

УДК 621.313-57

## ПРИМЕНЕНИЕ СУПЕРКОНДЕНСАТОРОВ В СИСТЕМАХ ПУСКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Вышков Ю.Д.<sup>\*</sup>, Резников С.Б.<sup>\*\*</sup>

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),*

*МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\*e-mail: yuvyshkov@mail.ru*

*\*\*e-mail: rezn41@mail.ru*

---

Первоначальный запуск авиационного двигателя в наземных условиях от неподвижного состояния до режима малого газа может осуществляться электрическим пусковым устройством с питанием от бортовых или наземных источников. Бортовые источники при этом — аккумуляторы, в наземных источниках напряжение может быть повышено. Аккумуляторы ограничивают мощность электрических пусковых систем, и для запуска мощных авиационных двигателей применяются неэлектрические системы. В работе рассматривается возможность увеличения мощности электрических систем запуска авиационных двигателей за счёт использования суперконденсаторов. В результате расширяется область применения электрических пусковых установок для запуска мощных авиационных двигателей, для которых в настоящее время используются воздушные и газотурбинные пусковые установки. Проведено имитационное моделирование пуска двигателя постоянного тока с использованием суперконденсатора; показаны существенное сокращение благодаря суперконденсатору времени достижения номинальной скорости вращения двигателя и возможность увеличения мощности электрических пусковых установок.

*Ключевые слова:* электрическая пусковая система авиационного двигателя, суперконденсатор, электродвигатель постоянного тока, имитационная модель пуска двигателя.

---

Пусковая система (ПС) авиационного газотурбинного двигателя [1] включает пусковое устройство для принудительной раскрутки ротора газотурбинного двигателя и источник энергии. Выбор типа и параметров ПС определяется типом и назначением летательного аппарата, значением и характером изменения требуемой мощности пускового устройства, продолжительностью запуска газотурбинного двигателя, автономностью летательного аппарата.

Для запуска авиационных газотурбинных двигателей применяются электрические, воздушные

(использующие сжатый воздух), турбокомпрессорные и гидравлические ПС [2]. Область эффективного использования электрических ПС ограничивается мощностью 18 кВт (в отдельных случаях до 45 кВт). На лёгких вертолётах и самолётах электрическую ПС применяют для запуска основного газотурбинного двигателя, на средних и тяжёлых — для запуска газотурбинного двигателя вспомогательной силовой установки и турбокомпрессорного стартера. При большей требуемой мощности на однодвигательных и многодвигательных вертолётах

и самолётах применяются воздушные ПС с пусковой мощностью  $N_{\text{пу}} = 20 \div 150$  кВт и турбокомпрессорные ПС (с вспомогательным газотурбинным двигателем для запуска основного двигателя). Многообещающей представляется активно развиваемая в настоящее время концепция полностью электрифицированного самолёта [3, 9], подразумевающая замену всех бортовых пневмо- и гидроприводов систем управления полётом на электрические приводы. Весьма желательным представляется и расширение области использования электрических пусковых систем в направлении увеличения мощности этих систем. В случае успеха это позволило бы заменять воздушные, турбокомпрессорные и гидравлические ПС электрическими, которым свойственна простота и удобство управления, лёгкость автоматизации операций запуска, надёжность. В качестве пускового устройства в электрической ПС используются электростартер (электродвигатель) и стартер-генератор (применяемый при запуске газотурбинного двигателя как стартер, а при работающем двигателе — как электрический генератор). При первоначальной раскрутке авиационного двигателя на земле с помощью электрической ПС в качестве источников питания применяются аккумуляторы. Использование аккумуляторов ограничивает возможную величину напряжения и мощность электрических ПС.

Мощность, отдаваемая суперконденсатором [4–6], отнесённая к килограмму массы, существенно превосходит эту мощность у аккумуляторов. Поэтому дополнительное введение в источник суперконденсатора может снизить массу источника питания, необходимую для первоначального запуска, или при той же массе существенно увеличить мощность электрических ПС, т. е. расширить область их применения в качестве пусковых для мощных газотурбинных двигателей.

Повышенное напряжение в электрических системах запуска позволяет повысить мощность пускового устройства и эффективность использования энергии источника питания, улучшает качество и повышает надёжность запуска двигателя. Заметим, что для полностью электрифицированного самолёта одной из перспективных считается система электроснабжения с первичной системой генерирования постоянного напряжения  $\pm 270(540)$  В.

В настоящей работе рассматриваются возможности увеличения мощности электрических ПС постоянного тока для запуска авиационных двигателей за счёт использования суперконденсаторов. На рис. 1 представлена имитационная модель пуска двигателя постоянного тока в системе Electronics Workbench V5.12. Принимаем последовательное

включение обмоток двигателя. Выбираем достаточно мощный двигатель с параметрами  $P_{\text{н}} = 75$  кВт,  $n = 1500$  об/мин,  $U_{\text{н}} = 220$  В,  $R_{\text{я}} = 0.0122$  Ом,  $R_{\text{в}} = 1$  Ом. Источник питания двигателя составлен из источника постоянного напряжения 220 В ограниченной мощности, подсоединённого через вентиль к суперконденсатору ёмкостью 2,2 Ф с допустимым напряжением не менее 380 В. Пуск двигателя осуществляется переключателем с задержкой на 1 с. За интервал задержки суперконденсатор заряжается до напряжения источника постоянного напряжения 380 В. Пуск двигателя происходит после подключения к его обмоткам заряженного суперконденсатора и подсоединённого к нему через вентиль источника постоянного напряжения 220 В.

Определяем необходимые параметры блока двигателя в модели рис.1[7]. Номинальная мощность, потребляемая от источника,  $P_{\text{I ном}} = P_{\text{ном}} / \eta_{\text{ном}} = 75 / 0.9 = 83.3$  кВт, где  $\eta_{\text{ном}} = 0.9$  — коэффициент полезного действия двигателя.

При номинальной мощности двигателя  $P_{\text{н}} = 75$  кВт постоянная времени обмотки возбуждения  $T_{\text{ов}} = 1$  с.

Индуктивность обмотки возбуждения  $L_{\text{в}} = T_{\text{ов}} \cdot R_{\text{в}} = 1$  Гн.

Постоянная времени обмотки якоря  $T_{\text{оя}} = 0.05 T_{\text{ов}} = 0.05$  с.

Индуктивность обмотки якоря  $L_{\text{я}} = T_{\text{оя}} \cdot R_{\text{я}} = 0.05 \cdot 0.0122 = 0.00061 \approx 0.0006$  Гн. Номинальный ток, потребляемый от источника,  $I_{\text{ном}} = P_{\text{I ном}} / U_{\text{н}} = 83.3 \cdot 10^3 / 220 = 378.64$  А.

Номинальное значение противо-ЭДС якоря

$$E_{\text{н}} = U_{\text{н}} - R_{\text{я}} I_{\text{я. ном}} = 220 - 0.0122 \cdot 378.64 = 215.34 \text{ В.}$$

Номинальный момент на валу

$$M_{\text{н}} = 9.555 P_{\text{н}} / n_{\text{н}} = 9.555 \cdot 75 \cdot 10^3 / 1500 = 477.75 \text{ Н}\cdot\text{м.}$$

Осциллограммы переходного процесса разгона двигателя при моделировании пуска представлены на рис. 2.

Верхняя кривая на экране осциллографа — напряжение на суперконденсаторе, нижняя — скорость вращения (об/мин). До момента подключения суперконденсатора к обмоткам двигателя напряжение на конденсаторе равно напряжению подключённого к нему источника и составляет 380 В. В течение приблизительно 2 с после включения двигателя обороты достигают установившегося значения, после этого несколько превышают это зна-

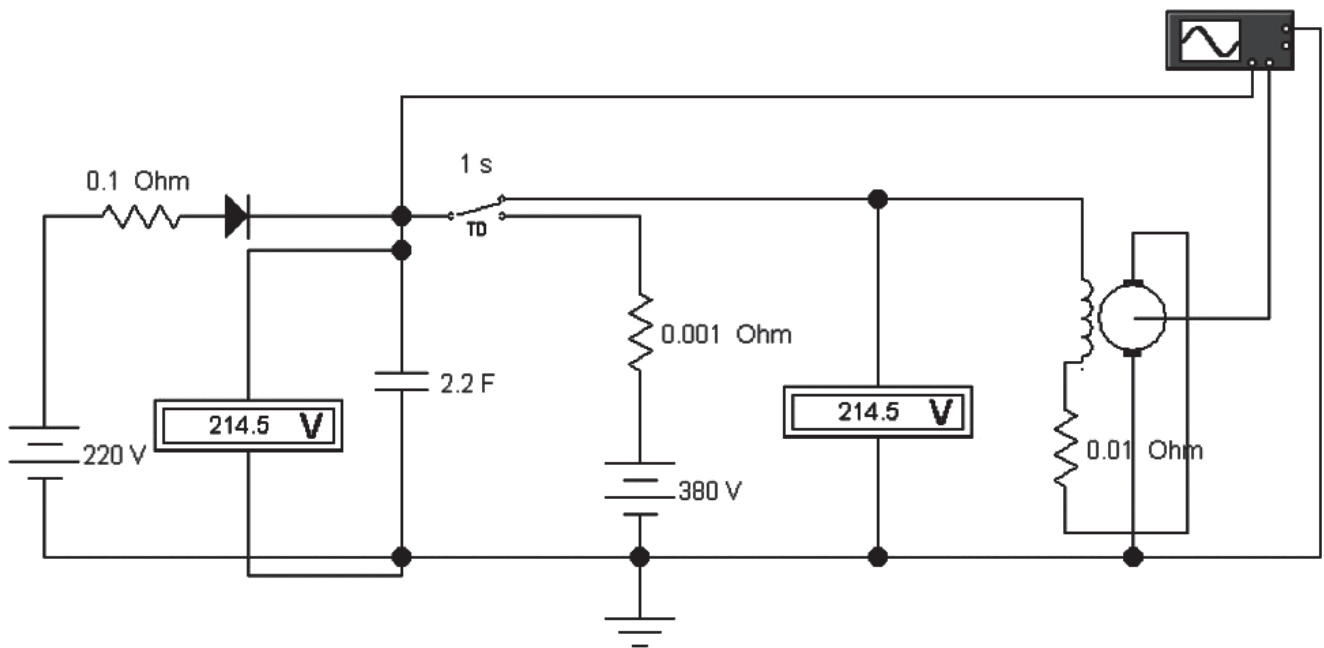


Рис. 1. Имитационная модель пуска двигателя постоянного тока от комбинированного источника питания с суперконденсатором

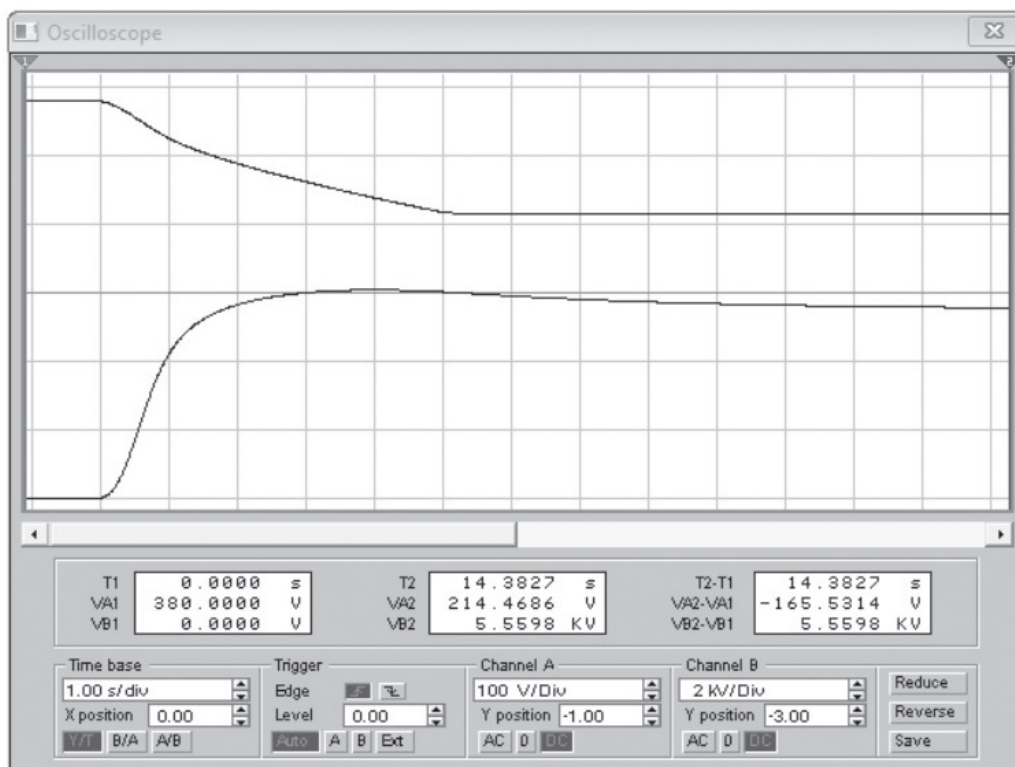


Рис. 2. Осциллограммы переходного процесса пуска двигателя

чение, а затем устанавливаются на постоянном уровне. За интервал  $\Delta t = 2$  с напряжение на суперконденсаторе убывает с 380 В приблизительно до 280 В, и за этот интервал конденсатор отдаёт энергию

$$\Delta W \approx C \cdot 380^2 / 2 - C \cdot 280^2 / 2 = 72,6 \text{ кДж.}$$

Таким образом, на интервале  $\Delta t = 2$  с электрическая мощность питания двигателя увеличивается приблизительно на

$$\Delta P = \Delta W / \Delta t = 72,6 / 2 = 36,3 \text{ кВт.}$$

Этого оказывается достаточно, чтобы двигатель достиг номинального значения скорости вращения.

Далее напряжение на суперконденсаторе продолжает уменьшаться до величины, близкой к 220 В. Для оценки величины и зависимости от времени тока разряда суперконденсатора последовательно с конденсатором включено небольшое сопротивление, напряжение на котором подводится к осциллографу (рис. 3).

Форма разрядного тока представлена на верхней осциллограмме рис. 4.

Как видим, разряд суперконденсатора продолжается около 6 с и заканчивается после установления на конденсаторе напряжения, соответствующего уровню 220 В.

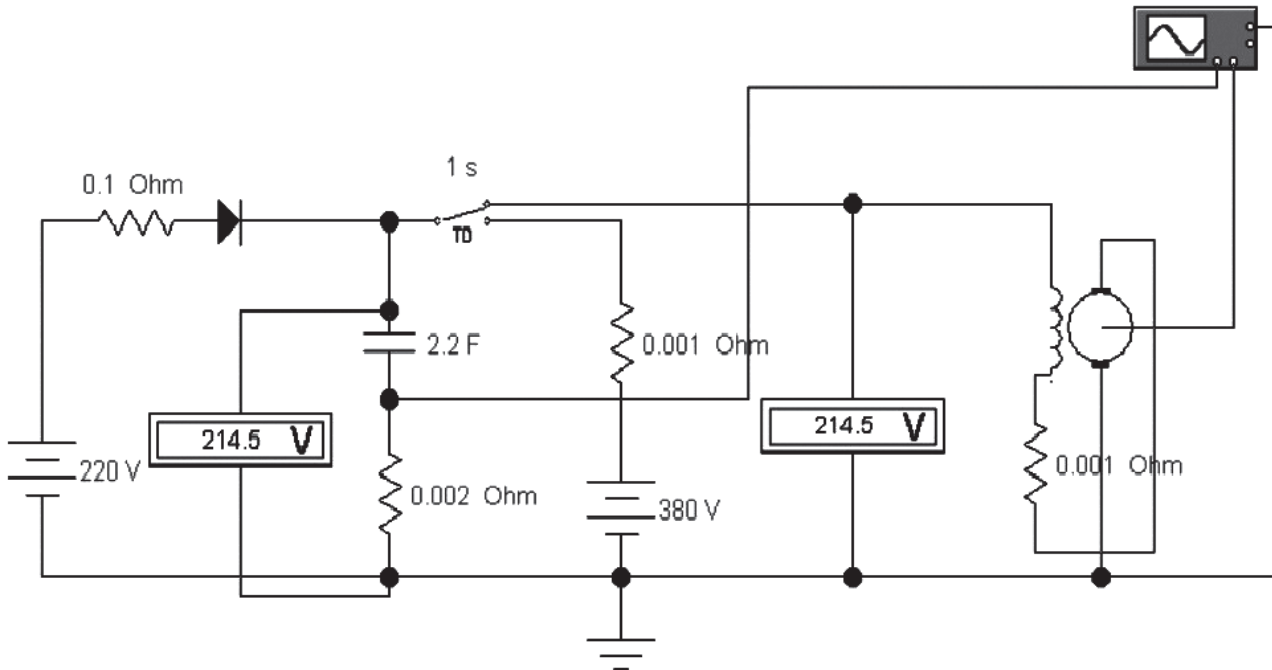


Рис. 3. Схема получения осциллограммы тока разряда суперконденсатора

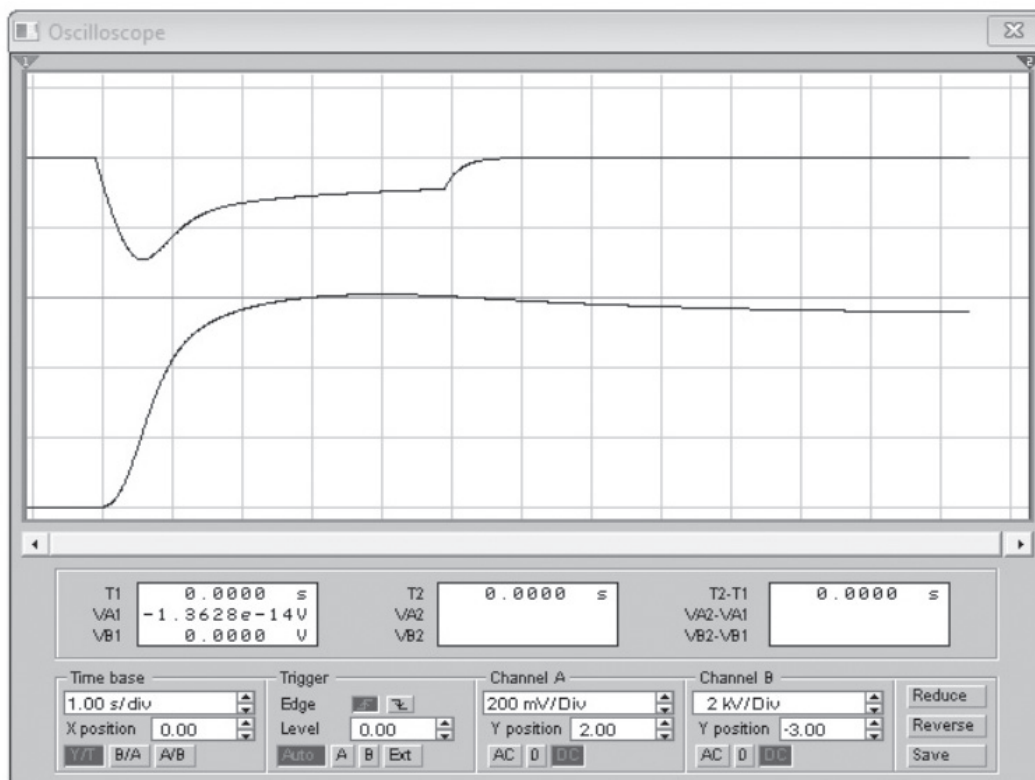


Рис. 4. Осциллограмма тока разряда суперконденсатора

Сопоставим переходный процесс пуска двигателя от источника с подсоединённым суперконденсатором с переходным процессом при подключении источника без подсоединённого к нему суперконденсатора. Схема подключения двигателя к источнику напряжения без конденсатора представлена на рис. 5.

Осциллограммы изменения напряжения (для схемы на рис. 5) на обмотках двигателя при пуске (верхняя кривая) и числа оборотов двигателя в минуту (нижняя) приведены на рис. 6.

Напряжение на двигателе сразу после замыкания переключателя устанавливается равным величине, меньшей ЭДС источника на падение напряжения на внутреннем сопротивлении источника. Обороты двигателя достигают номинального значения примерно за 6—7 с после включения, что существенно больше, чем при включении двигателя на источник с подсоединённым суперконденсатором.

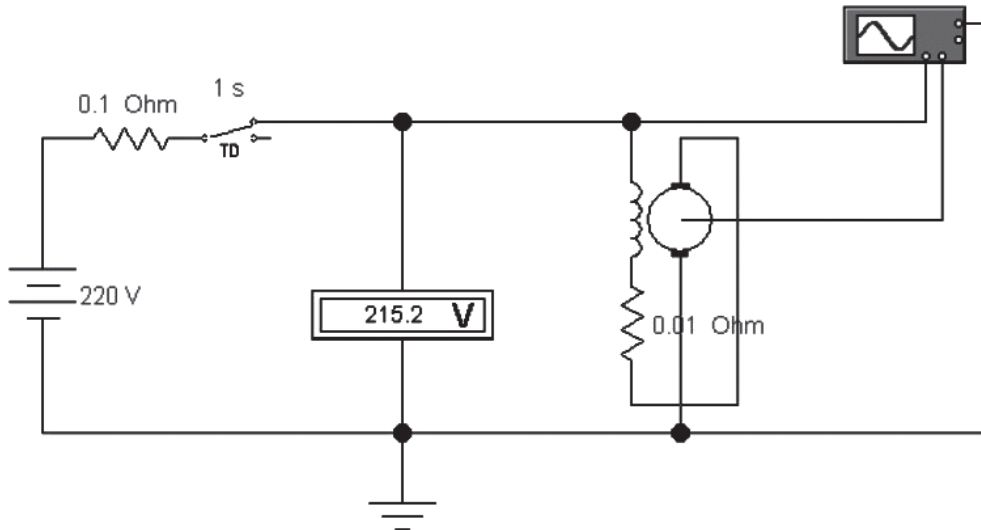


Рис. 5. Схема пуска двигателя от источника без суперконденсатора

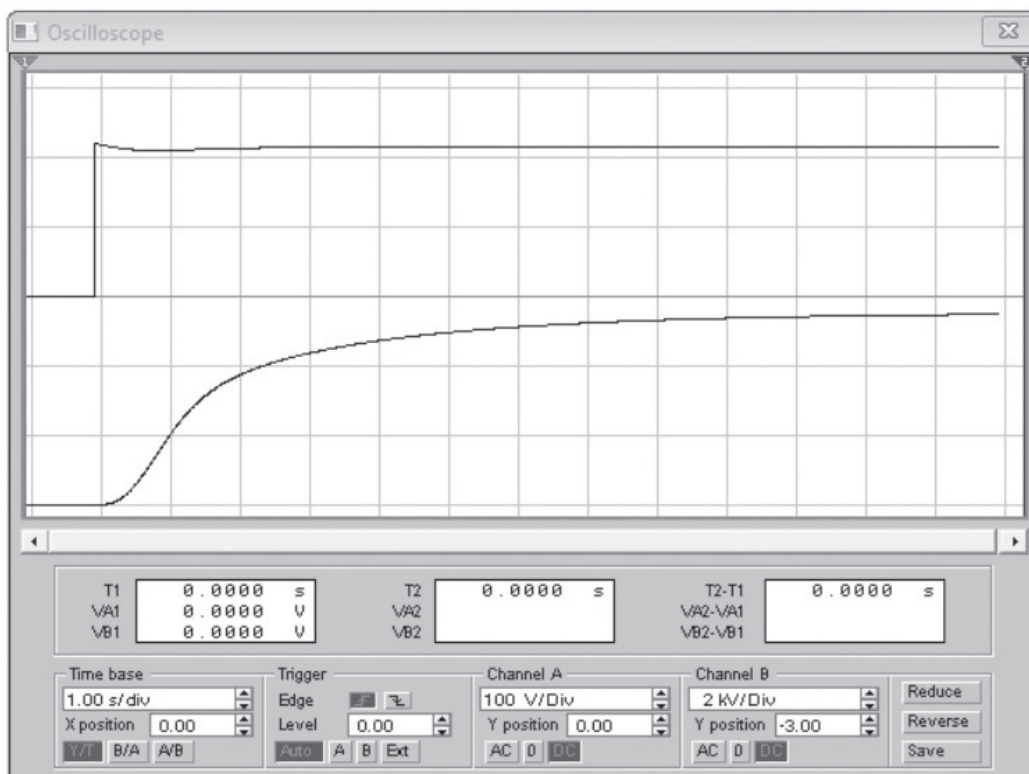


Рис. 6. Осциллограммы изменения напряжения на обмотках двигателя и скорости вращения при подключении источника без конденсатора

**Выводы**

Проведённое рассмотрение показывает возможность увеличения мощности, подводимой к двигателю, за счёт использования в системе электропитания суперконденсатора, и таким образом, возможность использования электростартеров для запуска более мощных авиационных двигателей.

Предполагается продолжение работы с целью детального рассмотрения этапов запуска авиадвигателя от электростартера, удовлетворения требований к электродвигателю, в частности по допустимому значению тока, использование управления пусковыми режимами с целью их оптимизации по различным критериям.

Отдельного рассмотрения может потребовать и питание электростартера повышенным напряжением. Если в качестве источника питания используются аккумуляторы, то может потребоваться повышающий напряжение аккумулятора преобразователь напряжения.

**Библиографический список**

1. Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А., Марчуков Е.Ю., Нечаев Ю.Н., Онищик И.И., Сосунов В.А., Чепкин В.М. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. — М.: Изд-во МАИ, 2003. — 688 с.
2. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1968. — 227 с.
3. Лёвин А.В., Алексеев И.И. Полностью электрифицированный самолёт — от концепции к реализации // Авиационная промышленность. 2006. № 2. С. 24-31.
4. Бибииков С.Б., Мальцев А.А., Кошелев Б.В., Зудов Б.В., Кудров М.А. Перспективные накопители энергии типа суперконденсаторов: принципы работы и применение в авиации и космической технике // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 2. С. 185-194.
5. Васильев А. Конденсатор вместо аккумулятора, 2014. URL: <http://www.elec.ru/articles/kondensator-vmesto-akkumulatora/>
6. Суперконденсаторы. URL: [www.electrosad.ru/Electronics/SuperCon.htm](http://www.electrosad.ru/Electronics/SuperCon.htm)
7. Вешневский С.Н. Расчет характеристик и сопротивлений для электродвигателей. — М.: Госэнергоиздат, 1954. — 327 с.
8. Резников С.Б., Бочаров В.В., Харченко И.А. Электромагнитная и электроэнергетическая совместимость систем электроснабжения и вторичных источников питания полностью электрифицированных самолётов / Под ред. С.Б. Резникова. — М.: Изд-во МАИ, 2014. — 160 с.
9. Карасёв Д.А., Арутюнов А.Г., Загордан А.А. К вопросу создания магистральных транспортных самолётов с электрическими силовыми установками // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. С. 132-139.

**SUPERCAPACITORS APPLICATIONS FOR AIRCRAFT ENGINE START SYSTEMS**

**Vyshkov Yu.D.\* , Reznikov S.B.\*\***

*Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

*\* e-mail: yuyvyshkov@mail.ru*

*\*\* e-mail: rezn41@mail.ru*

**Abstract**

The aircraft engine start from standstill to rated idle in ground conditions can be carried out by electric starting gear fed by either onboard or ground-based power sources. The onboard power sources herewith are accumulators, while voltage can be boosted in ground conditions. Accumulators limit the power of electric start systems. Thus, for starting high-power aircraft engines non-electric systems are used. To increase the power of the ground based engine start systems a high-voltage power supplies can be used. The goal of the article consists in demonstrating the possibility of supercapacitors application to start aircraft engine by electric system. As far as a supercapacitor specific power is greater than that of an accumulator, they can be

effectively used for increasing the power rating of aircraft engine start electric systems, where accumulators were previously used. Since the energy accumulated in supercapacitor increases with voltage rise, the supercapacitors can be effectively used in higher voltage systems to increase their power.

The goal of the presented work consists in studying and comparing characteristics and processes of the starting mode of electric motor, fed by power supply containing supercapacitor and without it, based on the results obtained by computer simulation with Electronic Workbench V5.12.

The simulation results confirm the possibility of increasing the aircraft engine start electric system's power by supercapacitor implementation. It means that

in many cases it will allow replace aircraft engine start air-compressing and gas turbine systems by electric systems, which possess many advantages and are of great importance for all-electric aircraft.

**Keywords:** aircraft engine start electric installation, supercapacitor, DC motor, engine starting simulation model.

### References

1. Bakulev V.I., Golubev V.A., Krylov B.A., Marchukov E.Yu., Nechaev Yu.N., Onishchik I.I., Sosunov V.A., Chepkin V.M. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aviation engines and power installations), Moscow, MAI, 2003, 688 p.
2. Alabin M.A., Kats B.M., Litvinov Yu.A. *Zapusk aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Aircraft gas turbine engines starting), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 227 p.
3. Levin A.V., Alekseev I.I. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 2006, no. 2, pp. 24-31.
4. Bibikov S.B., Mal'tsev A.A., Koshelev B.V., Zudov B.V., Kudrov M.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 2, pp. 185-194.
5. Vasil'ev A. *Kondensator vmesto akkumulyatora*, 2014, <http://www.elec.ru/articles/kondensator-vmesto-akkumulyatora/>
6. *Superkondensatory*, [www.electrosad.ru/Electronics/SuperCon.htm](http://www.electrosad.ru/Electronics/SuperCon.htm)
7. Veshenevskii S.N. *Raschet kharakteristik i soprotivlenii dlya elektrodvigatelei* (Calculation of the characteristics and resistances for electric motors), Moscow, Gosenergoizdat, 1954, 327 p.
8. Reznikov S.B., Bocharov V.V., Kharchenko I.A. *Elektromagnitnaya i elektroenergeticheskaya sovmestimost' sistem elektrosnabzheniya i vtorichnykh istochnikov pitaniya polnost'yu elektrifitsirovannykh samoletov* (Electric power and electromagnetic compatibility of power systems and secondary power sources of all-electric aircraft), Moscow, MAI, 2014, 160 p.
9. Karasev D.A., Arutyunov A.G., Zagordan A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, pp. 132-139.