

УДК 629.7.06:621.452.3.075

**Е.А. КОНОНЫХИН**, магистр Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

**ПРИМЕНЕНИЕ МОНОВАЛЬНОЙ КОНСТРУКЦИИ «ВСУ-ГЕНЕРАТОР» В КАЧЕСТВЕ ЗАМЕНЫ КЛАССИЧЕСКИМ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫМ СИЛОВЫМ УСТАНОВКАМ ДЛЯ «ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЕТА»**

В статье рассмотрена тенденция всеобщей электрификации систем современной авиации и возможность применения вспомогательной силовой установки, которая конструктивно отличается от применяемых в авиации на данный момент. Сделаны соответствующие расчеты для получения количественных показателей.

У статті розглянута тенденція загальної електрифікації систем сучасної авіації та можливість застосування допоміжної силової установки, яка конструктивно відрізняється від застосовуваних в авіації на даний момент. Зроблені відповідні розрахунки для отримання кількісних показників.

The article describes the trend of universal electrification systems of modern aircraft and the possibility of using auxiliary power unit, which is structurally different from those used in the aviation industry at the moment. The necessary calculations obtaining quantitative indicators were made.

Область эффективного использования классической электрической пусковой системы авиационных ГТД ограничивается мощностью 18 кВт (в отдельных случаях до 40 кВт) [1]. Это вызвано тем, что в качестве стартеров (стартер-генераторов) использовались коллекторные машины постоянного тока с относительно низким напряжением (27 В), которые уступают по массовым характеристикам воздушным пусковым системам. Поэтому почти все авиационные ГТД с мощностью стартера свыше 20 кВт оснащены воздушными пусковыми системами. В качестве источника сжатого воздуха в такой пусковой системе используются вспомогательная силовая установка (ВСУ), газотурбинный двигатель или наземный пусковой агрегат, а в качестве пускового устройства воздушный турбостартер. При этом сжатый воздух, генерируемый ВСУ, используется не только для запуска основных ГТД, но и для системы кондиционирования летательного аппарата. После запуска основных двигателей по тем же самым трубопроводам, по которым подавался сжатый воздух на пусковое устройство, воздух, забираемый из этих двигателей, подается в систему кондиционирования. К недостаткам данной системы относятся большая масса воздушных трубопроводов, а также высокое энергопотребление системы кондиционирования, поскольку в нее подается воздух под высоким давлением.

Прогресс в области электроники за последние десятилетия заставил мировых производителей авиационной техники пересмотреть концепцию построения системы запуска и кондиционирования воздушных суден. Так, например, на самолете Boeing 787 была разработана архитектура «no bleed architecture», при которой запуск двигателей осуществляется при помощи стартер-генераторов, электроэнергию для запуска которых вырабатывает ВСУ [2]. Воздух для системы кондиционирования подается от электроприводных компрессоров, которые сжимают воздух из атмосферы до оптимального давления. На самолете используются как традиционные электрические системы 115V AC (переменный ток), 28V DC (постоянный ток), так и нововведенные 235V AC,  $\pm 270V$  DC [2]. Генераторы вырабатывают трехфазный ток 235V AC, который потом преобразовывается на четырех выпрямителях в  $\pm 270V$  DC.

$\pm 270\text{V DC}$  используется для запитки контроллеров электродвигателей с изменяемой частотой вращения, и в нее входят: компрессоры системы кондиционирования, «ветряк», система генерации инертных газов и мощные гидравлические насосы [2]. При этом длину трубопроводов удалось свести к минимуму, поскольку источники гидравлической и пневматической энергии находятся непосредственно возле потребителей. По информации компании Boeing применение такой архитектуры дает значительную экономию в весе, а также увеличение топливной эффективности (почти на 2 %).

В данной статье рассматривается возможность использования на «электрических» самолетах вместо стандартной ВСУ (с относительно тихоходными генераторами) силовой установки с одной подвижной частью. На роторе такого газотурбинного двигателя расположены: постоянный магнит электрического генератора, центробежный компрессор и центростремительная турбина. Конструкция такого вала компании Capstone [3] изображена на рис. 1 (данный вал входит в состав наземной газотурбинной электростанции с рекуператором тепловой энергии).



Рис. 1. Моновал МТУ Capstone C65 ( $N_э = 65 \text{ кВт}$ ,  $m = 6,4 \text{ кг}$ )

Далее в статье проведено сравнение элементов конструкции моновальной и классической ВСУ.

*Генератор.* Большие частоты вращения ротора (в подобных конструкциях до 100 тыс. об/мин) позволяют создать компактные генераторы. Это связано с уменьшением количества витков на обмотке для создания заданного напряжения с увеличением частоты возбуждающего электромагнитного поля. Так, например, трансформатор импульсного источника питания намного компактнее трансформатора, работающего на частоте 50 Гц при той же мощности.

Высокая частота тока, которая является негативной особенностью компактных генераторов, благодаря прогрессу в области электронных преобразователей уже не является помехой для их применения в авиационной отрасли. Кроме того, по мнению авторов аналитического обзора [4] наиболее перспективными являются бортовые сети постоянного тока высокого напряжения (рис. 2), а для них частота тока на выходе генератора не является принципиальной.

*Газодинамические подшипники.* Применение газодинамических подшипников избавляет ВСУ от системы смазки, а, следовательно, приводит к уменьшению веса конструкции. Кроме того, данный вид подшипников, несмотря на высокие угловые скорости, обеспечивает высокий ресурс установки (в реальных конструкциях порядка 60 тыс. часов).

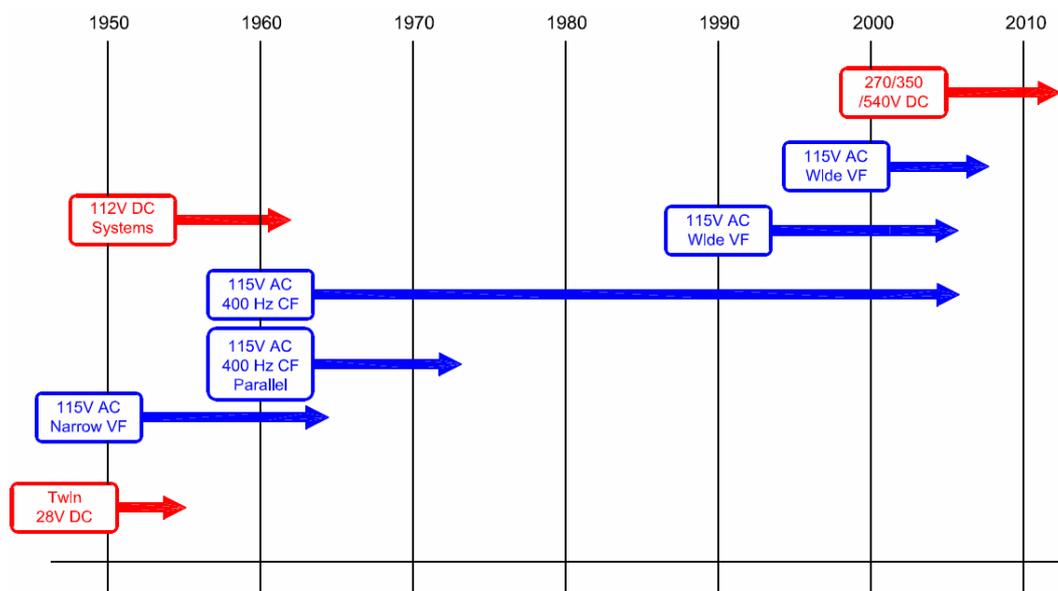


Рис. 2. Эволюция развития электрических систем

*Центробежные компрессор и турбина.* Благодаря тому, что в компоновке с газодинамическими подшипниками и единственной подвижной частью угловая частота вращения не ограничена работоспособностью подшипников и редуктора, можно создать наиболее сбалансированную с точки зрения прочности и газодинамического совершенства конструкцию, явными преимуществами которой являются увеличение ресурса, уменьшение массы, а также удешевление эксплуатации.

Для более детального анализа автором выполнен тепловой расчет ВСУ, профилирование крыльчатки, прочностной и газодинамический расчет центробежного компрессора при помощи метода конечных элементов (МКЭ). Тепловой расчет показал, что для ВСУ мощностью в 60 кВт при температуре газа перед турбиной в 777 °С и степени сжатия в компрессоре 5 расход воздуха составит не более 0,75 кг/с, расход топлива 40 кг/ч. При увеличении температуры газа перед турбиной до 877 °С расход топлива снизится до 35 кг/ч. Газодинамический расчет в пакете *CFX* показал, что при диаметре крыльчатки компрессора 120 мм и частоте вращения 80 тыс. об/мин она обеспечивает необходимую степень повышения давления, а потери в крыльчатке и спрямляющем аппарате даже меньше, чем те, которые были вложены в тепловой расчет. Прочностной расчет показал, что конструкция крыльчатки удовлетворяет нормам прочности. Масса ВСУ вместе с генератором составляет около 60 кг.

**Список литературы:** 1. Чигрин, В.С. Пусковые системы ГТД [Текст]: учеб. пособие / В.С. Чигрин, С.Е. Белова. – Рыбинск: РГАТА, 2005. – 50 с. 2. Sinnett, Mike 787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies [Text] / Director Being 787 Systems Mike Sinnett: article. – USA: Boeing website. – 6 p. URb: [http://boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr\\_4\\_07/AERO\\_Q407\\_article2.pdf](http://boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/AERO_Q407_article2.pdf). 01.02.12. 3. Capstone Micro Turbine Model C65 User's Manual // URb: [http://globalmicroturbine.com/pdf/LFG/400017A\\_C65\\_Users\\_Maual\\_V5XX/pdf.05.02.12](http://globalmicroturbine.com/pdf/LFG/400017A_C65_Users_Maual_V5XX/pdf.05.02.12). 4. More Electric Aircraft//URb:[http://www.die.unipd.it/~bianchi/didattica/corsi/Azionamenti\\_Electrici\\_Aerospaziale/More\\_Electric\\_Aircraft/pfd](http://www.die.unipd.it/~bianchi/didattica/corsi/Azionamenti_Electrici_Aerospaziale/More_Electric_Aircraft/pfd). 10.02.12.

© Кононыхин Е.А., 2012  
Поступила в редколлегию 29.02.12