

АВІАЦІЙНА ТА РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА

УДК 621.311.001.57 (045)

DOI <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2021.3/04>**Єнчев С.В.**

Національний авіаційний університет

Цибульська Т.П.

Національний авіаційний університет

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ АВІАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ ЗМІННОГО СТРУМУ В MATLAB

Щодня десятки тисяч рейсів здійснюють перевезення людей та вантажів. Поліпшення паливної ефективності та зменшення шкідливих викидів є основною проблемою під час проєктування майбутніх літальних апаратів. Розроблення більш та повністю електрифікованих моделей літака (МЕА/АЕА) – це наступний крок на шляху до створення на порядок ефективніших повітряних суден.

Проєктування та розроблення літака – це складний процес, що може тривати роками. Після затвердження концепту настає етап вивчення та визначення технічних вимог, при цьому складні системи виокремлюються для мінімізації складності інтерфейсу між системами та більш детального розроблення. Якщо говорити про часткову електрифікацію повітряного судна, зрозуміло, що багато компонентів замінюються такими, які мають у своєму складі електропривід. При цьому розподіл між системами нечіткий, оскільки підсистеми стають більш інтегрованими та складнішими, тому необхідний більш комплексний підхід до процесу визначення. Застосування сучасних засобів моделювання та симуляції, що включають інтеграцію та потік енергії між підсистемами, в разі спрощує завдання проєктування конструкцій літальних апаратів, керування польотом та систем літаків.

У цій роботі детально описано зручний набір інструментів на базі MATLAB/Simulink для моделювання та симуляції авіаційної системи електропостачання змінного струму. Усі засоби є інтегрованими інструментами моделювання для проєктування, які фіксують потік енергії між різними підсистемами. Таким чином, можна проаналізувати різні аспекти експлуатації та конструкції літака: розмір компонентів, енергетичні витрати, втрати на рівні підсистеми, умови несправності тощо. Повний набір інструментів включає компоненти теплової, гідравлічної, електричної та механічної підсистем.

В основній частині роботи описано змодельовані електричні компоненти. Їх можна розділити на джерела живлення, перетворювачі та навантаження. Основним джерелом живлення є синхронні генератори, тоді як іншим джерелом живлення – акумулятор. Представлено висновки з роботи та окреслено напрями подальшого дослідження.

Ключові слова: система електропостачання, змінний струм, моделювання, синхронний генератор, регулятор напруги.

Постановка проблеми. Авіаційна система електропостачання – це складне поєднання компонентів змінного та постійного струму, призначених для формування надійної системи. Систему електропостачання (СЕП) можна умовно розділити на чотири основні складові частини [2]: джерело живлення, розподілення енергії, перетворення енергії та навантаження [1] (Рис. 1).

Напруга живлення надходить від генераторів та акумулятора. Генератори, своєю чергою, вбирають енергію від роботи двигунів за допомогою редуктора. Потім ця енергія розподіляється по

шинах змінного та постійного струму. Перетворення енергії відбувається за допомогою трансформаторів, інверторів та випрямлячів. Основним споживачем енергії є навантаження. Рис. 1 ілюструє потік енергії через конфігурацію електричної системи літального апарату. Генератори перетворюють механічну енергію від двигунів та подають живлення на кілька шин змінного струму, які розподіляють її на різні навантаження змінного струму та на перетворювачі потужності. Перетворювачі перетворюють енергію змінного струму на постійний і подають його на шину

постійного струму для живлення навантаження. Акумулятор також підключений до шини постійного струму і забезпечує живлення навантажень постійним струмом.

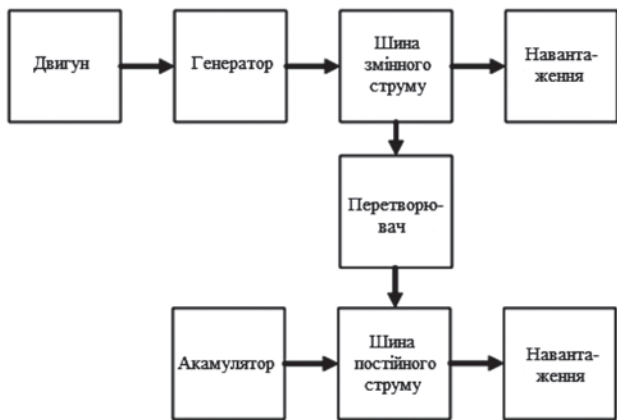


Рис. 1. Структура потоку енергій в авіаційній СЕП

Як правило, більшість операцій контролю здійснюється за допомогою логіки керування. Це схематична програма, призначена для керування системою шляхом з'єднання системних вузлів (підсистем) у формі входів та виходів. Це дослідження спрямоване на пошук оптимальної математичної моделі авіаційної системи електропостачання, принципів та методів. Для розроблення математичного зображення моделі вибрано програмне середовище MATLAB/Simulink [3].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Питанням моделювання систем електропостачання і їх елементів присвячено численні роботи вчених: С.О. Лебедева, А.А. Горєва, В.С. Кулебакіна, А.І. Важнова, М.П. Костенко, В.А. Венікова, В.Т. Морозовського, І.М. Сіндєєва, Д.А. Аветисян, Д.М. Красношапки і багатьох інших.

Постановка завдання. Під час моделювання СЕП літаків слід урахувувати специфічні особливості: різкі зміни напруги у разі комутацій навантажень і аварій, пов'язані із сумірною потужністю джерел і приймачів електроенергії; значна швидкість і точність регуляторів напруги (РН); великі постійні часу електромеханічних процесів порівняно з електромагнітними; необхідність урахування насичення магнітопроводів електричних машин; наявність істотних нелінійностей параметрів елементів СЕП тощо [5].

Виклад основного матеріалу дослідження. Середовище MATLAB/Simulink вибрано через його доступність та можливості, має широку користувацьку базу – від студентів до професійних інженерів. Це дає змогу створювати графічні накладання, попередження та файли довідки для

кожної моделі компонентів, які покликані допомогти користувачеві у створенні моделі та проведенні успішного моделювання. У більшості моделей компонентів можна отримати доступ до меню властивостей, де можна вказати різні параметри компонента для масштабування компонента до потреб користувача.

MATLAB/Simulink – це середовище блок-схем, де кожен блок взаємодіє та передає змінні з іншими блоками через сигнальні лінії. Змінними зазвичай є фізичні величини, такі як напруга, температура, тиск тощо. Блоки Simulink можуть мати входи, які приймають сигнальні лінії, і виходи, які посилюють сигнальні лінії. Завдяки графічному редактору MATLAB/Simulink можна легко бачити потік змінних між блоками.

Вхід в електричну систему в цілому – це частота обертання валу від двигунів. Виходами електричної системи у цілому є крутний момент валу, що направляється назад у двигуни, і втрати потужності від різних компонентів, що надсилаються в систему контролю навколишнього середовища (ECS) або інші системи керування теплом [4]. Механічна потужність двигуна – це крутний момент валу, помножений на частоту обертання валу.

У межах електричної системи єдиними фізичними величинами, що передаються між різними моделями компонентів, є змінна напруга, змінний струм, напруга постійного струму та струм постійного струму.

Модель авіаційного генератора. Математична модель авіаційного генератора складається на основі рівнянь Горєва – Парка для синхронної машини по осях d , q . Ця система диференціальних рівнянь у потокозчепленні представлена у вигляді:

$$p\Psi_d = -u_d - \frac{r}{x_s}(\Psi_d - \Psi_{ad}) - (1 + s)\Psi_q;$$

$$p\Psi_q = -u_q - \frac{r}{x_s}(\Psi_q - \Psi_{aq}) - (1 + s)\Psi_d;$$

$$p\Psi_f = \frac{1}{T_{d0}}u_f - \frac{r_f}{x_{fs}}(\Psi_f - \Psi_{ad});$$

$$p\Psi_{rd} = -\frac{r_{rd}}{x_{rds}}(\Psi_{rd} - \Psi_{ad});$$

де Ψ_d і Ψ_q – потокозчеплення відповідно по поздовжній і поперечній осях; Ψ_{ad} і Ψ_{aq} – потокозчеплення реакції якоря по поздовжній і поперечній осях; Ψ_f – потокозчеплення обмотки збудження; Ψ_{rd} і Ψ_{rq} – потокозчеплення демпферних контурів по поздовжній і поперечній осях; x_s і x_{fs} – індуктивні опори розсіювання

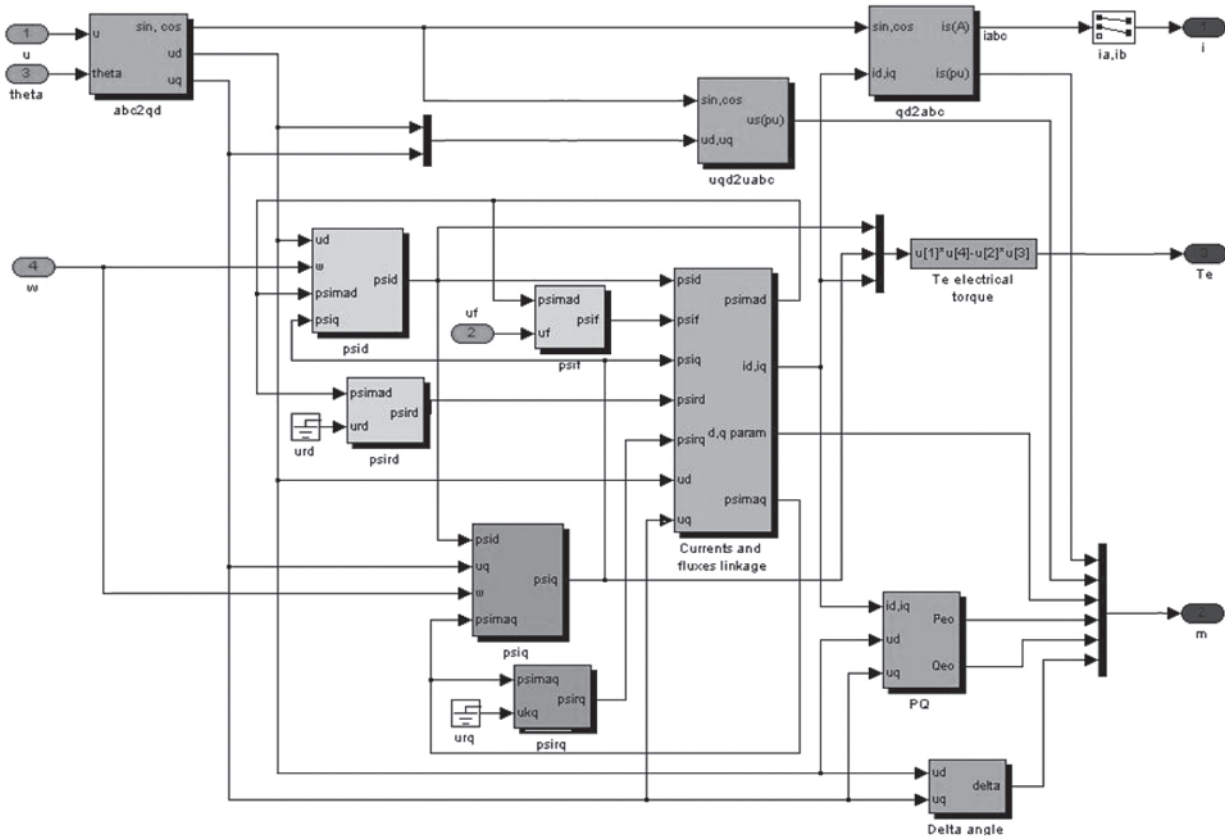


Рис. 2. Модель електричної частини генератора в Simulink

обмотки і роторного ланцюга відповідно; x_{rds} і x_{rqs} – індуктивні опори розсіювання демпферних контурів по поздовжній і поперечній осях; r_{rd} і r_{rq} – активні опори демпферних контурів по поздовжній і поперечній осях відповідно; r і r_f – активні опори статора і обмотки збудження; T_{d0} – постійна часу ланцюга збудження за розімкнутого ланцюга статора, с.

На Рис. 2 представлено створену на основі цих рівнянь модель синхронного генератора. У реальних умовах експлуатації авіаційних синхронних генераторів (СГ) через насичення сталі магнітопроводів машини значення індуктивних опорів не постійні. Тому розрахунки перехідних процесів в авіаційних СГ, що мають електромагнітні навантаження, близькі до граничних, необхідно враховувати насичення магнітопроводів [5].

У силу несиметрії магнітного ланцюга авіаційних явнополюсних СГ поперечний складник магнітного потоку проходить переважно через повітря і мало залежить від насичення сталі статора і ротора. Тому для явнополюсної машини насичення полюсів позначається на поздовжньому складнику потоку. Одним із способів обліку насичення є введення в рівняння для потокозчеплення

насичених параметрів машини $x_{ad\text{ нас}}$, $x_{d\text{ нас}}$, $x_{ai\text{ нас}}$, $x_{ii\text{ нас}}$, що визначаються залежностями виду:

$$x_{\text{нас}} = \eta x,$$

де $\eta = f(e_\delta)$ – нелінійна функція внутрішньої ЕРС машини e_δ (Рис. 3); x – ненасичені значення параметра.

Під час створення моделі для обліку насичення по поздовжній осі для зменшення числа функціональних блоків, що реалізують нелінійності, доцільно замість залежності $\eta(e_\delta)$, заданих відповідно до Рис. 4, скористатися функцією:

$$\varphi(\psi_\delta) = \frac{x_{ad}}{x_{ad\text{ нас}}}.$$

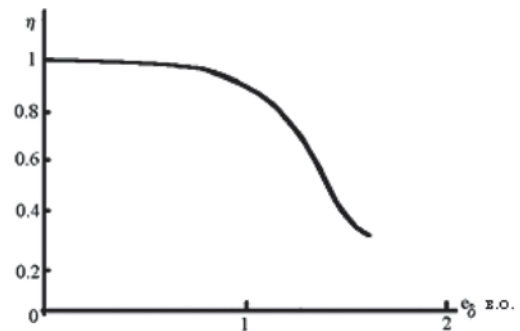


Рис. 3. Нелінійна функція внутрішньої ЕРС СГ e_δ

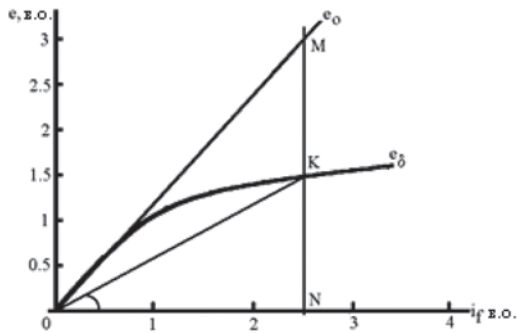


Рис. 4. Залежність ЕРС СГ від струму збудження

Дана характеристика визначена з характеристики холостого ходу генератора. Для основного генератора ГТ30НЖЧ12 ця залежність для більш точного наближення апроксимована двома поліномами 3-го порядку, графіки яких наведено на Рис. 5. Вплив насичення на величину синхронної реактивності за поперечною віссю враховується такою залежністю:

$$x_{aq\text{ нас}} = \frac{x_{aq}}{1 + \frac{3}{4} \left(\frac{x_{ad}}{x_{ad\text{ нас}}} - 1 \right) \frac{x_{aq}}{x_{ad}}}$$

де x_{ad} і x_{aq} – індуктивні опору реакції якоря відповідно по поздовжній і поперечній осях, а $x_{ad\text{ нас}}$ і $x_{aq\text{ нас}}$ – їх значення з урахуванням насичення.

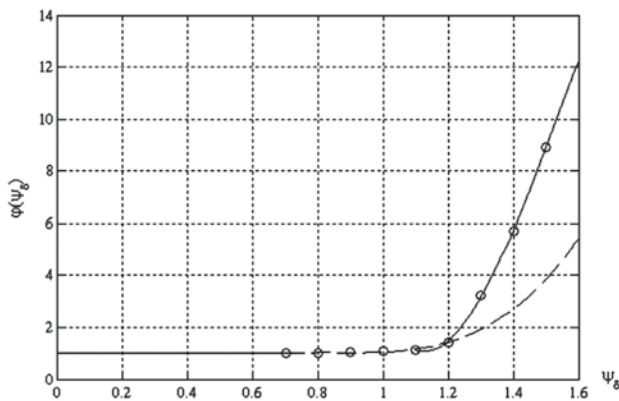


Рис. 5. Залежність $\phi \Psi_\delta$ від величини результуючого потоку в повітряному генераторі ГТ30НЖЧ12

Взаємні потокозчеплення пов'язані з потокозчепленнями контурів такими відношеннями:

$$\Psi_{ad} = \frac{1}{\frac{1}{x_{ad}} + \frac{1}{x_s} + \frac{1}{x_{fs}} + \frac{1}{x_{rds}}} \left(\frac{\Psi_d}{x_s} + \frac{\Psi_f}{x_{fs}} + \frac{\Psi_{rd}}{x_{rds}} \right) = k_d \left(\frac{\Psi_d}{x_s} + \frac{\Psi_f}{x_{fs}} + \frac{\Psi_{rd}}{x_{rds}} \right),$$

$$\Psi_{aq} = \frac{1}{\frac{1}{x_{aq}} + \frac{1}{x_s} + \frac{1}{x_{rqs}}} \left(\frac{\Psi_q}{x_s} + \frac{\Psi_{rq}}{x_{rqs}} \right) = k_q \left(\frac{\Psi_q}{x_s} + \frac{\Psi_{rq}}{x_{rqs}} \right).$$

На Рис. 6 зображена створена модель. На входи 1 і 2 подаються Ψ_{ad} і Ψ_{aq} відповідно, а на виходах виходять їх насичені значення $\Psi_{ad\text{ нас}}$ і $\Psi_{aq\text{ нас}}$. На Рис. 7 зображено модель генератора, що складається з трьох машин: підзбудника, збудника і генератора. Модель збудника відрізняється від основного генератора тим, що в ньому відсутня демпферна обмотка і не враховується насичення. Збудження регулюється за допомогою спрацьовування IGBT транзистора, керування якого здійснює регулятор напруги, що входить до складу генератора. Даний регулятор напруги підтримує в заданих межах середнє по трьох фазах значення напруги в симетричних режимах роботи системи генерування (Рис. 8).

Фазні напруги, що знімаються з точки регулювання, перетворюються на сигнал постійного струму, пропорційний максимальному з фазних напруг, і в сигнал, пропорційний середній напрузі трьох фаз. Ці сигнали надходять на схему виділення найбільшої напруги:

- у повнофазному режимі найбільший сигнал – напруга, середнє по трьох фазах;

- у неповнофазному режимі найбільший сигнал – напруга в одній із фаз.

Після схеми виділення найбільшої напруги сигнал інвертується. Негативне значення вхідного сигналу підсумовується з позитивним опорним сигналом. Отриманий у результаті близький до нуля сигнал похибки подається на інверсний вхід компаратора і на вхід інтегратора. На прямий вхід компаратора подається сума виходу інтегратора і сигналу з генератора «пили». У результаті на виході компаратора маємо ШІМ, керуючий транзистором.

Частота обертання синхронного генератора номінальна, ППЧО відсутній, СГ працює з регулятором напруги. Усі початкові умови нульові. У момент часу 0,3 відбувається підключення номінального статичного навантаження. У момент часу 0,4 с відбувається трифазне коротке замикання (КЗ), яке зникає через 0,2 с. Через 0,2 с (у момент часу 0,8 с) відключається статичне навантаження. На Рис. 9–11 представлено результати, отримані в процесі моделювання каналу генерування.

Висновки. Як видно, результати моделювання показали досить гарний результат. Отже, це дає підставу говорити про адекватність розробленої комп'ютерної моделі каналу регулювання змінного струму та дає змогу для практичного застосування під час проведення наукових досліджень і вирішення конструкторських та інженерних завдань, а також може бути застосована в навчальному процесі під час підготовки фахівців з авіаційного електрообладнання.

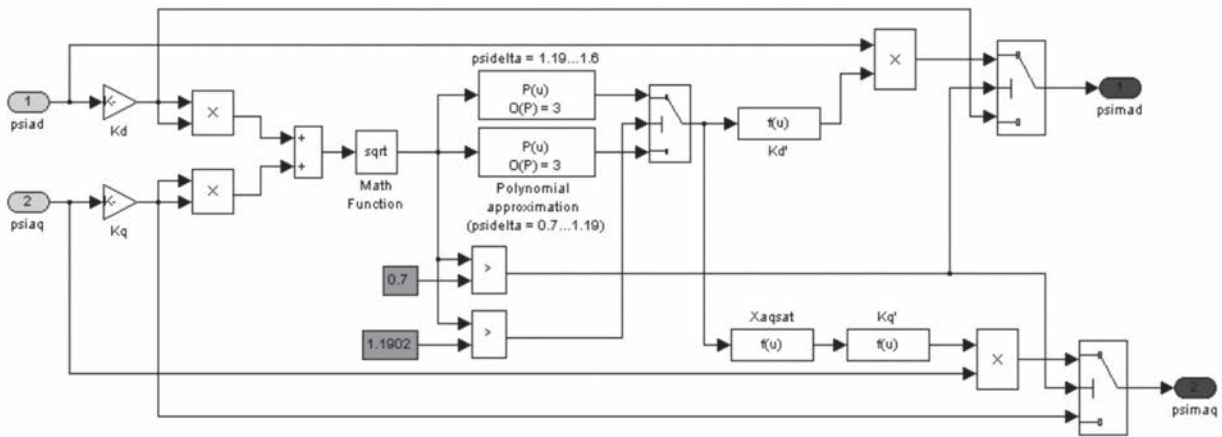


Рис. 6. Модель насичення СГ ГТ30НЖЧ12

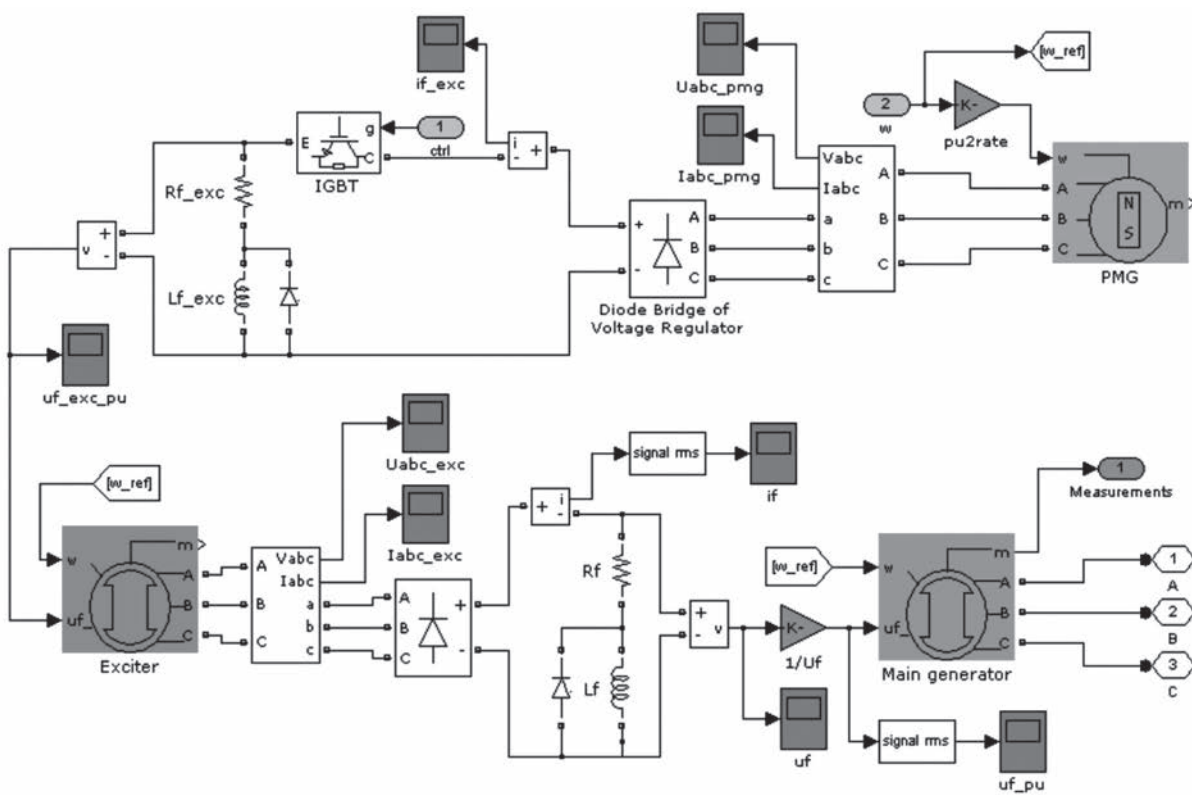


Рис. 7. Модель СГ

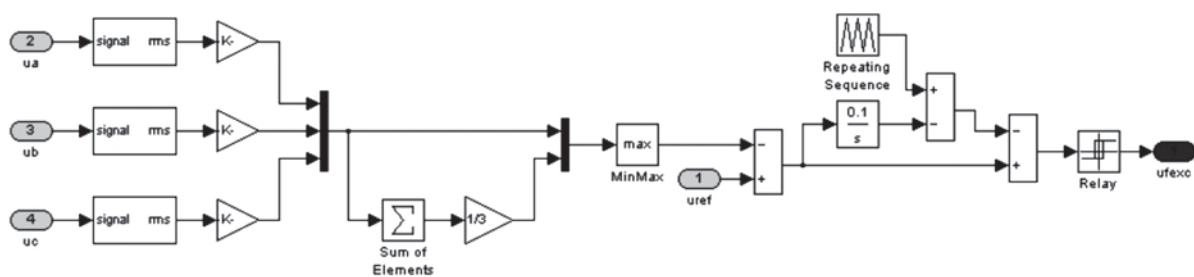


Рис. 8. Модель регулятора напруги

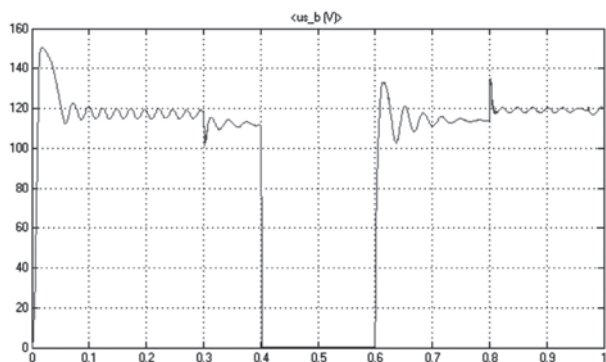


Рис. 9. Зміна діючого значення напруги фази В під час моделювання

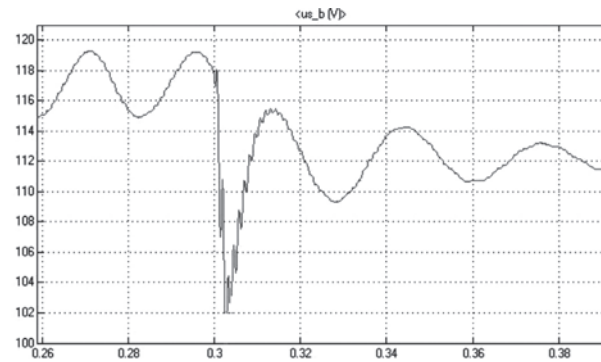


Рис. 10. Зміни діючого значення напруги фази В під час підключення номінального статичного навантаження

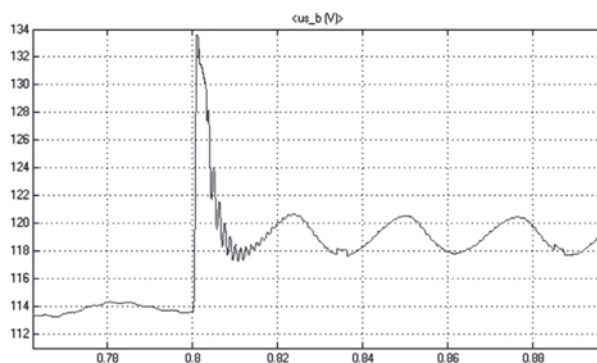


Рис. 11. Зміна діючого значення напруги фази В під час відключення номінального статичного навантаження

Список літератури:

1. Krus P., Systems Engineering in Aircraft System Desig, in INCOSE International Symposium. Melbourne, 2001.
2. Moir I, Seabridge A, Design and Development of Aircraft Systems. Chichester: John Wiley & Sons, 2013.
3. Williams M., S. Sridharan S., Banerjee S., Mak C., PowerFlow: A Toolbox for Modeling and Simulation of Aircraft Systems, in SAE AeroTech Congress & Exhibition. Seattle, 2015.
4. Ануфриев И.Е., Смирнов А.Б., Смирнова Е.Н. MATLAB 7. Санкт-Петербург : БХВ-Петербург, 2005.
5. Захарченко В.А., Панов В.И. Оценка динамических свойств авиационных энергоузлов с применением вычислительной техники. Киев : КИИГА, 1984.

Yanchev S.V., Tsybulska T.P. MATHEMATICAL MODELING OF AVIATION AC POWER SUPPLY SYSTEM IN MATLAB

Every day tens of thousands of flights carry people and goods. Improving fuel efficiency and reducing emissions is a major challenge in the design of future aircraft. The development of more and fully electrified aircraft models (MEA / AEA) is the next step towards creating much more efficient aircraft.

Aircraft design and development is a complex process that can take years. After approval of the concept comes the stage of studying and defining technical requirements, with complex systems are separated to minimize the complexity of the interface between systems and more detailed development. If we talk about the partial electrification of the aircraft, it is clear that many components are replaced by those that include an electric drive. At the same time, the distribution between the systems is unclear, as the subsystems become more integrated and complex, so a more comprehensive approach to the identification process is needed. The use of modern means of modeling and simulation, including integration and energy flow between subsystems, greatly simplifies the task of designing aircraft structures, flight control and aircraft systems.

This paper describes in detail a convenient set of tools based on MATLAB / Simulink for modeling and simulation of aviation AC power supply system. All tools are integrated modeling tools for design, which capture the flow of power between different subsystems. Thus, it is possible to analyze various aspects of the operation and design of the aircraft: the size of the components, energy costs, losses at the subsystem level,

fault conditions, and so on. The complete set of tools includes components of thermal, hydraulic, electric and mechanical subsystems.

The main part of the work describes the simulated electrical components. They can be divided into power supplies, converters and loads. The main power source is synchronous generators, while the other power source is the battery. At the end, the conclusions of the work are presented and the directions of further research are outlined.

Key words: *power supply system, AC, modeling, synchronous generator, voltage regulator.*