

АНАЛИЗ ЭНЕРГОБАЛАНСА ПЕРСПЕКТИВНОГО РЕГИОНАЛЬНОГО ТУРБОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

Смирнов А.В.* , Егошин С.Ф.**

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский Московской области, 140180, Россия*

** e-mail: smirnov@tsagi.ru*

*** e-mail: sergey4791@yandex.ru*

На основе метода сравнения потребной и располагаемой мощностей разработана математическая модель оценки энергоэффективности региональных самолетов. Построены зависимости потребной и располагаемой мощностей от полетной массы регионального самолета. Показаны преимущества использования в электросиловых установках самолетов высокотемпературных сверхпроводников по сравнению с обычными электротехническими материалами. Сформулированы условия, при соблюдении которых возможно существенное повышение энергоэффективности регионального турбоэлектрического самолета.

Ключевые слова: региональный самолет, турбоэлектрический самолет, гибридный самолет, гибридная силовая установка, высокотемпературные сверхпроводники.

Введение

Среди обозначенных в европейской программе «Flightpath 2050» направлений развития авиации [1] значительное место занимает снижение вредного воздействия летательных аппаратов (ЛА) на окружающую среду. Одним из путей снижения этого воздействия представляется создание электрических самолетов — самолетов, в силовой установке которых передается электрическая энергия. Считается, что использование электрических самолетов позволит снизить выбросы вредных веществ и уменьшить шумовое воздействие вблизи аэропортов.

Проблеме создания подобных ЛА в настоящее время уделяется огромное внимание не только в европейских странах [2, 3], но и в США [4], Китае [5] и пр. Достигнутый уровень технического совершенства электросиловых установок уже позволил создать, например, небольшие 2-4-местные вспомогательные самолеты Taurus G4, Panthera, Alpha Electro словенской компании Pipistrel [6]. Однако гораздо больший интерес представляет возможность разработки более крупных ЛА, предназначенных для коммерческих перевозок. Исследования в этом направлении ведутся не только за рубежом [7, 8], но и в нашей стране [9, 10].

В статье рассматриваются региональные пассажирские самолеты, выполненные по одной из возможных схем электрических самолетов — турбоэлектрические. В силовой установке (СУ) турбо-

электрического самолета энергия химического топлива (керосин) преобразуется в электрическую в связке газотурбинный двигатель + электрогенератор, а выработанная электрическая мощность передается на электромоторы, приводящие в действие тянущие устройства (винты).

Предварительная оценка показывает, что использование электрической системы передачи мощности значительно утяжеляет силовую установку. Однако существенный прогресс в развитии высокотемпературных сверхпроводников (ВТСП) позволяет говорить о достижении улучшенных удельных характеристик электрических машин и силовых проводов. В статье приводится оценка эффективности применения технологии ВТСП по сравнению с обычными электротехническими материалами в силовых установках региональных турбоэлектрических самолетов.

Анализ применения технологии ВТСП по сравнению с обычными электротехническими материалами производится на основе методики сопоставления потребной и располагаемой мощностей в зависимости от полетной массы самолета. Рассматривается только горизонтальный полет. В качестве ориентира энергоэффективности используются летно-технические характеристики существующих ЛА аналогичной размерности. Расчеты проводились в предположении, что весовые (включая массу силовой установки) и аэродинамические параметры тур-

боэлектрического и турбовинтового самолета одинаковы. Вследствие этого самолеты имеют одинаковые летно-технические характеристики и одну и ту же потребляемую мощность силовой установки для осуществления горизонтального полета. Разница между этими самолетами заключается в способе передачи мощности (рис. 1). В турбовинтовом са-

Потребная мощность, необходимая для совершения полета ЛА, есть

$$N_{\text{п}} = PV. \tag{2}$$

Для рассматриваемых самолетов максимальная скорость полета не превышает 0,5 М. Это позволяет

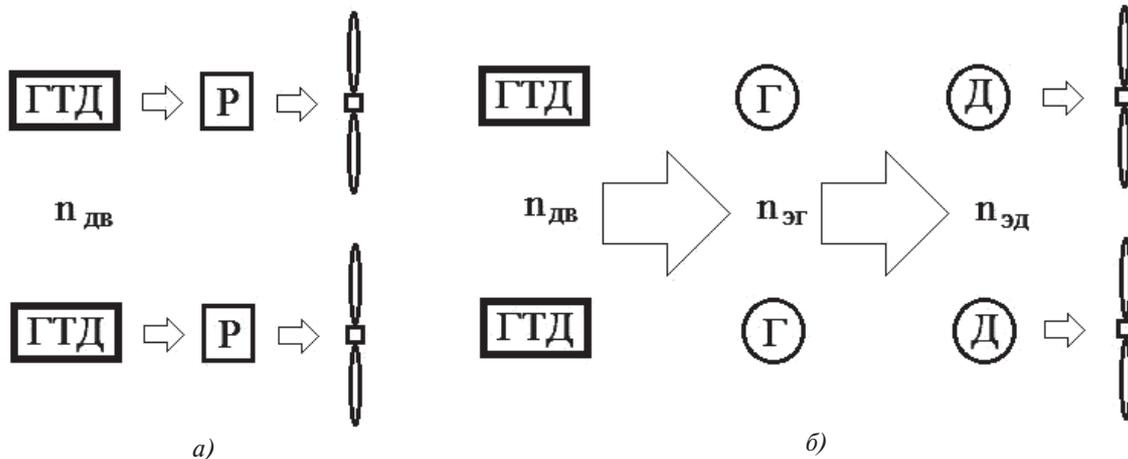


Рис. 1. Передача мощности в турбовинтовом (а) и турбоэлектрическом (б) самолетах: Р – редуктор винта; Г – электрогенератор; Д – электродвигатель

молете мощность передается от газотурбинных двигателей (ГТД) в количестве $n_{\text{ДВ}}$ штук к тянущим винтам (в таком же количестве $n_{\text{ДВ}}$) через механические редукторы (также $n_{\text{ДВ}}$). В турбоэлектрическом самолете роль механического редуктора играет электрическая система передачи мощности, в этой системе основными агрегатами являются электрогенераторы и электродвигатели (в общем случае в количестве $n_{\text{ЭГ}}$ и $n_{\text{ЭД}}$ штук соответственно). Поскольку рассматриваемые самолеты имеют одинаковую массу силовой установки, то замена механического редуктора на более тяжелую электрическую систему передачи мощности приведет к уменьшению массы газотурбинного двигателя и, следовательно, к снижению располагаемой мощности силовой установки в целом.

Потребная мощность силовой установки регионального самолета

Установившийся горизонтальный полет ЛА описывается уравнениями баланса сил вдоль вертикальной и горизонтальной осей соответственно:

$$mg = Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S; P = X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \tag{1}$$

где m – масса ЛА; g – ускорение свободного падения; Y – подъемная сила; X – аэродинамическое сопротивление; P – сила тяги; C_y и C_x – аэродинамические коэффициенты; ρ – плотность воздуха; V – скорость ЛА; S – площадь крыла.

с небольшой долей погрешности считать C_y и C_x не зависящими от скорости и высоты полета.

После подстановки (1) в (2) и исключения P и V получим следующее выражение для потребляемой мощности:

$$N_{\text{п}} = m^{3/2} \frac{g}{K} \sqrt{\frac{2g}{C_y \rho S}}, \tag{3}$$

где $K = \frac{C_y}{C_x}$ – аэродинамическое качество ЛА.

Масса самолета может быть представлена как сумма масс основных элементов летательного аппарата

$$m = m_{\text{пл}} + m_{\text{н}} + m_{\text{т}} + m_{\text{сy}} + m_{\text{об}}, \tag{4}$$

где $m_{\text{пл}}$ – масса планера ЛА; $m_{\text{н}}$ – масса полезной нагрузки; $m_{\text{т}}$ – масса топлива; $m_{\text{сy}}$ – масса силовой установки ЛА; $m_{\text{об}}$ – масса оборудования.

То же выражение, но в относительных величинах:

$$\bar{m}_{\text{пл}} + \bar{m}_{\text{н}} + \bar{m}_{\text{т}} + \bar{m}_{\text{сy}} + \bar{m}_{\text{об}} = 1, \tag{5}$$

где каждое слагаемое имеет вид $\bar{m}_j = \frac{m_j}{m}$.

Согласно [11], для региональных пассажирских самолетов можно считать:

$$\bar{m}_{\text{сy}} = \frac{m_{\text{сy}}}{m} \approx 0,15. \tag{6}$$

В уравнении (3) потребная мощность N_{Π} не может быть явно выражена через массу самолета m , поскольку в уравнении (3) присутствует площадь крыла S , которая, в свою очередь, не может быть явно выражена через m . Для региональных самолетов с двумя турбовинтовыми двигателями (ТВД) и с хорошим весовым совершенством связь площади крыла S и массы m ЛА может быть задана на основе статистической формулы [12]:

$$\bar{m}_{\text{пл}} = 0,7 \sqrt{\frac{m}{1000 p_0}} + \frac{15}{p_0} + 0,065, \quad (7)$$

где $\bar{m}_{\text{пл}}$ — относительная масса планера самолета;

$p_0 = \frac{m}{S}$ — нагрузка на крыло.

Согласно [11], для региональных самолетов $\bar{m}_{\text{пл}} \sim 0,3$. Тогда, с учетом (7), при $C_y = 1$ и $K = 12$, характерных для горизонтального полета регионального самолета (например, для Ан-24), график зависимости потребной мощности N_{Π} от полетной массы m представлен на рис. 2.

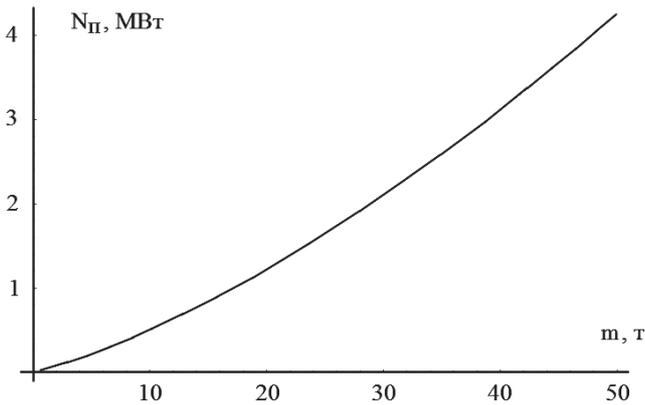


Рис. 2. Потребная мощность для горизонтального полета двухвинтового регионального самолета

Располагаемая мощность силовой установки регионального самолета

Располагаемая мощность N_p — это тяговая мощность винтов. Очевидным условием осуществимости полета будет равенство N_{Π} и N_p . Для того чтобы произвести сопоставление располагаемой мощности с потребной мощностью, необходимо получить зависимость вида $N_p = N_p(m)$. Рассмотрим последовательно выражения $N_p(m)$ для турбовинтового и турбоэлектрического самолета.

Турбовинтовой самолет. Для турбовинтового самолета располагаемая мощность $N_{\text{рк}}$ может быть вычислена следующим образом:

$$N_{\text{рк}} = n_{\text{дв}} \eta_{\text{ред}} \eta_{\text{вин}} N_{\text{дв}}, \quad (8)$$

где $n_{\text{дв}}$ — количество двигателей; $N_{\text{дв}}$ — полная располагаемая мощность двигателя (при этом считается, что редуктор — отдельный независимый агрегат); $\eta_{\text{ред}}$ — КПД редукторов; $\eta_{\text{вин}}$ — КПД винтов.

Поскольку КПД винтов турбовинтового и турбоэлектрического самолетов зависит от скорости полета, то в целях корректного сравнения следует ограничиться рассмотрением только располагаемой мощности на валу:

$$N'_{\text{рк}} = N_{\text{рк}} / \eta_{\text{вин}} = n_{\text{дв}} \eta_{\text{ред}} N_{\text{дв}}. \quad (9)$$

Будем полагать, что КПД редуктора $\eta_{\text{ред}}$ составляет порядка 0,97.

Масса силовой установки турбовинтового самолета складывается из массы всех двигателей $m_{\text{дв}}$, редукторов $m_{\text{ред}}$ и винтов $m_{\text{вин}}$:

$$m_{\text{СУ-К}} = \sum m_{\text{дв}} + \sum m_{\text{ред}} + \sum m_{\text{вин}}. \quad (10)$$

Если исключить из рассмотрения в (10) суммарную массу винтов самолета $\sum m_{\text{вин}}$, условно полагая, что она войдет в массу самолета m (4), и предположить, что масса редукторов составляет порядка 10% от массы двигателя, то выражение (10) примет следующий вид:

$$m_{\text{СУ-К}} = 1,1 m_{\text{дв}} n_{\text{дв}}. \quad (11)$$

Вид функции $N_{\text{дв}}(m_{\text{дв}})$ может быть определен на основе характерных для газотурбинных двигателей (ГТД) качественных зависимостей, применяемых для оценочных расчетов: $N_{\text{дв}} \sim D^2$ и $m_{\text{дв}} \sim D^{2,6}$ (где D — диаметр ГТД) [13]. Таким образом, функция $N_{\text{дв}}(m_{\text{дв}})$ будет иметь следующий вид:

$$N_{\text{дв}} = k_{\text{ГТД}} m_{\text{дв}}^{0,77}, \quad (12)$$

где $k_{\text{ГТД}}$ — коэффициент пропорциональности, учитывающий техническое совершенство ГТД.

Подставляя в (9) последовательно выражения (12), (11) и (6), получим окончательное выражение для располагаемой мощности на валу турбовинтового самолета:

$$N'_{\text{рк}} = n_{\text{дв}} \eta_{\text{ред}} k_{\text{ГТД}} \left(\frac{\bar{m}_{\text{су}} m}{1,1 n_{\text{дв}}} \right)^{0,77}. \quad (13)$$

Турбоэлектрический самолет. С помощью рассуждений, аналогичных для случая турбовинтового самолета, можно определить располагаемую

мощность на валу турбоэлектрического самолета $N'_{рз}$:

$$N'_{рз} = \eta_3 n_{дв} N_{дв}, \quad (14)$$

где η_3 — КПД электрической системы передачи мощности.

Предполагается, что передача электрической мощности производится по принципу электрической трансмиссии (без преобразования переменного тока в постоянный и обратно). Мощность напрямую передается через силовые провода от электрогенераторов к электродвигателям, на валу которых крепятся винты. В этом случае произведение КПД электромашин $\eta_{эл}$, КПД силовых проводов $\eta_{пр}$ и

КПД системы охлаждения электроагрегатов $\eta_{со}$ можно обозначить одним КПД η_3 .

Выбор электрической цепи переменного (а не постоянного) тока обусловлен требованиями безопасности, основанными на опыте эксплуатации гибридных силовых установок на железнодорожном транспорте. При использовании постоянного тока электродвигатель становится «одним из наименее надежных узлов электрооборудования. Основные неисправности электродвигателей связаны с повреждением коллектора, щеток и изоляции...» [14]. Это может привести к устойчивому горению электрической дуги и, как следствие, к возгоранию на борту. При переменном токе устойчивое существование такой дуги невозможно.

Масса силовой установки без винтов турбоэлектрического самолета:

$$m_{суэ} = \sum m_{дв} + \sum m_{эл}, \quad (15)$$

где $\sum m_{эл}$ — масса электрической системы передачи мощности.

Предполагается, что в турбоэлектрическом самолете вырабатывающие мощность ГТД ($n_{дв}$ штук) также описываются уравнением (12). Электрическая система передачи мощности на винты состоит из $n_{эг}$ штук электрогенераторов, связанных силовым проводом с $n_{эд}$ штук электродвигателями. Масса такой электрической системы передачи мощности может быть определена по формуле [15]

$$\sum m_{эл} = k_{об} n_{эг} \left(\frac{n_{дв} N_{дв}}{n_{эг} k_{эм}} \right)^{0,8} + k_{об} n_{эд} \left(\frac{\eta_3 n_{дв} N_{дв}}{n_{эд} k_{эм}} \right)^{0,8} + k_{со} n_{дв} N_{дв}, \quad (16)$$

где $k_{об}$ — коэффициент, учитывающий применяемые материалы и конструктивные особенности силовых проводов и вспомогательного оборудования;

$k_{эм}$ — коэффициент, учитывающий удельные энергомассовые характеристики электрических машин (генераторов и электродвигателей);

$k_{со}$ — коэффициент, учитывающий необходимость отбора мощности для работы системы охлаждения электроагрегатов.

После подстановки (12) и (16) в (15) с дальнейшим учетом соотношений (6) и (14) можно получить соотношение, определяющее взаимосвязь массы m и располагаемой мощности силовой установки $N'_{рз}$ для турбоэлектрического самолета:

$$\bar{m}_{су} m = n_{дв} \left(\frac{N'_{рз}}{\eta_3 n_{дв} k_{ГТД}} \right)^{1,3} + k_{об} n_{эг} \left(\frac{N'_{рз}}{\eta_3 n_{эг} k_{эм}} \right)^{0,8} + k_{об} n_{эд} \left(\frac{N'_{рз}}{n_{эд} k_{эм}} \right)^{0,8} + k_{со} n_{дв} N'_{рз}. \quad (17)$$

Как следует из уравнения (17), получить зависимость вида $N'_{рз}(m)$, аналогичную $N'_{рк}(m)$, не представляется возможным. Но, несмотря на это, в тех же координатах может быть построен график обратной зависимости $m(N'_{рз})$.

Сопоставление мощностей силовых установок турбовинтового и турбоэлектрического самолетов

Сравнение потребной для горизонтального полета и располагаемой мощностей силовых установок рассматриваемых самолетов возможно после построения (13) и (17) в тех же координатных осях, что и зависимость (3) с учетом (7) на рис. 2. Хотя для сравнения берутся располагаемые мощности на валу $N'_{рк}$ и $N'_{рз}$, они могут быть пересчитаны в $N_{рк}$ и $N_{рз}$ через КПД винта, который зависит от скорости полета. Однако, в силу условия сравнения самолетов, это всего лишь уменьшит обе величины на величину КПД, не изменив соотношения между ними.

Присутствующие в (17) величины $k_{эм}$, $k_{об}$, $k_{со}$ и η_3 выбраны соответствующими современному уровню развития техники [15]: $k_{эм} = 0,2$; $k_{об} = 1,1$; $k_{со} = 0,0001$; $\eta_3 = 0,9$.

Коэффициент $k_{ГТД}$ может быть оценен на основании данных, представленных в таблице [6].

Прямое сравнение этих двигателей нельзя считать корректным, так как они относятся к разным

Двигатель	Масса, кг	Мощность, кВт	$k_{ГТД}$
Walter M601F	193	540	9,39
Pratt&Whitney Canada PT6A	122	373	9,23
Pratt&Whitney Canada PT6A-68	250	820	11,68

поколениям, изготавливаются из разных материалов и с применением различных технических решений, имеют разный ресурс и т.д., но для оценочного расчета можно считать по порядку величин $k_{ГТД} \approx 10$.

Количество ГТД и электромашин выбрано равным двум. Это соответствует самолетам с двумя винтами и следующей схеме построения гибридной силовой установки: от одного двигателя производится отбор мощности одним генератором, и эта мощность передается на один электродвигатель, приводящий во вращение один винт, т.е. $n_{дв} = n_{эп} = n_{эд} = 2$.

На рис. 3 приведены кривые зависимостей $N_{п}(m)$, $N'_{рк}(m)$ и $N'_{рз}(m)$. Располагаемая мощность на валу для СУ турбоэлектрического самолета значительно меньше, чем для СУ турбовинтового самолета с эквивалентной по массе СУ. Кривая зависимости $N'_{рз}(m)$ проходит в непосредственной близости от кривой мощности $N_{п}$, потребной для горизонтального полета. Это говорит о том, что даже горизонтальный полет турбоэлектрического самолета возможен только с изменением в сторону ухуд-

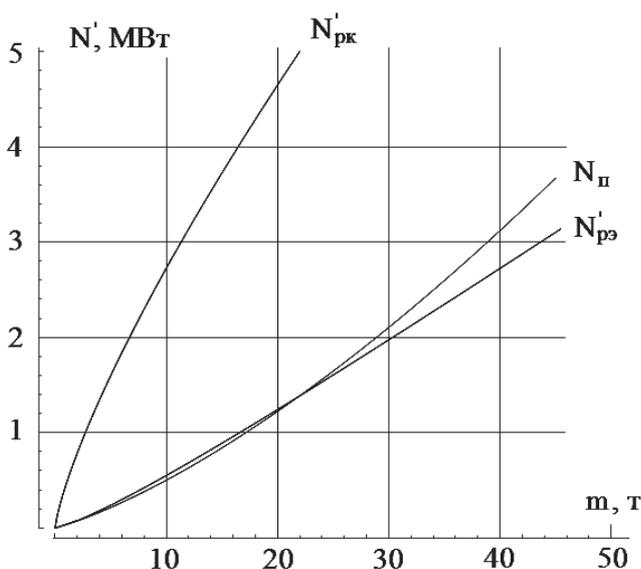


Рис. 3. Сопоставление потребной для горизонтального полета и располагаемой мощности на валу турбовинтового и турбоэлектрического самолетов

шения параметров, входящих в (4) (уменьшение массы топлива m_t или массы полезной нагрузки m_n).

Чтобы турбоэлектрический и турбовинтовой самолеты были сопоставимы по энергоэффективности (при одинаковой массе СУ), необходимо, чтобы масса электрической системы передачи мощности была сопоставима с массой редуктора, что практически невозможно при использовании обычных электротехнических материалов.

Одним из путей снижения массы электрической системы передачи мощности является использование ВТСП-технологий. СУ с такой электрической системой передачи мощности будет характеризоваться следующими величинами:

$k_{эм} = 2$. Сверхпроводниковые электродвигатели (СПЭД), созданные на основе существующих ВТСП, имеют удельные характеристики, на порядок превышающие характеристики обычных электрических машин [16];

$k_{об} = 2$. Отличается от обычных проводников необходимостью постоянного поддержания рабочей температуры ~ 65 К. Учет массы прочего оборудования (утеплитель, сосуды, соединительные шланги, запас хладагента и т.д.) определяется многими факторами, в первую очередь геометрией ЛА и его агрегатов. Проведенные исследования показывают, что для оценочных расчетов допустимо считать массу этого оборудования сопоставимой с массой СПЭД;

$\eta_3 = 0,99$. КПД, характерный для ВТСП-электропередачи [16];

$k_{со} = 0$. Считается, что применяемая система охлаждения — прокачного типа и отбор мощности для ее функционирования пренебрежимо мал.

На рис. 4, помимо кривых зависимостей $N_{п}(m)$, $N'_{рк}(m)$ и $N'_{рз}(m)$, приведена кривая зависимости $N'_{рз-ВТСП}(m)$ — располагаемой мощности на валу для СУ с электрической системой передачи мощности на основе ВТСП-технологий.

Как можно видеть, кривая зависимости $N'_{рз-ВТСП}$ располагается существенно выше кривых $N'_{рз}(m)$ и $N_{п}(m)$. Даже с учетом уменьшающей поправки (связанной с исключением винта из рассмотрения) применение технологий ВТСП делает горизонтальный полет турбоэлектрического самолета с точки зрения достаточности мощности СУ осуществимым. Однако по своему значению $N'_{рз-ВТСП}$ все еще заметно уступает $N'_{рк}$ — располагаемой мощности на валу для СУ турбовинто-

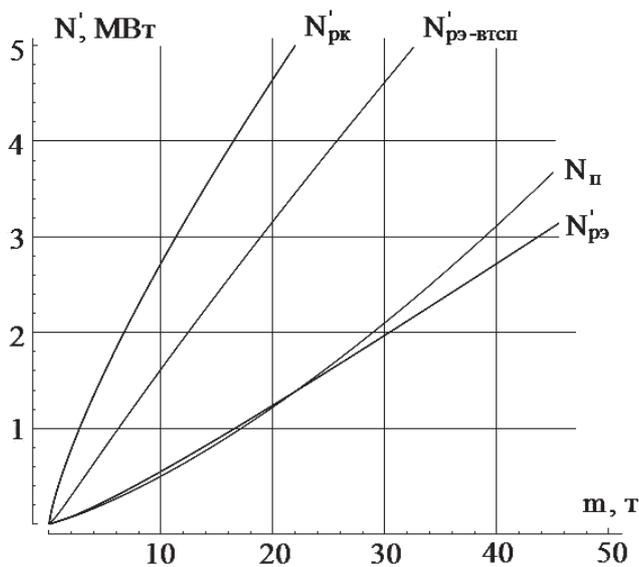


Рис. 4. Сопоставление потребной для горизонтального полета и располагаемой мощности на валу турбовинтового и некоторых вариантов турбоэлектрического самолетов

го самолета. Для полетной массы самолета 10–20 т разница составляет не менее 1 МВт.

Разработанная математическая модель позволяет сделать оценку теоретического предела эффективности использования в силовых установках ВТСП-материалов новых поколений.

Рассматриваются две возможные альтернативы. Первая альтернатива — это создание электромашин с удельными характеристиками ~20 кВт/кг ($k_{эм} = 20$, соответствует кривой $N'_{рэ-втсп\ 20}$). Возможность создания подобных электродвигателей была обоснована в [17]. Вторая альтернатива — создание электромашин с достигнутыми на сегодня удельными характеристиками, но на основе материалов, обладающих свойством сверхпроводимости при комнатной температуре ($k_{об} = 1$, соответствует кривой $N'_{рэ-втсп\ T}$). Теоретическая возможность существования таких материалов обоснована в [18].

Результаты построения кривых отображены на рис. 5.

Очевидно что, увеличение рабочей температуры сверхпроводников повышает располагаемую мощность на валу, однако больший выигрыш в мощности дает использование ВТСП-электромашин с удельными характеристиками порядка 20 кВт/кг: кривые $N'_{рк}$ и $N'_{рэ-втсп\ 20}$ практически совпадают, что подтверждает результаты, указанные в [19].

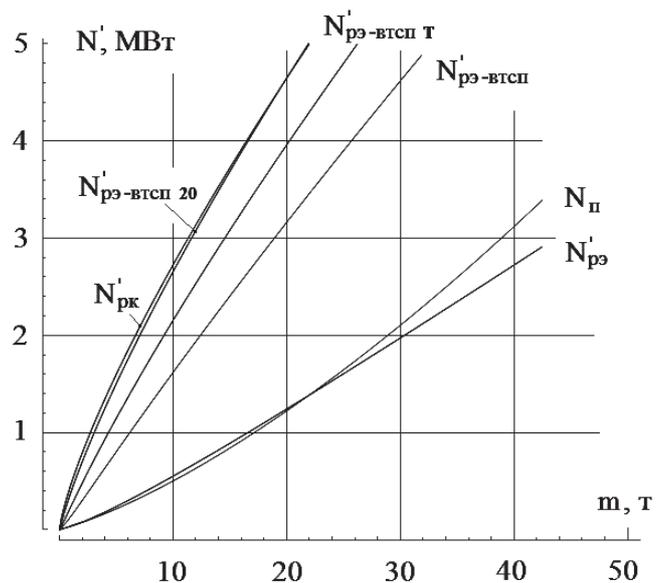


Рис. 5. Сопоставление потребной для горизонтального полета и располагаемой мощности на валу турбовинтового и различных вариантов перспективного турбоэлектрического самолета

Таким образом, приведенные оценки ставят под сомнение, например, заявленную топливную эффективность разрабатываемого Zunum Aero регионального самолета [20] и возможных других аналогичных проектов.

На основе анализа параметров, входящих в уравнения, используемые при анализе баланса мощности, могут быть сформулированы следующие пути повышения энергоэффективности турбоэлектрических самолетов:

- применение интегральных компоновок с распределенной силовой установкой, позволяющих существенно повысить аэродинамическое совершенство ЛА;
- уменьшение массы электрической системы передачи мощности вследствие развития ВТСП-технологий как за счет улучшения удельных характеристик электромашин, так и за счет повышения значения эксплуатационной температуры;
- использование дополнительных источников энергии (гибридизация) для увеличения располагаемой мощности на отдельных (непродолжительных по времени) этапах полета (например, взлет и набор высоты) самолета.

Выводы

Проведенный анализ показывает, что региональный самолет с турбоэлектрической СУ будет значительно уступать силовой установке турбовинтового самолета по располагаемой мощности. Располагаемая мощность СУ турбоэлектрического са-

молета, изготовленная из обычных электротехнических материалов (типа меди), недостаточна даже для осуществления горизонтального полета такого самолета.

Использование разрабатываемых технологий ВТСП для создания электрической системы передачи мощности позволит существенно увеличить располагаемую мощность СУ turboэлектрического самолета и обеспечить мощность, заведомо превышающую мощность, необходимую для горизонтального полета. Вместе с тем, по располагаемой мощности СУ turboэлектрический самолет будет еще значительно уступать турбовинтовому.

Дальнейшее развитие технологии ВТСП, использование интегральных компоновок с распределенной силовой установкой позволяют надеяться на создание в будущем регионального turboэлектрического самолета, превосходящего по энергоэффективности существующие турбовинтовые самолеты.

Библиографический список

- Flightpath 2050. Europe's Vision for Aviation: Report of the High Level Group on Aviation Research. — European Commission, Luxembourg, 2011. — 28 p.
- Fefermann Y., Maury C., Level C., Zarati K., Salanne J.-P., Pornet C., Thoraval B., Isikveren A.T. Hybrid-Electric Motive Power Systems for Commuter Transport Applications // 30th ICAS (International Council of the Aeronautical Sciences). Paper ICAS-2016-0438.
- Davies K.M., Norman P.J., Jones C.E., Galloway S.J., Burt G.M. Fault behaviour of a superconducting turboelectric distributed propulsion aircraft network: A comprehensive sensitivity study // International Conference on Electric Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles (ESARS). Aachen University, Germany, 3-5 March 2015. DOI: 10.1109/ESARS.2015.7101487
- Dowdle A., Ilić M. Interconnected State-Space Modeling for Turboelectric Aircraft // North American Power Symposium (NAPS), Morgantown, WV, USA, 17-19 Sept. 2017. DOI: 10.1109/NAPS.2017.8107349
- Liu Ch., Xiayi S., Teng J., Ihiabe D. Method to Explore the Design Space of a Turbo-Electric Distributed Propulsion System // Journal of Aerospace Engineering. 2016. Vol. 29. No. 5. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000617
- Электронная энциклопедия авиационной техники, <http://www.airwar.ru/>
- Isikveren A.T. Progress in Hybrid/Electric Transport Aircraft Design // More Electric Aircraft, Feb. 2017.
- Геращенко А.Н., Махров В.П. На пути к эре электрической авиации // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 2. С. 178-187.
- Чернышев С.Л., Дунаевский А.И., Редькин А.В., Михайлов Ю.С. Формирование облика семейства легких многоцелевых самолетов для местных воздушных линий России // Полет. 2013. № 8. С. 72-79.
- Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Рябов П.А., Исянов А.М. Определение рационального схемно-технического облика силовых установок распределенных и гибридных схем для перспективных пассажирских самолетов // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ-2016 / Под общ. ред. В.И. Бабкина, А.И. Ланшина, М.Я. Иванова. — М.: ЦИАМ, 2016. С. 51-54.
- Лазарев В.В. Концептуальное проектирование самолета. — М.: Изд-во МАИ, 2012. — 100 с.
- Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
- Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. — М.: Машиностроение, 2007. — 232 с.
- Грищенко А.В., Кручек В.А., Стрекопытов В.В. Электрические передачи локомотивов. — М.: Маршрут, 2003. — 310 с.
- Егошин С.Ф., Смирнов А.В. Математическая модель силовой установки turboэлектрического самолета // Техника воздушного флота. 2017. Т. ХСІ. № 4(729). С. 20-29.
- Dezhin D., Ivanov N., Kovalev K., Kobzeva I., Semenihin V. System Approach of Usability of HTS Electrical Machines in Future Electric Aircraft // IEEE Transactions on Applied Superconductivity. 2018. Vol. 28. No. 4. DOI: 10.1109/TASC.2017.2787180
- Габрелян А.С., Иванов Н.С., Кондрашов Д.А., Коренчук К.Ю. Сверхпроводниковая электрическая машина с кольцевой обмоткой якоря // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 132-140.
- Lakhno V.D. Superconducting Properties of 3D Low-Density Translation-Invariant Bipolaron Gas // Advances in Condensed Matter Physics. 2018. Article ID 1380986, 12 p. DOI: 10.1155/2018/1380986
- Strategic Research & Innovation Agenda (SRIA). Vol. 1, 2. Materials of Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe (ACARE), September 2012.
- Региональный гибридный электрический самолет от Zunum Aero получил стартового заказчика, <http://www.ato.ru/content/regionalnyy-gibridnyy-elektricheskiy-samolet-ot-zunum-aero-poluchil-startovogo-zakazchika>

ENERGY BALANCE ANALYSIS OF PROSPECTIVE REGIONAL TURBO-ELECTRIC AIRCRAFT

Smirnov A.V.* , Egoshin S.F.**

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

* e-mail: smirnov@tsagi.ru

** e-mail: sergey4791@yandex.ru

Abstract

The presented work deals with studying the possibility and practicality of high-temperature superconductors (HTSC) application while regional aircraft with hybrid electric power plant (the flying weight of up to 50 tons) developing.

The analysis was performed with mathematical model based on collating the power plant required and disposable power while a cruise flight. The basic energy and mass equations, characterizing hybrid power plants of various structures, including the structure with HTSC application, were derived.

It was revealed, that the turbo-electric aircraft is inferior to the aircraft with conventional power plant in the disposable power value. With application of conventional electrical materials, such as copper, this penalty is significant at any flying weight, and such hybrid aircraft developing is inexpedient. With HTSC technologies application this penalty is significantly lower, but it persists at any flying weight.

It can be explained by the presence of additional units in the power plant, which weight is much higher than the weight of the reducing gear, which they replace. The specific mass characteristics of the units based on conventional electric materials are significantly lower, than for HTSC units, which explains the difference in their application effectiveness. The efficiency change of power transfer herewith is insignificant.

At the same time, it was demonstrated in the framework of the model that the trend of the turbo-electric aircraft upgrading was application of installations and units (both gas turbine engines and electric motors) with the most advantageous specific energy-mass characteristics. With this, as it follows from the derived equations, the power plant should include minimum possible number of electric motors based on HTSC technologies.

It was confirmed in the framework of the constructed mathematical model that if the development of superconductor technologies allows develop HTSC-motors with specific characteristics at the level of 20 kW/kg, then the turbo-electric aircraft disposable

power would attain the disposable power values of aircraft with classic power plant. It will ensure unconditional possibility for energy effective regional hybrid aircraft creation.

Keywords: regional aircraft, turbo-electric, hybrid aircraft, hybrid power plant, high-temperature superconductors.

References

1. Flightpath 2050. *Europe's Vision for Aviation: Report of the High Level Group on Aviation Research*. European Commission, Luxembourg, 2011, 28 p.
2. Fefermann Y., Maury C., Level C., Zarati K., Salanne J.-P., Pernet C., Thoraval B., Isikveren A.T. Hybrid-Electric Motive Power Systems for Commuter Transport Applications. *30th ICAS (International Council of the Aeronautical Sciences)*. Paper ICAS-2016-0438.
3. Davies K.M., Norman P.J., Jones C.E., Galloway S.J., Burt G.M. Fault behaviour of a superconducting turboelectric distributed propulsion aircraft network: A comprehensive sensitivity study. *International Conference on Electric Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles (ESARS)*. Aachen University, Germany, 3-5 March 2015. DOI: 10.1109/ESARS.2015.7101487
4. Dowdle A., Ilić M. Interconnected State-Space Modeling for Turboelectric Aircraft. *North American Power Symposium (NAPS)*, Morgantown, WV, USA, 17-19 September 2017. DOI: 10.1109/NAPS.2017.8107349
5. Liu Ch., Xiayi S., Teng J., Ihiabe D. Method to Explore the Design Space of a Turbo-Electric Distributed Propulsion System. *Journal of Aerospace Engineering*, 2016, vol. 29, no. 5. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000617
6. *Elektronnaya entsiklopediya aviatsionnoi tekhniki*, <http://www.airwar.ru/>
7. Isikveren A.T. Progress in Hybrid/Electric Transport Aircraft Design. *More Electric Aircraft*, Feb. 2017.
8. Gerashchenko A.N., Makhrov V.P. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 178-187.
9. Chernyshev S.L., Dunaevskii A.I., Red'kin A.V., Mikhailov Yu.S. *Polet*, 2013, no. 8, pp. 72-79.
10. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ryabov P.A., Isyanov A.M. *Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deyatel'nosti TsIAM-2016*. Moscow, TsIAM, 2016, pp. 51-54.

11. Lazarev V.V. *Kontseptual'noe proektirovanie samoleta* (Aircraft conceptual design), Moscow, MAI, 2012, 100 p.
12. Eger S.M. Mishin V.F. Liseitsev N.K. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 616 p.
13. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskii V.L. *Gazoturbinnnye dvigateli. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Gas turbine engines. Aircraft engines and power plants design fundamentals), Moscow, Mashinostroenie, 2007, 232 p.
14. Grishchenko A.V., Kruchek V.A., Strekopytov V.V. *Elektricheskie peredachi lokomotivov* (Locomotives electric transmissions), Moscow, Marshrut, 2003, 310 p.
15. Egoshin S.F., Smirnov A.V. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2017, vol. XCI, no. 4(729), pp. 20-29.
16. Dezhin D., Ivanov N., Kovalev K., Kobzeva I., Semenihih V. System Approach of Usability of HTS Electrical Machines in Future Electric Aircraft. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 2018, vol. 28, no. 4. DOI: 10.1109/TASC.2017.2787180
17. Gabrelyan A.S., Ivanov N.S., Kondrashov D.A., Korenchuk K.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 132-140.
18. Lakhno V.D. Superconducting Properties of 3D Low-Density Translation-Invariant Bipolaron Gas. *Advances in Condensed Matter Physics*, 2018. Article ID 1380986, 12 p. DOI: 10.1155/2018/1380986
19. *Strategic Research & Innovation Agenda (SRIA)*, vol. 1, 2. Materials of Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe (ACARE), September 2012.
20. *Regional'nyi gibridnyi elektricheskii samolet ot Zunum Aero poluchil startovogo zakazchika*, <http://www.ato.ru/content/regionalnyy-gibridnyy-elektricheskii-samolet-ot-zunum-aero-poluchil-startovogo-zakazchika>