

Формирование облика привода перспективного энергоузла для электрифицированных летательных аппаратов гражданского назначения

С.С. РЕМЧУКОВ,

канд. техн. наук,

И.В. ОСИПОВ,

А.В. ЛУКОВНИКОВ,

д-р техн. наук,

А.Н. ГРУНИН

(ЦИАМ им. П.И. Баранова,

Москва)

ssremchukov@ciam.ru

Проведен анализ современных энергоустановок гражданских летательных аппаратов самолетного и вертолетного типов. На базе унифицированного газогенератора ЦИАМ (Москва) разработан конструктивно-технический облик привода перспективного энергоузла в облике малоразмерного турбовального газотурбинного двигателя в классе мощности 180 кВт.

Перспективный энергоузел, малоразмерный газотурбинный двигатель, базовый газогенератор

Одной из ключевых современных тенденций развития российской и зарубежной авиации является электрификация летательных аппаратов и их силовых установок. Актуальность данного направления обусловлена существенными преимуществами, достигаемыми при реализации концепций «более электрический» самолет и «полностью электрический» самолет», – повышением экономичности, снижением массогабаритных характеристик, упрощением конструкции, увеличением надежности и ресурса, снижением трудозатрат и стоимости эксплуатации [1–7].

Под электрификацией подразумевается значительный рост отбора электрической энергии электросети воздушного судна. Так, потребная электрическая мощность электроприводных систем может составлять 5–10 % от вырабатываемой мощности маршевых двигателей. В связи с этим предъявляются соответствующие требования к силовой установке и вспомогательному газотурбинному двигателю как источникам полезной мощности [8, 9].

Концептуальный облик «полностью электрического» самолета показан на рис. 1. Здесь: 1 – электрическая противообледенительная система; 2 – система кондиционирования воздуха с электрическим компрессором; 3 – цифровая система управления электрическими нагрузками; 4 – комплекс бортового радиоэлектронного оборудования; 5 – электропривод управления носовым колесом; 6 – электроприводы системы автоматического управления маршевых двигателей; 7 – встроенные стартер-генератор и генератор повышенной мощности; 8 – электромеханические приводы выпуска/уборки и торможения шасси; 9 – электрические приводы органов управления; 10 – электромеханические приводы механизации крыла; 11 – вспомогательная силовая установка повышенной электрической мощности.

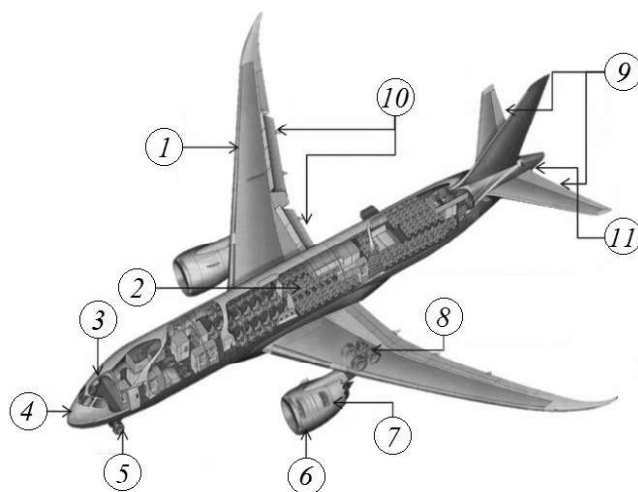


Рис. 1

Для выработки достаточного количества электроэнергии на борту при реализации концепции используются электрические машины, устанавливаемые на роторы маршевых двигателей, и вспомогательная энергоустановка повышенной мощности. При этом облик энергоустановки существенно изменяется ввиду отсутствия потребностей борта в отборе сжатого воздуха. В связи с этим традиционный вспомогательный газотурбинный двигатель, входящий в состав вспомогательной силовой установки, превращается в энергоузел, вырабатывающий только электроэнергию, что значительно упрощает конструкцию вспомогательного газотурбинного двигателя и самого энергоузла.

Вспомогательный газотурбинный двигатель для ««более электрический» самолет», как и традиционные энергоустановки, запускается на борту в первую очередь и обеспечивает энергией систему электропитания летательного аппарата. Вырабатываемой электроэнергии должно быть достаточно для питания электрических систем борта и запуска маршевых двигателей. После запуска маршевых двигателей выработка электроэнергии вспомогательного газотурбинного двигателя востребована также на режиме взлета и набора высоты для уменьшения или исключения отбора мощности от маршевых двигателей. На определенных скоростях и высотах полета выработка электроэнергии вспомогательного газотурбинного двигателя уменьшается настолько значительно, что установка становится неэффективной, и электропитание с этого момента полностью обеспечивается встроенными мощными электрогенераторами маршевых двигателей.

Наиболее успешным примером реализации концепции ««более электрический» самолет» является самолет Boeing-787. Суммарное энергопотребление борта (1450 кВА) обеспечивается шестью электрогенераторами [8, 9]. На каждый маршевый двигатель устанавливается по два мощных электрических стартера-генератора. Два тихоходных электрогенератора мощностью по 225 кВт размещаются на коробке приводов вспомогательного газотурбинного двигателя APS5000, предназначенного для выработки только электрической энергии.

Несмотря на современные тенденции электрификации летательных аппаратов, большинство разработанных вспомогательных газотурбинных двигателей не соответствует данной концепции, так как расходуют значительную часть мощности на отбор сжатого закомпрессорного воздуха на нужды двигателя и летательного аппарата. Существующие образцы перспективных энергоустановок, вырабатывающих только электрическую энергию, содержат коробку приводов и тихоходные электрогенераторы, из-за чего завышены значения массогабаритных характеристик. В связи с этим актуальна проработка облика перспективного энергоузла в виде вспомогательного газотурбинного двигателя, использующего для выработки электроэнергии высокооборотный электрогенератор и преобразующего всю полезную (свободную) мощность на валу двигателя в электроэнергию.

В процессе усовершенствования вспомогательного газотурбинного двигателя происходит постоянное увеличение количества вырабатываемой электроэнергии, что связано, как указано ранее, с ростом потребности в электроэнергии систем как силовой установки, так и летательного аппарата в целом. Для формирования рационального конструктивного облика перспективного энергоузла необходимо провести анализ современных вспомогательных газотурбинных двигателей с повышенной выработкой электроэнергии, наиболее соответствующих концепциям ««более электрический» самолет» и «полностью электрический» самолет»: ВСУ-120 (рис. 2, а), eAPU (рис. 2, б), ТА18-200Э (рис. 2, в), APS5000 (рис. 2, г).

ВСУ-120 (УАП «Гидравлика», Россия) – новая разработка в области электрификации летательного аппарата. В состав конструкции привода входит одноступенчатый центробежный компрессор, противоточная кольцевая камера сгорания и двухступенчатая осевая турбина. Вырабатываемая эквивалентная мощность порядка 340 кВт распределяется между служебным компрессором, подающим сжатый воздух, и высокооборотным (50000 об/мин) электрогенератором мощностью 120 кВА. Вырабатываемая мощность передается приводом электрогенератору напрямую, благодаря чему из конструкции исключена коробка приводов и уменьшено количество узлов и деталей. В системах ВСУ-120 применяются электроприводные топливно-масляные агрегаты. Требуемая быстроходность опор достигается применением подшипников с керамическими телами качения [10].

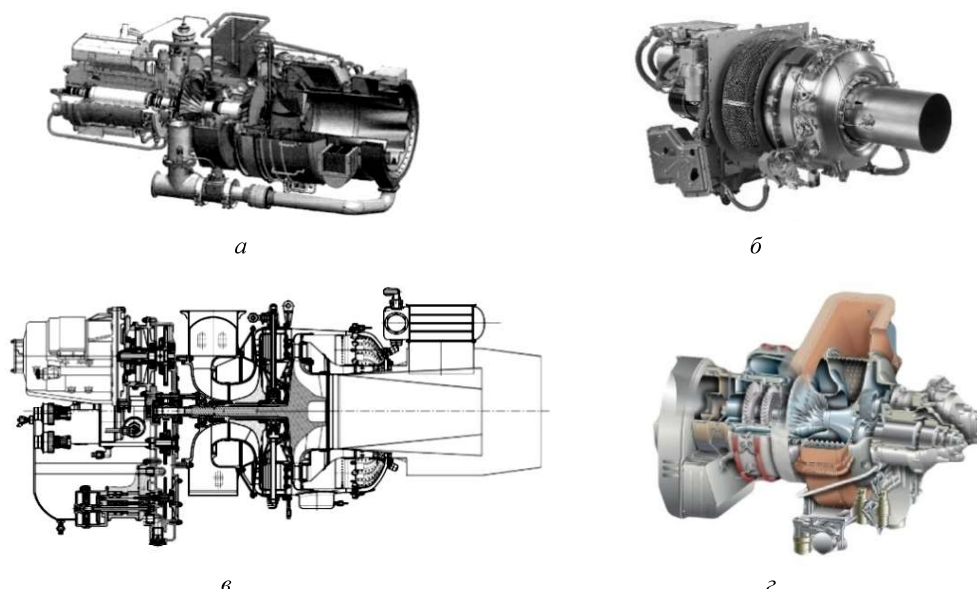


Рис. 2

Энергоустановка eAPU разработана Safran Power Units (Франция) специально для концепции «электрического» самолета и вырабатывает до 60 кВА электрической энергии [11]. Конструктивный облик привода энергоузла представляет собой типовое решение для рассматриваемой размерности – одновальный газотурбинный двигатель с одноступенчатым центробежным компрессором, кольцевой противоточной камерой сгорания и одноступенчатой осевой турбиной. Вырабатываемая мощность передается электрогенератору приводом не напрямую, а через редуктор. Особенность eAPU – широкое применение аддитивных технологий, в том числе для изготовления деталей турбины, причем с получением сертификата EASA.

Опытной разработкой энергоустановки для электрифицированных летательных аппаратов является ТА18-200Э (НПП «Аэросила», Россия) [12, 13]. Газотурбинный привод выполнен по классической конструктивной схеме, применяемой в малоразмерных газотурбинных двигателях и вспомогательных силовых установках, и включает одноступенчатый центробежный компрессор, кольцевую противоточную камеру сгорания и одноступенчатую центростремительную турбину. Эффективная мощность от привода передается через редуктор на два тихоходных электрогенератора, вырабатывающих 240 кВА электрической энергии. Смазка и охлаждение подшипниковых опор обеспечиваются автономной циркуляционной маслосистемой, причем расход (невосполнимые потери) масла составляет до 200 мл/ч.

Наиболее мощной энергоустановкой, соответствующей концепции электрификации летательных аппаратов, является APS5000 (Pratt & Whitney, США) [14, 15]. Газотурбинный привод энергоустановки конструктивно представляет собой одновальный газотурбинный двигатель с одноступенчатым центробежным компрессором, кольцевой противоточной камерой сгорания и двухступенчатой осевой турбиной. Полезная мощность привода через редуктор передается на два тихоходных электрогенератора, вырабатывающих суммарно 450 кВА электрической мощности.

Согласно опубликованным результатам исследований [16, 17], в том числе применительно к APS5000, реализация безредукторного привода электрогенератора позволяет обеспечить снижение массы всей энергоустановки на 10...25 %, несмотря на увеличение массы системы управления. Проанализировав рассмотренные конструкции энергоустановок для «более электрических» самолетов, можно выделить два основных направления повышения значений удельных показателей, которые целесообразно реализовать на демонстраторе перспективного энергоузла, – безредукторный привод электрогенератора и преобразование всей полезной мощности в электроэнергию.

Согласно результатам исследования энергоустановок при формировании конструктивно-технического облика обычно применяют классические, схожие решения, благодаря чему достигаются простота и надежность конструкции. С учетом имеющегося научно-технического задела [18, 19] целесо-

образно формировать облик газотурбинного привода перспективного энергоузла, основываясь на разработанной ранее конструкции [20, 21].

В качестве исходных данных при формировании газодинамического облика и расчете характеристик привода перспективного энергоузла (рис. 3) приняты умеренные значения параметров базового газогенератора в стендовых условиях ($H = 0$ км; $M = 0$): степень повышения давления в компрессоре $\pi_k^* = 4,55$; температура газа перед турбиной $T_T^* = 1235$ К.

Значение эффективности узлов, уровень потерь в элементах привода перспективного энергоузла и величины расходов охлаждающего воздуха приняты в соответствии с результатами ранее проводившихся исследований [20, 21].

Приведем дроссельную (рис. 3, а) и климатическую (рис. 3, б) характеристики привода перспективного энергоузла ($H = 0$ км; $M = 0$; Международная стандартная атмосфера).

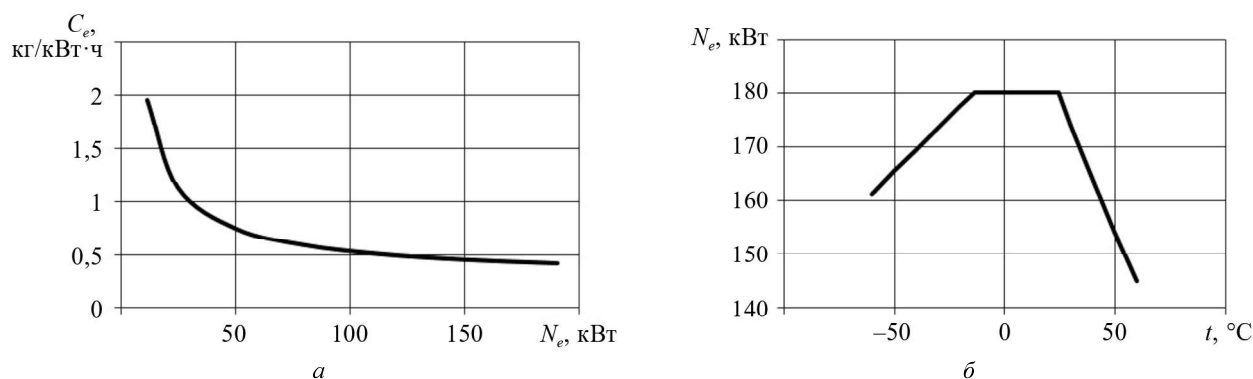


Рис. 3

Конструктивно разрабатываемый газотурбинный привод перспективного энергоузла выполняется модульным (рис. 4).

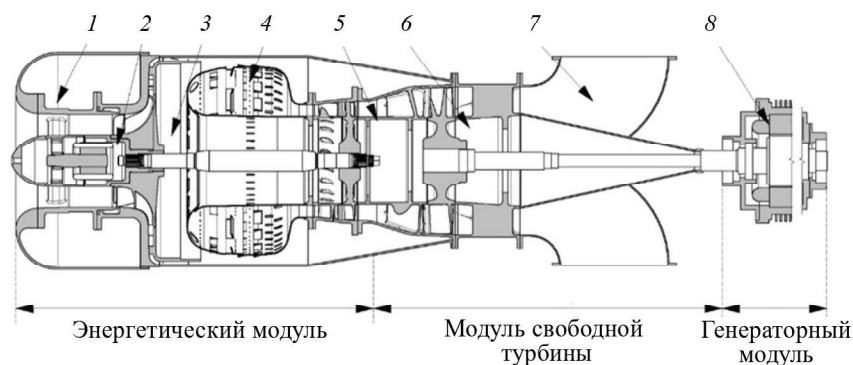


Рис. 4

Базовый газогенератор перспективного энергоузла состоит из одноступенчатого центробежного компрессора 3, кольцевой камеры сгорания 4 и одноступенчатой осевой турбины 5 с охлаждаемыми лопатками соплового аппарата.

Модуль свободной турбины включает осевую одноступенчатую неохлаждаемую турбину 6, представляющую собой устройство для преобразования энергии сжатого нагретого газа в механическую мощность на валу, и выходное устройство 7 диффузорного типа, обеспечивающее отвод отработавших газов. Полезная мощность свободной турбины передается на электрогенератор 8 напрямую, без использования редуктора.

Для запуска в конструкции предусматривается встроенный стартер-генератор 2, обеспечивающий начальную раскрутку ротора и последующую выработку электроэнергии на нужды привода. Статор стартера-генератора устанавливается во входном устройстве 1 привода.

Сравнение технического облика перспективного энергоузла с современными аналогами в виде турбовальных газотурбинных двигателей аналогичной мощности [22–25] показано в таблице.

Параметр	Перспективный энергоузел (ЦИАМ, Россия)	RR300 (Rolls-Royce, США)	TS100 (PBS, Чехия)	TK-250 (Konner, Италия)
Мощность N_e , кВт	190	223	177	184
Удельный расход топлива C_e , кг/кВт·ч	0,42	0,41	0,52	0,45
Расход воздуха G_v , кг/с	1,135	-	1,4	1,066
Степень повышения давления в компрессоре π_k^*	4,55	6,2	4,2	3,97
Температура газа перед турбиной T_r^* , К	1235	1300	1205	1265
Удельная масса γ , кг/кВт	0,26	0,36	0,35	0,27
Габаритные размеры (длина×ширина×высота), мм	800×300×300	960×550×550	891×330×398	770×325×415

Во всех рассматриваемых газотурбинных двигателях применяется центробежный компрессор, причем на двигателях с размерностью, наиболее близкой к размерности привода перспективного энергоузла, – с умеренной степенью повышения давления порядка $\pi_k^* = 4 \div 4,5$. Согласно анализу эффективных показателей использование низконапорного компрессора существенно не ухудшает топливную эффективность привода перспективного энергоузла. В то же время в случае умеренной степени повышения давления в компрессоре возможно изготовление рабочего колеса из высокопрочного алюминиевого сплава, что обеспечит снижение стоимости заготовки и ее механической обработки.

При применении прямоточной кольцевой камеры сгорания в конструкции привода перспективного энергоузла несколько увеличиваются осевые габаритные размеры. Из рассмотренных газотурбинных двигателей по осевому габариту привод перспективного энергоузла незначительно уступает значениям ТК-250, превосходя другие аналоги.

Уровень температур газа перед турбиной в рассмотренных вариантах также умеренный и находится в диапазоне 1200...1300 К, причем в случае рассмотренных вариантов существенно не влияет на удельные показатели. Дальнейший рост температуры газа может усложнить конструкцию из-за необходимости введения охлаждения и уменьшить ресурс ввиду ухудшения механических свойств материала при повышенных рабочих температурах.

Сравнение технического облика привода перспективного энергоузла с современными аналогами подтверждает рациональность параметров термодинамического цикла. Значение удельного расхода топлива привода перспективного энергоузла соответствует уровню передовых современных аналогов, при этом удельная масса двигателя меньше, чем у рассмотренных аналогов.

Результаты сравнительного анализа перспективного энергоузла с аналогами в облике современных вспомогательных силовых установок и энергоустановок [10–15, 26–29] по эквивалентной мощности и удельному расходу приведены на рис. 5, а, по удельной массе – на рис. 5, б.

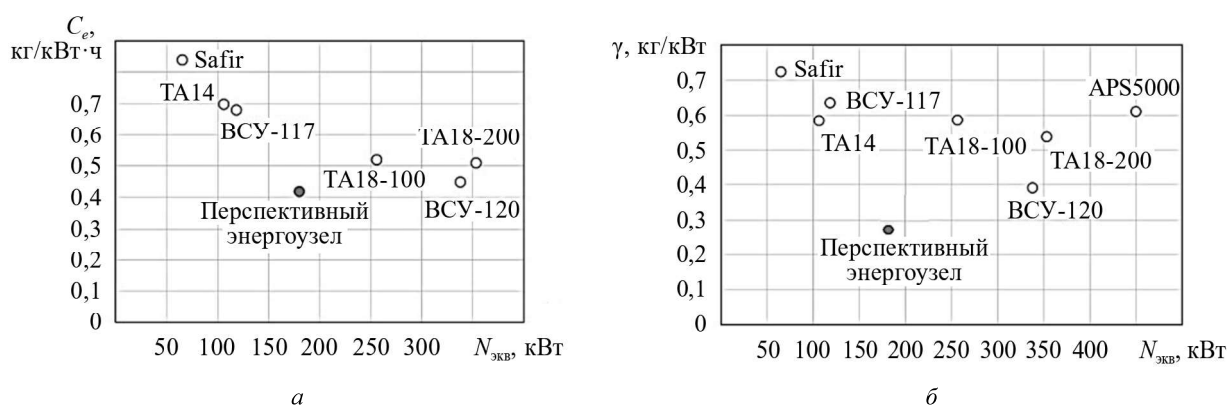


Рис. 5

Снижение удельных показателей перспективного энергоузла по сравнению с аналогами объясняется в первую очередь отсутствием механических приводов агрегатов, встроенного редуктора привода высокооборотного электрогенератора и служебного компрессора, обеспечивающего генерацию сжатого воздуха на нужды летательного аппарата. Наиболее близки к характеристикам перспективного энергоузла удельные параметры ВСУ-120 с безредукторным приводом электрогенератора.

Проведя сравнительный анализ разрабатываемого перспективного энергоузла и современных энергоустановок [10–15, 26–28] по выработке электроэнергии, можно сделать вывод о том, что по способности вырабатывать электрическую мощность $N_{эл}$ перспективный энергоузел, разработанный на основе базового газогенератора, не имеет близких аналогов, а располагаемая мощность 180 кВА соответствует вспомогательным газотурбинным двигателям ближне- и среднемагистральных пассажирских самолетов (рис. 6).

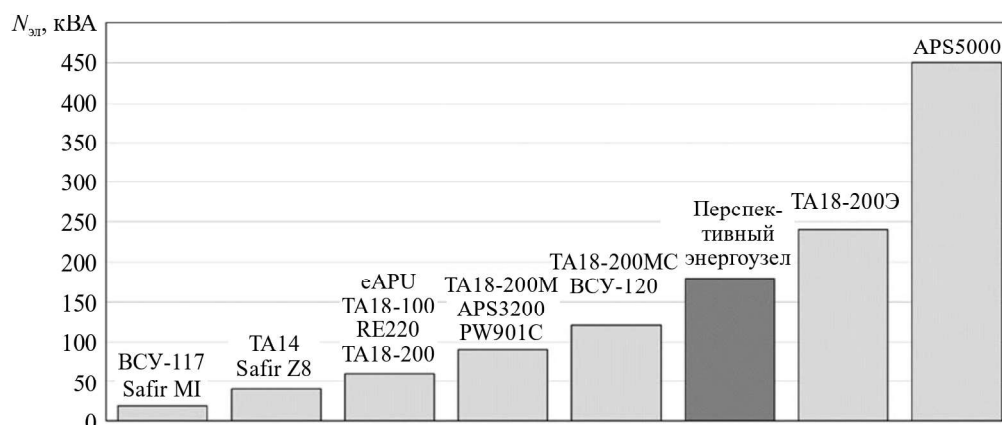


Рис. 6

Ограничения предельных значений параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей вводятся с целью защиты элементов и узлов конструкции от механических и тепловых перегрузок [29]. На стадии формирования технического облика на основе математической модели может быть построена предварительная диаграмма, демонстрирующая области нормальной работы разрабатываемого привода перспективного энергоузла в координатах высота – число Маха полета (рис. 7).

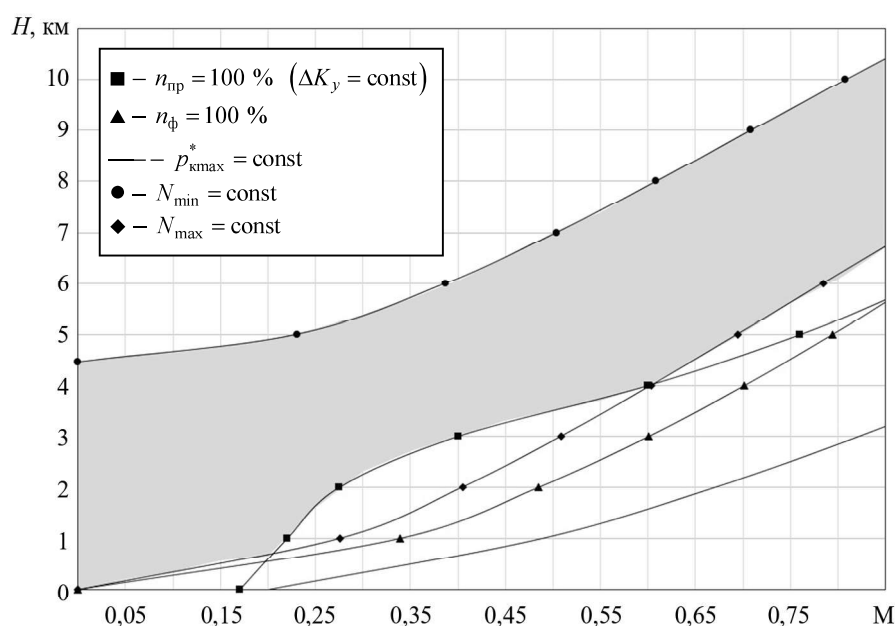


Рис. 7

Основным ограничением разрабатываемого привода перспективного энергоузла является газодинамическая устойчивость компрессора. В данном случае необходимо рассматривать ограничение по максимальной приведенной частоте вращения $n_{пр}$, которая определяется по величине допустимого запаса газодинамической устойчивости компрессора ΔK_y . На этапе формирования технического облика значение величины ΔK_y может быть определено в результате расчета и уточняется после получения экспериментальной характеристики компрессора. Описанное ограничение показано на рис. 7 кривой $n_{пр} = 100\%$ при условии сохранения величины ΔK_y . Выше кривой $n_{пр} = 100\%$ находится область устойчивой работы привода.

Другая группа ограничений касается условий прочности привода перспективного энергоузла и вводится для сохранения допустимых прочностных запасов во всех элементах конструкции. Характерными являются ограничения по максимальным физической частоте вращения ротора n_{ϕ} , температуре газа перед турбиной $T_{г}^*$ и давлению за компрессором p_k^* .

Прочностные ограничения по параметрам $n_{\phi} = 100\%$ и $T_{г}^* = 1300\text{ К}$ в первую очередь касаются рабочего колеса турбины газогенератора, подверженного максимальным термомеханическим нагрузкам, и заданы по результатам предварительных расчетов. В рассматриваемом диапазоне режимов величина расчетной $T_{г}^*$ менее 1300 К , что снимает данное ограничение. Диапазон нормальной работы привода перспективного энергоузла лежит выше кривой $n_{\phi} = 100\%$ (см. рис. 7).

Ограничение величины p_k^* максимальным допустимым значением позволяет избежать механических перегрузок основных элементов конструкции, в том числе благодаря сдерживанию роста расхода воздуха и крутящего момента на валах привода. Кривая $p_k^* = 455,8\text{ кПа}$ располагается на диаграмме (см. рис. 7) ниже всех остальных ограничительных линий.

Ограничения по надежности и устойчивости работы камеры сгорания, а также возможности ее запуска на различных режимах не могут быть достоверно определены на этапе формирования технического облика и будут вноситься в математическую модель после проведения дальнейших расчетно-экспериментальных работ.

Потребителем энергии привода перспективного энергоузла является электрогенератор, вырабатывающий 180 кВА электроэнергии на нужды маршевых двигателей и летательного аппарата. Для обеспечения условий совместной работы привода и генератора задается верхнее ограничение по выработке полезной мощности $N_{\max} = 180\text{ кВт}$, а из условия достаточности вырабатываемой мощности на нужды маршевых двигателей и летательного аппарата задана величина $N_{\min} = 100\text{ кВт}$.

Расчетная диаграмма (см. рис. 7) приведена в диапазоне чисел Маха $M = 0 \div 0,85$, соответствующем условиям работы привода перспективного энергоузла дозвуковых самолетов.

Таким образом, при реализации концепции «"полностью электрический" самолет» возможно снизить взлетную массу летательного аппарата, повысить топливную эффективность, снизить расходы на эксплуатацию, повысить надежность и упростить техническое обслуживание. Одним из ключевых узлов такой концепции является энергоузел, вырабатывающий значительное количество электроэнергии.

Основные недостатки современных энергоузлов для перспективных «полностью электрических» самолетов обусловлены реализацией таких технических решений – применением тихоходных электрогенераторов, привод которых осуществляется через редуктор, а также служебных компрессоров, на которые затрачивается большое количество мощности турбины.

На основе проведенного анализа конструкции и технических данных современных энергоустановок для «полностью электрических» самолетов и с учетом имеющегося научно-технического задела разработан конструктивно-технический облик привода перспективного энергоузла. Привод перспективного энергоузла выполняется в облике турбовального газотурбинного двигателя и обеспечивает на расчетном режиме ($H = 0$; $M = 0$; Международная стандартная атмосфера; $\sigma_{вх} = 1$) мощность

$N_e = 190,75$ кВт на валу свободной турбины при удельном расходе топлива $C_e = 0,422$ кг/кВт·ч. Технический облик привода перспективного энергоузла разработан под умеренные параметры термодинамического цикла, что позволяет при проектировании упростить конструкцию и использовать более доступные материалы.

На основе расчетных характеристик привода перспективного энергоузла сформированы предварительные области ограничения режимов его работы. Согласно предварительным расчетам привод перспективного энергоузла обеспечивает требуемые параметры в широком диапазоне условий полета. Полученная область ограничения режимов работы будет дополняться и уточняться по результатам дальнейших расчетно-экспериментальных работ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гуревич О.С., Гулиенко А.И. Газотурбинный двигатель для «электрического» магистрального самолета – «электрический» ГТД // *Авиационные двигатели*. 2019. № 1 (2). С. 7–14.
2. Легконогих Д.С. и др. Особенности применения электроприводных агрегатов в авиационных силовых установках // *Тр. МАИ [Электронный журнал]*. 2018. № 101. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=96939> <http://trudymai.ru/> (дата обращения: 22.03.2024).
3. Исмаилов Ф.Р. и др. Концепция создания электрифицированного авиационного двигателя // *Вестник УГАТУ*. 2020. № 3 (89). С. 52–58.
4. Кривошеев И.А., Чечулин А.Ю., Шабельник Ю.А. О создании принципиально новых силовых и вспомогательных установок для «полностью электрического самолета» // *Инноватика и экспертиза*. 2013. № 1 (10). С. 64–67.
5. Козлов А.Л., Палкин В.А. Перспективы развития авиационного двигателестроения // *Авиационные двигатели*. 2023. № 1 (18). С. 13–30.
6. Левин А.В. История развития и состояние концепции «полностью электрический самолет» // *Электропитание*. 2017. № 1. С. 6–15.
7. Левин А.В. и др. *Электрический самолет: концепция и технологии*. Уфа: УГАТУ, 2014. 388 с.
8. Воронович С., Каргопольцев В., Кутахов В. Полностью электрический самолет // *Авиапанорама*. 2009. № 2. С. 14–17.
9. Тулинова Е.Е. и др. Обзор разработок полностью электрических самолетов // *Электричество*. 2016. № 4. С. 15–25.
10. BCU-120 – новое слово в авиатехнике [Электронный ресурс]. URL: www.aviaport.ru/digest/2015/03/06/330085.html (дата обращения 22.03.2024).
11. eAPU60 Auxiliary Power Units [Electronical Resource]. URL: www.safran-group.com/products-services (дата обращения 16.01.2024).
12. Вспомогательные газотурбинные двигатели [Электронный ресурс]. URL: <https://aerosila.ru/products/vspomogatelnye-gazoturbinnye-dvigateli> (дата обращения 22.03.2024).
13. Аэросила: капитализация интеллектуального потенциала // *Взлет [Электронный журнал]*. 2018. № 9-10. URL: <https://aerosila.ru/news/aerosila-kapitalizaciya-intellektualnogo-potenciala> (дата обращения 22.03.2024).
14. Kozak D., Mazuro P. Review of Small Gas Turbine Engines and Their Adaptation for Automotive Waste Heat Recovery System // *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power*. 2020. Vol. 5. Iss. 8. Article № 5020008.
15. Auxiliary Power Units (APU) [Electronical Resource]. URL: <https://www.prattwhitney.com/en/products/auxiliary-power-units> (дата обращения 22.03.2024).
16. Исмаилов Ф.Р. и др. Высокооборотный синхронный стартер-генератор для безредукторных вспомогательных силовых установок // *Электротехнические системы и комплексы*. 2020. № 1 (46). С. 19–27.
17. Герасин А.А. Разработка перспективных электромеханических преобразователей энергии летательных аппаратов на гибридных магнитных подшипниках и создание методологических основ их сертификации: Автореф. дис. ... д-ра техн. наук. М., 2019. 35 с.
18. Осипов И.В., Ломазов В.С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора // *Авиационные двигатели*. 2019. № 4 (5). С. 11–18.
19. Рыбаков В.Н. и др. Метод оптимизации параметров рабочего процесса унифицированного газогенератора и семейства газотурбинных двигателей, создаваемых на его базе // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2018. № 1. С. 78–82.
20. Ремчуков С.С. и др. Разработка перспективного малоразмерного турбовентиляторного реактивного двигателя на основе базового газогенератора // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 1. С. 75–81.

21. Осипов И.В., Ремчуков С.С. Малоразмерный газотурбинный двигатель со свободной турбиной и теплообменником системы регенерации тепла в классе мощности 200 л.с. // Вестник МАИ. 2019. № 2. С. 81–90.
22. A New Era of Turbine-Powered Flight [Electronical Resource]. URL: www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/helicopters/rr300.aspx#/ (дата обращения 22.03.2024).
23. Konner TK-250 [Electronical Resource]. URL: <https://www.konnerhelicopters.com/tk-250> (дата обращения: 22.03.2024).
24. Turbine Engine Brochure [Electronical Resource]. URL: <https://www.pbs.cz/en/Aerospace/Aircraft-Engines> (дата обращения: 22.03.2024).
25. Idzikowski M., Miksa W. Flight Tests of Turboprop Engine with Reverse Air Intake System // Transactions of the Institute of Aviation. 2018. Vol. 252. Iss. 3. P. 26–36.
26. Газотурбинные двигатели-энергоузел ГТДЭ-117 [Электронный ресурс]. URL: koavia.com/product/airplane/gazoturbinnye_dvigateli_energouzly.shtml (дата обращения 22.03.2024).
27. Вспомогательные силовые установки [Электронный ресурс]. URL: <https://www.pbs.cz/en/Aerospace/Auxiliary-Power-Units> (дата обращения 22.03.2024).
28. Auxiliary Power Units [Electronical Resource]. URL: www.honeywell.com/en/industries/products/auxiliary-power-units (дата обращения 22.03.2024).
29. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 2. М.: Машиностроение, 1978. 336 с.

Поступила в редакцию 22.04.24

После доработки 28.06.24

Принята к публикации 30.06.24

Development of an Advanced Power Source Concept for Electrified Civil Aircraft

S.S. REMCHUKOV, I.V. OSIPOV, A.V. LUKOVNIKOV, AND A.N. GRUNIN

Central Institute of Aviation Motors, Moscow

The analysis of modern auxiliary power units for civil aircraft and helicopters was performed. Based on a core engine of the Central Institute of Aviation Motors (CIAM), the design and technical concept of the advanced power source as an auxiliary gas turbine turboshaft engine in the 180 kW power class was developed.

Advanced power source, small-sized gas turbine engine, base core engine