ТРДД, представленного в [16], ИСГ должен развивать момент не менее 550 Н·м при частоте вращения до 3700 об/мин. Рассчитанный ИСГ на основе ЭМ с ПМ обеспечивает момент 574,3 Н·м при частоте вращения ротора до 4250 об/мин. Соответственно, на I и II этапах запуска ТРДД его функционирование описывается системой уравнений (18).

В дальнейшем будет исследоваться применение систем уравнений (18), (19) и (20) при проектировании ИСГ для ТРДД.

В настоящей работе были сформулированы основы теории запуска ИСГ при помощи ТРДД. Были приведены кривые запуска ТРДД, получено выражение для предварительного определения мощности ИСГ в двигательном режиме, составлены уравнения баланса мощностей при запуске ТРДД при помощи ИСГ и описаны возможные варианты запуска ТРДД при помощи ИСГ. Таким образом, новизна работы заключается в формировании новой математической модели, которая описывает функционирование ИСГ в стартерном режиме работы. Настоящая работа может быть полезна инженерам, вовлеченным в проведение мультидисциплинарных исследований в области интегриро-

ванных электротехнических комплексов и систем.

Очевидно, что запуск ИСГ при помощи ТРДД является сложным мультидисциплинарным процессом, который необходимо продолжать исследовать для формирования подходов к проектированию ИСГ, минимизирующих риски невозможности запуска ТРДД при помощи ИСГ.

Будущая работа авторов будет направлена на определение времени работы ИСГ при запуске ТРДД в целях определения возможности работы ИСГ в перегрузочном двигательном режиме, на окончательное определение мощности ИСГ в двигательном режиме, на формирование методов обеспечения запуска ТРДД при помощи ИСГ в различных условиях, на оценку эффективности запуска ТРДД при помощи ИСГ, а также на исследование вывода ТРДД на режим малого газа при помощи ИСГ и работу ТРДД с ИСГ на режиме малого газа.

Благодарности / Acknowledgments

Работа выполнена в рамках гранта в форме субсидий в области науки из бюджета Республики Башкортостан для государственной поддержки молодых ученых, тема «АП-ЭМ-02-21-ГБ».

Supported by the Grant in the subsidies form in the field of science from the budget of the Republic of Bashkortostan for state support of young scientists (AP-EM-02-21-GB).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Schäfer A. W., Barrett S. R. H., Doyme K., Dray L., Gnadl A. R., Self R., O'Sullivan A., Synodinos A. P., Torija A. J. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft // *Nature Energy*. 2019. V. 4, No. 2. P. 160–166. DOI: 10.1038/s41560-018-0294-x.
2. Wheeler P. Technology for the more and all electric aircraft of the future // 2016 IEEE International Conference on Automatica (ICA-ACCA), IEEE, 2016. P. 1–5. DOI: 10.1109/ICA-ACCA.2016.7778519.
3. Sarlioglu B., Morris C. T. More electric aircraft: Review, challenges, and opportunities for commercial transport aircraft // *IEEE transactions on Transportation Electrification*. 2015. V. 1, Iss. 1. P. 54–64. DOI: 10.1109/TTE.2015.2426499.
4. BOEING 787 DREAMLINER. URL: <https://www.boeing.com/commercial/787/>
5. Bhangu B. S., Rajashekara K. Electric Starter Generators: Their Integration into Gas Turbine Engines // *IEEE Industry Applications Magazine*. 2014. V. 20, No. 2. P. 14–22. DOI: 10.1109/MIAS.2013.2288398.
6. Zhao E., Song S., Li Y., Ma R., Liu W. Design and Initial Testing of an Integrated Switched Reluctance Starter/Generator System for Unmanned Aerial Vehicle // 2018 21st International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS), 2018. P. 1918–1923. DOI: 10.23919/ICEMS.2018.8548964.
7. Ismagilov F. R., Finkelberg L. A., Vavilov V. E., Yamalov I. I., Farrakhov D. R., Kostyuchenkov A. N., Sayakhov I. F., Baryshnikov S. I., Pronin E. A., Gulin A. Creation of an integrated starter-generator for the aircraft piston engine-demonstrator APD-500 // 2021 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS), 2021. P. 584–591. DOI: 10.1109/ICOECS52783.2021.9657448.
8. Secttnde R. R., Macosko R. P., Repas D. S. Integrate Engine-generator concept for aircraft electric secondary power // *National aeronautics and space administration*. Washington, D. C., NASATM X-2579. 1972. P. 22.
9. Wang B., Liu Y., Vakil G., Yang T., Zhang Z. Feasibility of Permanent Magnet Fault Tolerant Machines for Aircraft Starter/Generator Systems // 2020 International Conference on Electrical Machines (ICEM), 2020. P. 2104–2110. DOI: 10.1109/ICEM49940.2020.9270965.
10. Ismagilov F. R., Vavilov V. Y., Bekuzin V. I., Ayguzina V. V. Rotor Magnetic Systems of the Permanent-Magnet Starter-Generator for Vehicles with a Hybrid Power Plant // 2018 XIV International Scientific-Technical Conference on Actual Problems of Electronics Instrument Engineering (APEIE), 2018. P. 134–138. DOI: 10.1109/APEIE.2018.8545646.
11. Arumugam P., Dusek J., Aigbomian A., Vakil G., Bozhko S., Hamiti T., Fernando, W. Comparative design analysis of Permanent Magnet rotor topologies for an aircraft starter-generator // 2014 IEEE International Conference on Intelligent Energy and Power Systems (IEPS), 2014. P. 273–278. DOI: 10.1109/IEPS.2014.6874194.
12. La Rocca A., Pickering S. J., Eastwick C., Gerada C. Enhanced cooling for an electric starter-generator for aerospace application // 7th IET International Conference on Power Electronics, Machines and Drives (PEMD 2014), 2014. P. 1–7. DOI: 10.1049/cp.2014.0373.
13. Xu Z., Rocca A. L., Pickering S. J., Eastwick C., Gerada C., Bozhko S. Mechanical and thermal design of an aeroengine starter-generator // 2015 IEEE International Electric Machines & Drives Conference (IEMDC), 2015. P. 1607–1613. DOI: 10.1109/IEMDC.2015.7409278.
14. Van der Geest M., Polinder H., Ferreira J. A., Zeilstra D. Machine selection and initial design of an aerospace starter-generator // 2013 International Electric Machines & Drives Conference. 2013. P. 196–203. DOI: 10.1109/IEMDC.2013.6556253.
15. Nøland J. K., Leandro M., Suul J. A., Molinas M. High-Power Machines and Starter-Generator Topologies for More Electric Aircraft: A Technology Outlook // *IEEE Access*. 2020. V. 8. P. 130104–130123. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.3007791.
16. Secttnde R. R., Macosko R. P., Repas D. S. Integrate Engine-generator concept for aircraft electric secondary power // *National aeronautics and space administration*. Washington, D. C., NASATM X-2579. 1972.
17. Martyanov A. S., Neustroyev N. I. ANSYS Maxwell Software for electromagnetic field calculations // *Eastern European Scientific Journal*. 2014. No. 5. P. 203–207. DOI: 10.12851/EESJ201410C05ART03.
18. Zhang F., Du G., Wang T., Wang F., Cao W., Kirtley J. L. Electromagnetic design and loss calculations of a 1.12-MW high-speed permanent-magnet motor for compressor applications // *IEEE Transactions on energy conversion*. 2015. V. 31, Iss. 1. P. 132–140. DOI: 10.1109/TEC.2015.2488841.
19. Neustroyev N., Kotov A., Chuyduk I. A. Starter Generator Design Development for Modern Micro Gas Turbine Plant // 2020 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing (ICIEAM), IEEE, 2020. P. 1–5. DOI: 10.1109/ICIEAM48468.2020.9111922.
20. Zhang S., Liu J., Su W. A Co-simulation Platform of Integrated Starter/Generator System Based on ANSYS // *Proceedings of the 2015 International Conference on Electrical and Information Technologies for Rail Transportation*, Berlin, Heidelberg, 2016. P. 35–43. DOI: 10.1007/978-3-662-49367-0_5.