

ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ И СИСТЕМЫ

УДК 621.396

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ УСИЛИТЕЛЯ ТОКА ДВИГАТЕЛЯ РУЛЕВОГО ПРИВОДА САМОЛЁТА

Кириллов В.Ю., Клыков А.В., Томилин М.М.

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия
e-mail: emc@mai.ru*

Приведены временные диаграммы фазных токов в обмотках исполнительного двигателя рулевого электропривода самолёта, полученные при моделировании в среде ORCAD. Сделано заключение о влиянии данных токов на функционирование электропривода и электромагнитную обстановку во внутреннем объёме самолёта.

Ключевые слова: переходный процесс, самолёт, система рулевого привода, электромагнитная помеха, электромагнитная обстановка.

В течение трёх последних десятилетий активно ведутся работы по созданию «более электрифицированного» самолёта [1, 8]. К данному классу относятся самолёты, имеющие на борту электрические приводы для управления различными функциональными органами самолёта [2], например рулей управления или систем безопасности полёта. Современные научно-исследовательские работы направлены на разработку двух типов электроприводов — электромеханического и электрогидростатического [3, 4]. При этом создаваемые исполнительными двигателями электроприводов излучаемые электромагнитные помехи (ЭМП) в виде электромагнитных полей могут влиять на работу бортового оборудования самолёта и, в ряде случаев, приводить к отказам. Кроме того, элементы и устройства систем электрических приводов являются рецепторами внешних излучаемых или кондуктивных ЭМП, которые могут исказить управляющие сигналы

микропроцессорного контроллера и, следовательно, вызывать кондуктивные ЭМП в обмотках двигателя в виде переходных процессов [5] фазных токов. Структурная схема воздействия ЭМП на блок управления системы рулевого привода представлена на рис. 1. Для обеспечения нормального функционирования электроприводов и штатной работы органов управления необходимо анализировать переходные процессы фазных токов двигателей, возникающие при воздействии внешних ЭМП и при переключении режимов работы.

Настоящая работа посвящена анализу переходных процессов в модуле усилителя двигателя (УТД) системы рулевого привода (СРП) самолёта.

Основным источником ЭМП в модуле УТД СРП, предназначенного для формирования токов в фазных обмотках исполнительного синхронного двигателя с постоянными магнитами, является сильноточный электронный коммутатор мостово-

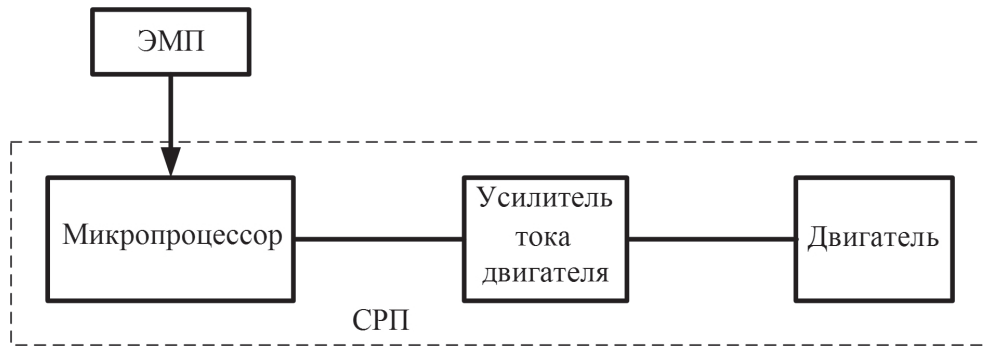


Рис. 1. Структурная схема воздействия электромагнитных помех на СРП самолёта

го типа на IGBT-транзисторах, зашунтированных диодами. Питание электронного коммутатора УТД осуществляется от источника напряжения постоянного тока 200 В с током до 30 А. Электрическая схема замещения электронного коммутатора УТД представлена на рис. 2, где

E — источник питания ($E = 200$ В);

C_{ϕ} — фильтрующий конденсатор ($C_{\phi} = 3000$ мкФ);

E_i ($i = 1, 2, \dots, 6$) — источники импульсного напряжения для управления затворами транзисторов ($E_i = 15$ В);

R_a, R_b, R_c — активные сопротивления фазных обмоток двигателя ($R_a = R_b = R_c = 0,8$ Ом);

L_a, L_b, L_c — индуктивности фазных обмоток двигателя ($L_a = L_b = L_c = 2,1$ мГн).

Для моделирования переходных процессов в электронном коммутаторе УТД использовалась компьютерная среда ORCAD 9.2 [6]. Схема замещения электронного коммутатора УТД (рис. 2) в компьютерной среде ORCAD 9.2 приведена на рис. 3.

В данной схеме IGBT-транзисторы представлены PSPICE-моделями транзисторов IRGPC 40F. Последовательность импульсов напряжения, поступающих от микропроцессорного контроллера на затворы транзисторов электронного коммутатора УТД, приведена на рис. 4. Частота следования управляющих импульсов $f = 400$ Гц.

Временная диаграмма фазного тока I_{L_b} в обмотке исполнительного двигателя СРП для нормального

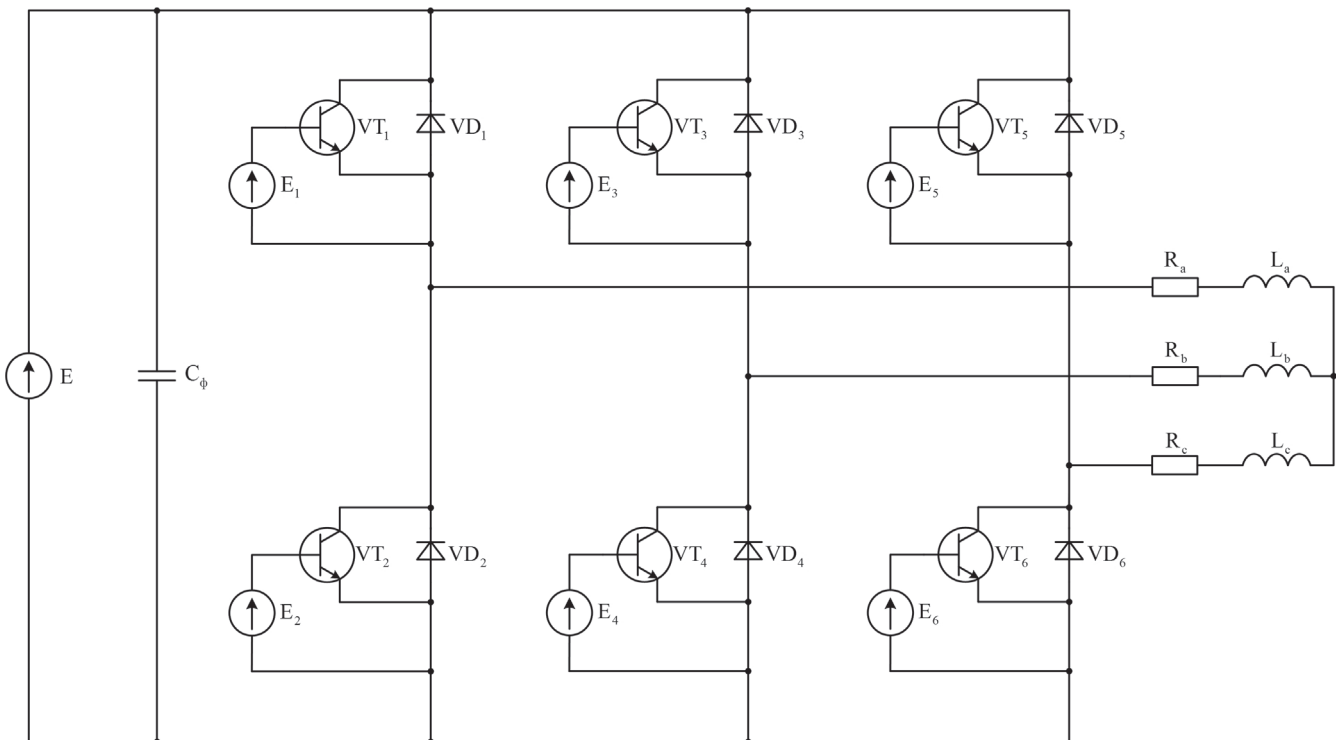


Рис. 2. Электрическая схема замещения электронного коммутатора УТД

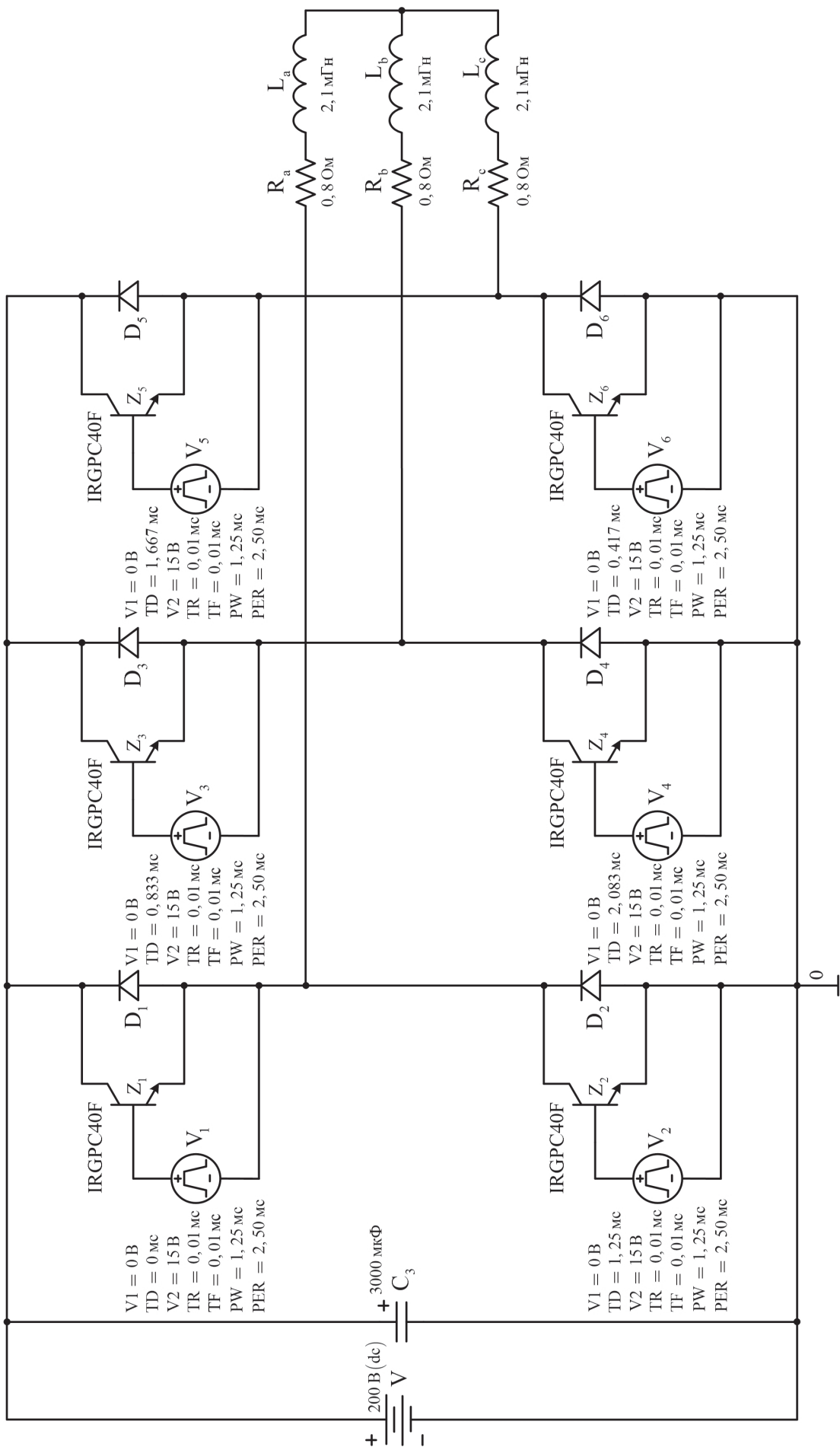


Рис. 3. Схема замещения электронного коммутатора УТД в компьютерной среде ORCAD 9.2 (V_i (i = 1, 2, ..., 6) — источники импульсного напряжения для управления затворами транзисторов электронного коммутатора УТД)

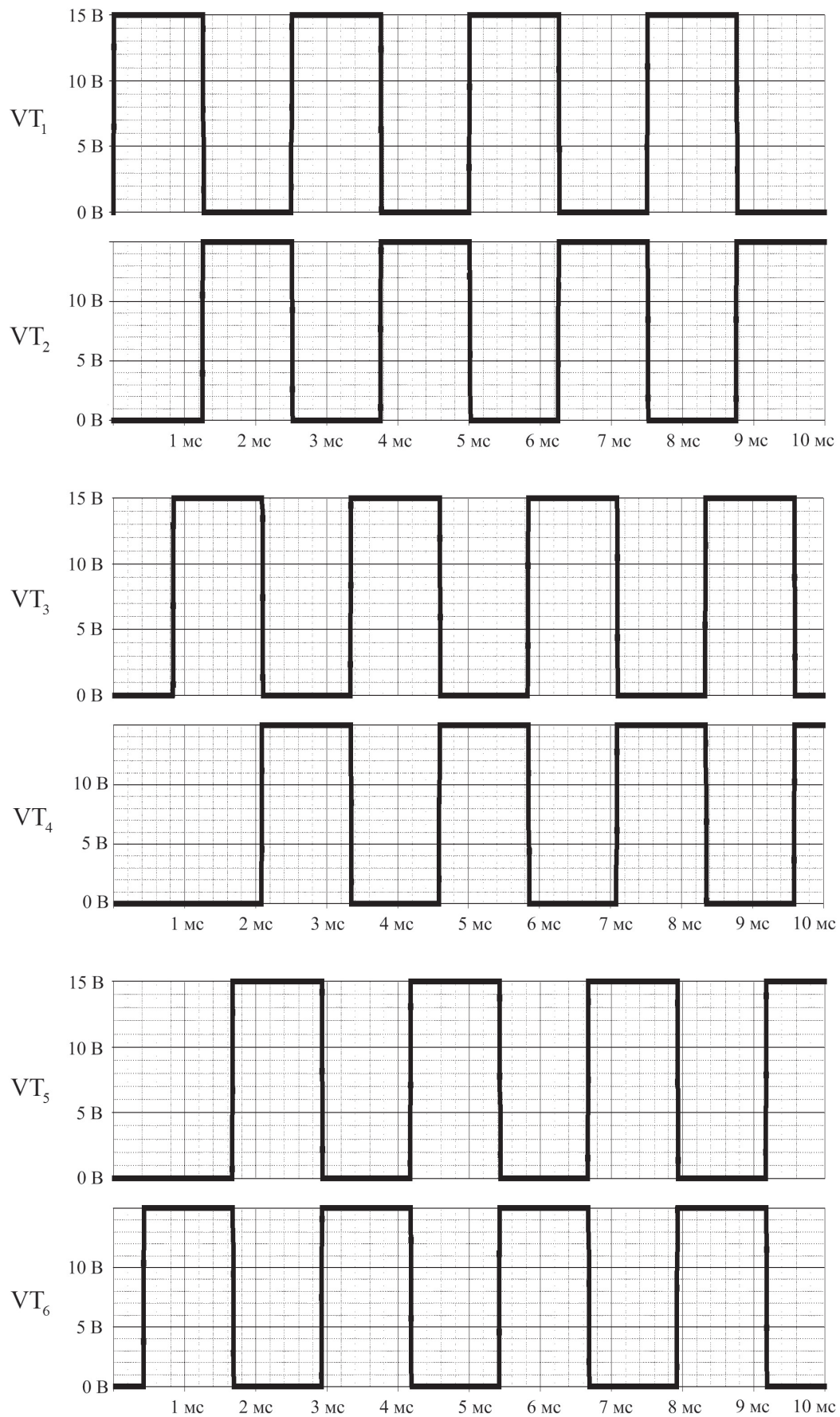


Рис. 4. Последовательность импульсов напряжения, управляющих затворами транзисторов электронного коммутатора УТД

режима работы, полученная в результате компьютерного моделирования, приведена на рис. 5.

ворами транзисторов электронного коммутатора УТД (рис. 4 и 6). В результате в фазных обмотках

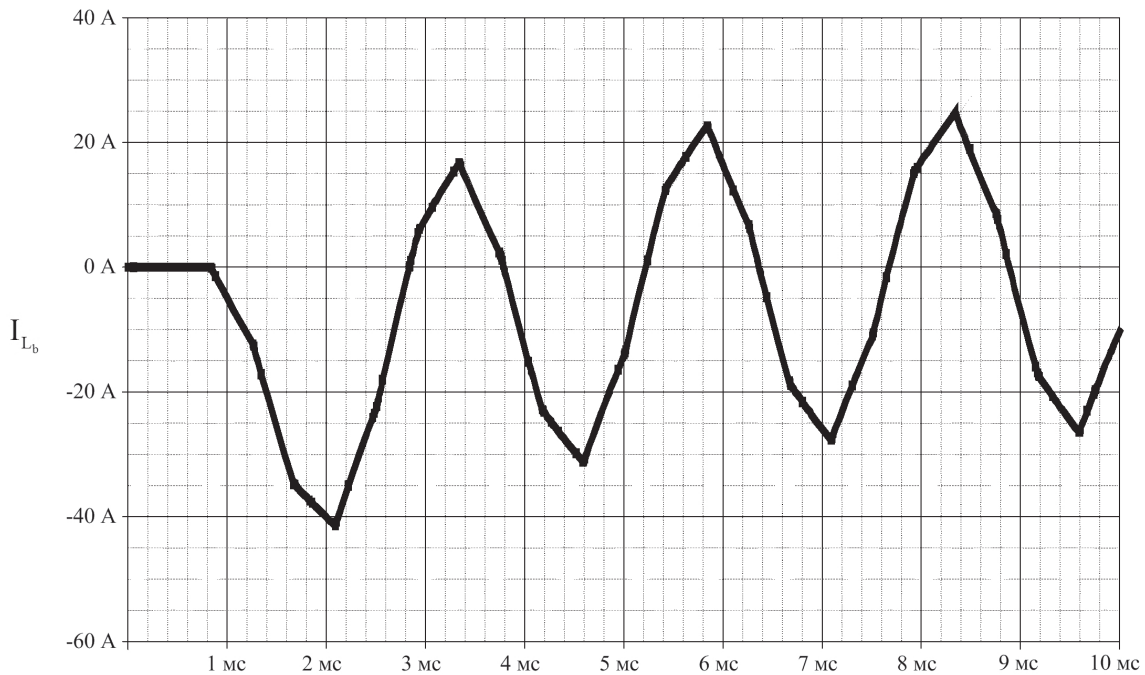


Рис. 5. Временная диаграмма фазного тока I_{L_b} в обмотке для нормального режима работы двигателя

Для исполнительного двигателя СРП возможны следующие режимы работы: разгон, торможение, реверс (вращение в противоположную сторону).

При переключении данных режимов работы возникают переходные процессы фазных токов и напряжений, которые, распространяясь по электрическим цепям блока управления СРП, представляют опасность как для электропривода, так и для бортовой аппаратуры самолёта.

При переключении режима работы исполнительного двигателя СРП на реверсный в момент времени $t_0 = 6,25$ мс последовательность импульсов, управляющих затворами транзисторов электронного коммутатора УТД, представленных на рис. 4, изменится так, как это показано на рис. 6.

Соответствующая схема замещения в компьютерной среде ORCAD 9.2 для моделирования переходных процессов фазных токов в обмотках двигателя при переключении режима его работы на реверсный приведена на рис. 7.

Временные диаграммы фазных токов в обмотках двигателя при переключении режима работы на реверсный в момент времени $t_0 = 6,25$ мс, полученные в результате компьютерного моделирования, приведены на рис. 8—10.

При переключении режима работы исполнительного двигателя СРП на реверсный меняется последовательность импульсов, управляющих зат-

исполнительного двигателя СРП возникает переходный процесс. Амплитудные значения токов (рис. 8) в течение переходного процесса увеличиваются приблизительно в 1,5 раза по сравнению с номинальными значениями (рис. 5). Эти токи и создаваемые ими излучаемые ЭМП в виде электромагнитных полей могут оказывать влияние на электромагнитную обстановку [7] во внутреннем объёме конструкции и представляют опасность для нормального функционирования бортовой электронной аппаратуры самолёта.

Выводы

Анализ временных диаграмм, полученных в результате компьютерного моделирования в среде OrCAD 9.2, позволяет сделать вывод о возрастании амплитудных значений фазных токов в обмотках исполнительного двигателя СРП самолёта в течение переходных процессов, возникающих при изменении режима его работы на реверсный, что может привести к сбоям и отказам бортовой электронной аппаратуры.

Библиографический список

1. 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.

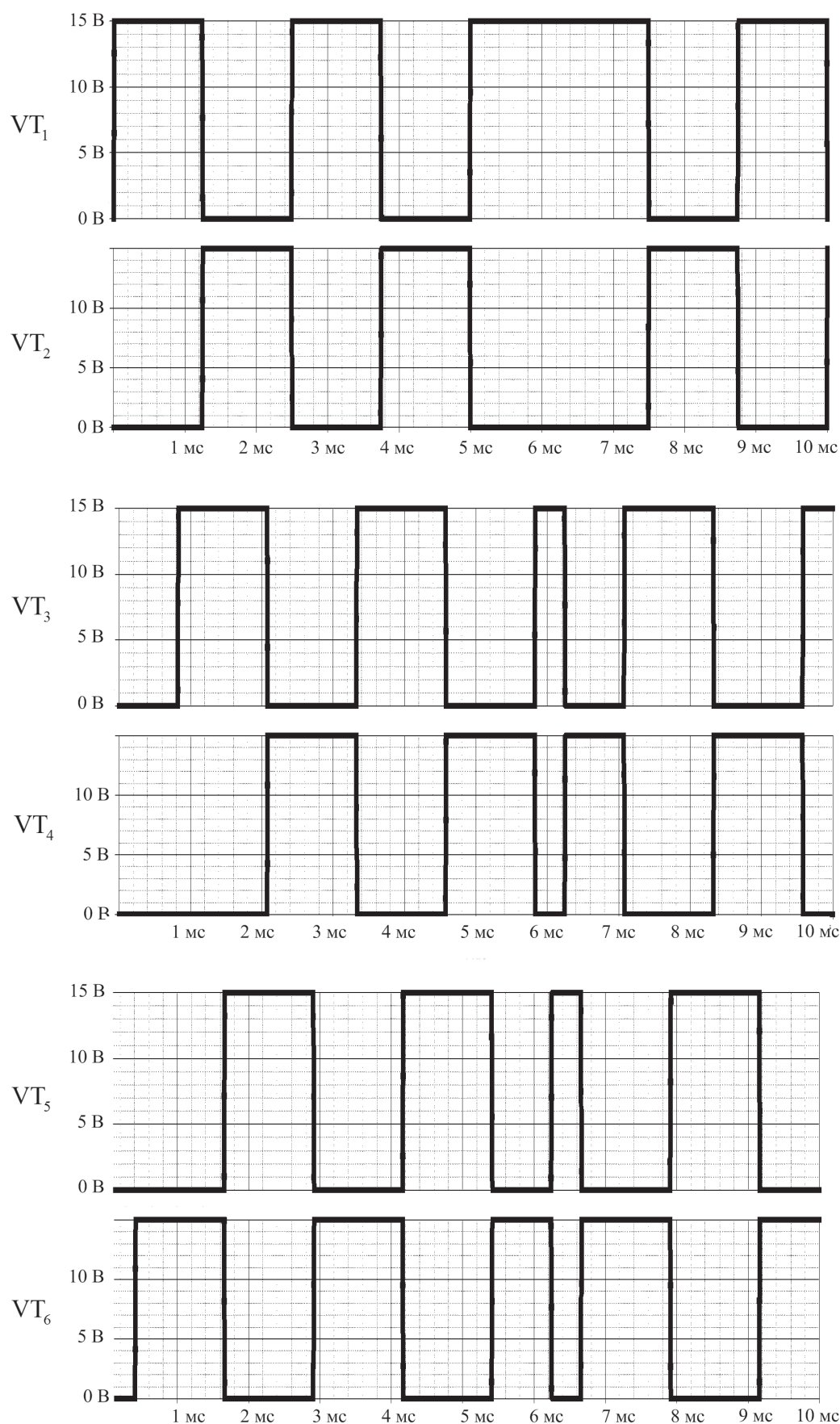


Рис. 6. Последовательность импульсов напряжения, управляющих затворами транзисторов электронного коммутатора УТД, при изменении режима работы исполнительного двигателя СРП на реверсный в момент времени $t_0 = 6,25$ мс

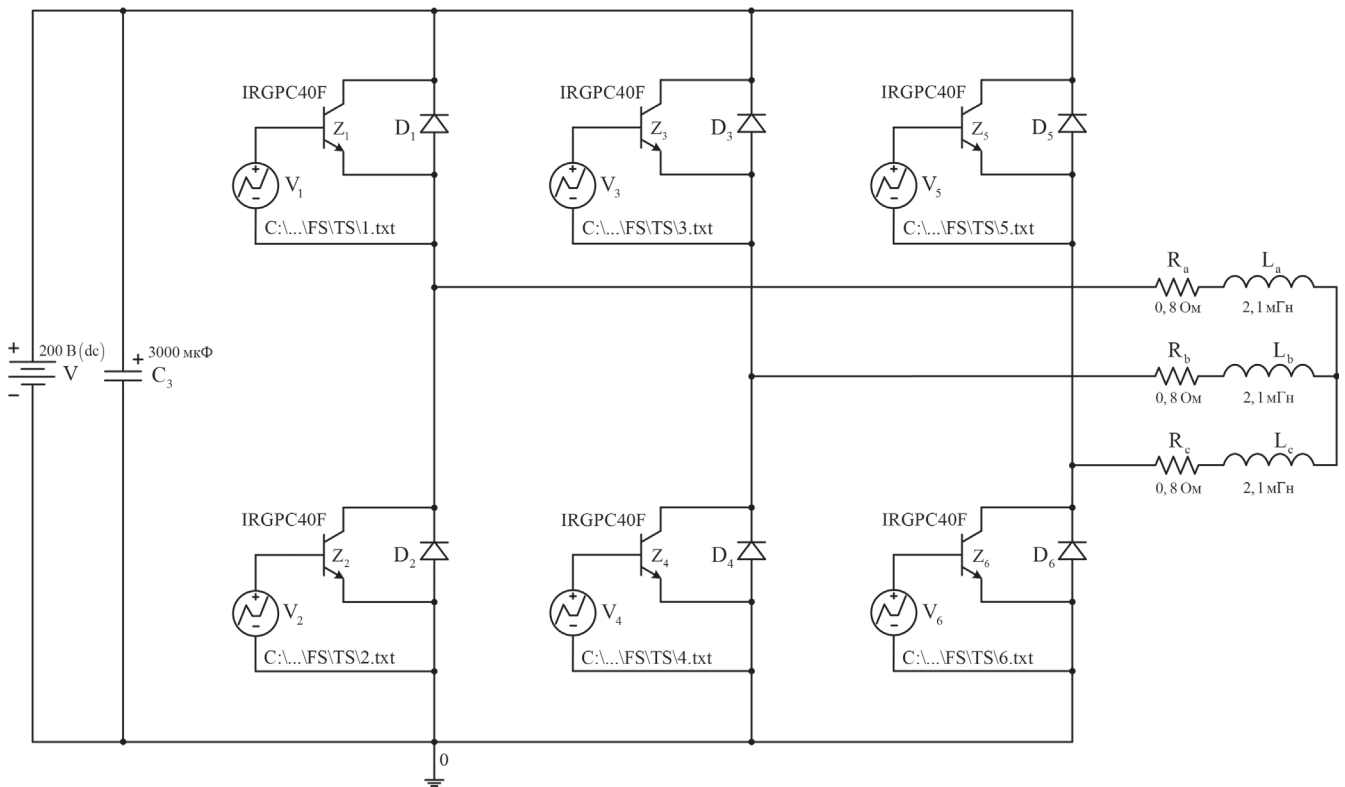


Рис. 7. Схема замещения электронного коммутатора УТД при изменении режима работы исполнительного двигателя СРП на реверсный в момент времени $t_0 = 6,25$ мс в компьютерной среде ORCAD 9.2 (V_i ($i = 1, 2, \dots, 6$) — «программируемые» источники импульсного напряжения (VPWL_FILE из библиотеки SOURCE. Временные зависимости напряжения на зажимах таких источников задаются в текстовых файлах с расширением *.txt) для управления затворами транзисторов электронного коммутатора УТД)

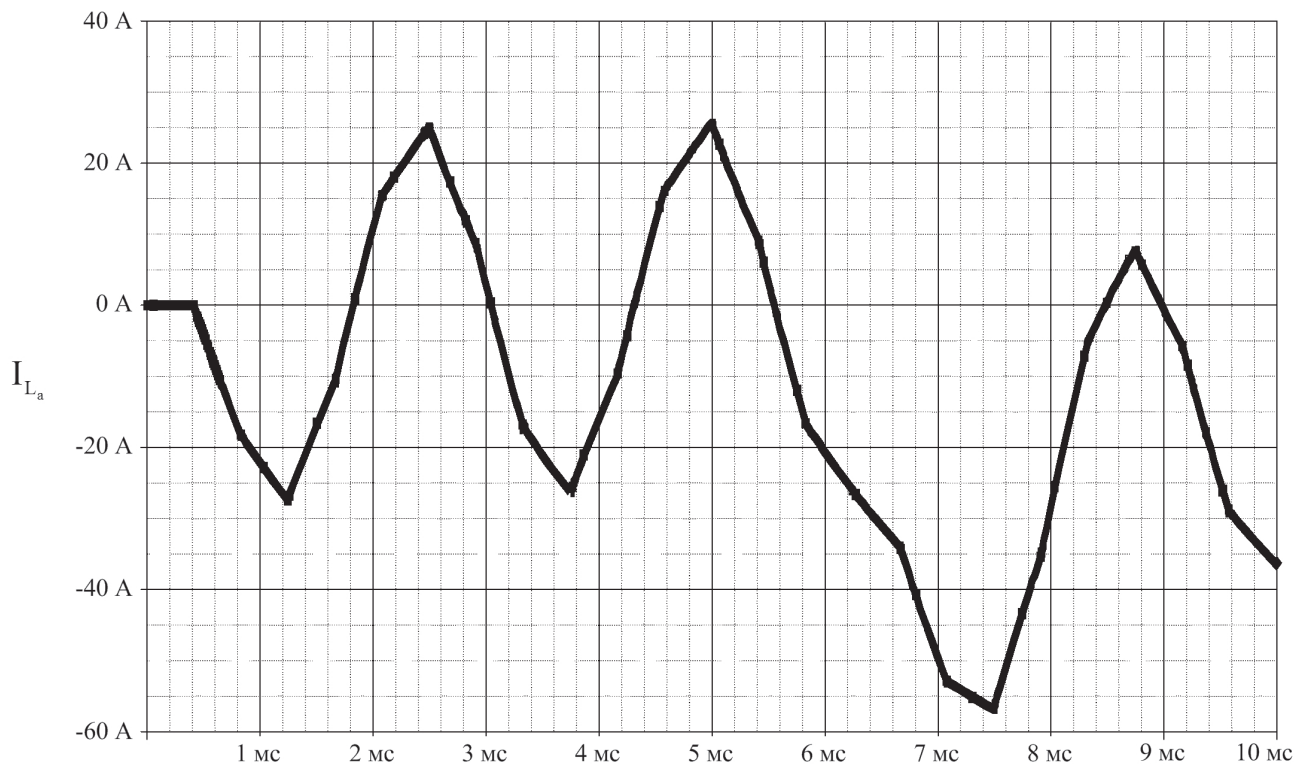


Рис. 8. Временная диаграмма фазного тока I_{L_a} в обмотке исполнительного двигателя СРП при изменении режима работы на реверсный в момент времени $t_0 = 6,25$ мс

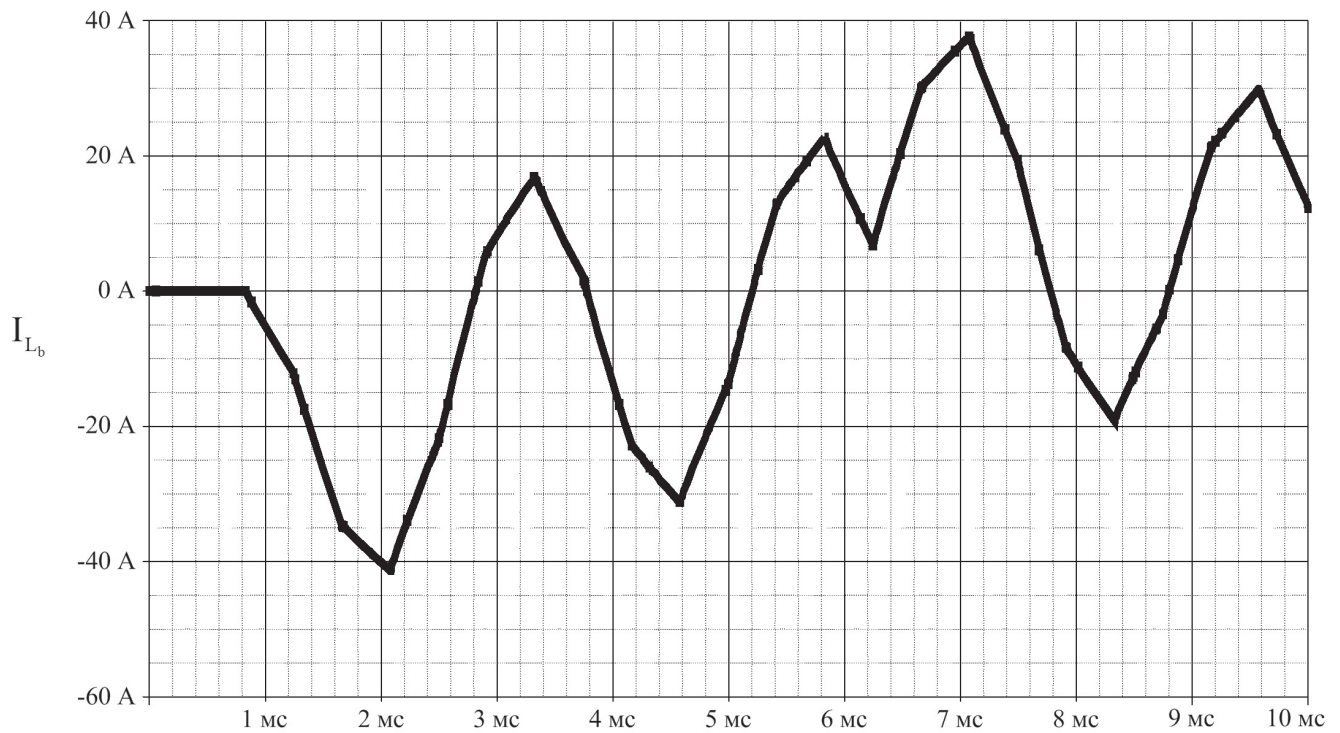


Рис. 9. Временная диаграмма фазного тока I_{L_b} в обмотке исполнительного двигателя СРП при изменении режима работы на реверсный в момент времени $t_0 = 6,25$ мс

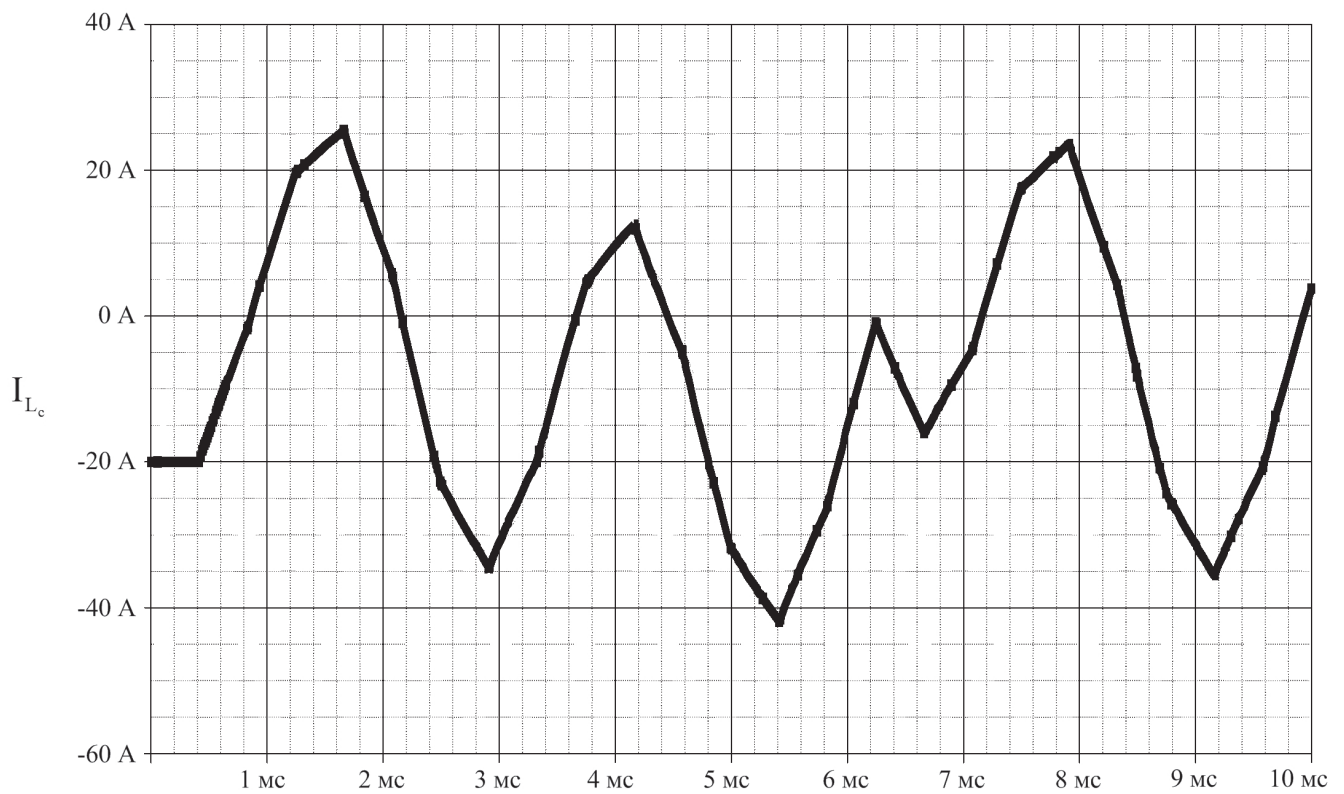


Рис. 10. Временная диаграмма фазного тока I_{L_c} в обмотке исполнительного двигателя СРП при изменении режима работы на реверсный в момент времени $t_0 = 6,25$ мс

2. *Ермаков С.А., Сухоруков Р.В.* Развитие систем рулевых гидроприводов самолётов // Труды конференции «Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения». Москва. Октябрь 2010. С. 438—449.
3. *Кузьмичёв Р.В., Ситин Д.А., Степанов В.С.* Исполнительные механизмы петлеобразной формы для приводов самолётов с повышенным уровнем электрификации [Электронный ресурс] (09.07.2011) // Труды МАИ. 2011. №45. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25426>
4. *Ogol'tsov I., Samsonovich S., Selivanov A., Alekseenkov A.* New developments of electrically powered electrohydraulic and electromechanical actuators for the more electric aircraft // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St. Petersburg, September 7-12. 2014. URL: https://docviewer.yandex.ru/?url=http%3A%2F%2Fwwwicas.org%2FICAS_ARCHIVE%2FICAS2014%2Fdata%2Fpaper0s%2F2014_0747_paper.pdf&name=2014_0747_paper.pdf&lang=en&c=56f972b99da2&page=1
5. *Атабеков Г.И.* Теоретические основы электротехники: Учебник для вузов. В 3-х ч. Ч. 1. Линейные электрические цепи. — 5-е изд., испр. и доп. — М.: Энергия, 1978. — 592 с.
6. Cadence PCB solutions, 2016, <http://www.orcad.com>
7. Электромагнитная совместимость технических средств подвижных объектов / Под ред. В.П. Булекова. — М.: Изд-во МАИ, 2004. — 648 с.
8. *Карасев 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. №1. С. 132-139.

AIRCRAFT STEERING GEAR SYSTEM CURRENT AMPLIFIER TRANSIENTS SIMULATION

Kirillov V.Yu., Klykov A.V., Tomilin M.M.

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia
e-mail: emc@mai.ru*

Abstract

During the last three decades, the design effort is being concentrated on realization of “more all-electric aircraft” concept. We can assign to this class the planes incorporating, either power hydraulic or pneumatic actuators for energy-intensive installations control, or electric motor drives controlling various functional objects, such as steering rudders. Nowadays the research effort is focused on two types of drives design - electromechanical and electric hydrostatic drives. The electromagnetic interference (EMI) generated herewith by electric drive motors in the form of electromagnetic fields may affect the operation of aircraft on-board equipment which, in some cases, causes failures. Furthermore, electric drive modules represent receptors of external radiated and conducted interference, which may distort control signals, formed by microcontroller and, hence, conducted EMI in motor windings in the form of phase currents transients. Thus, it is necessary to know the levels of motor phase currents, occurring during various transients, to provide normal operation of the drive and evaluate electromagnetic environment within the aircraft interior.

The goal of the paper consists in the analysis of the phase currents transients occurring in the steering drive system (SDS) motor, based on the results obtained by computer simulation in OrCad 9.2.

The paper presents waveforms of phase currents in motor windings, obtained with OrCAD simulation. The phase currents levels in actuating motor windings may be about 1.5 times greater than their rated values while operating mode variation. The above said currents and the EMI they induced in the form of electromagnetic fields affect the electromagnetic environment within the interior volume and are of serious hazard to electronic equipment of either SDS, or to aircraft on-board equipment.

The presented paper is a part of research on calculation and simulation of electromagnetic interference caused by the transients in current amplifier of an aircraft SDS motor.

Keywords: transient, aircraft, steering gear system, electromagnetic interference, electromagnetic environment.

References

1. Reznikov S.B., Bocharov V.V., Kharchenko I.A. *Elektromagnitnaya i elektroenergeticheskaya sovmestimost' sistem elektrosnabzheniya i vtorichnykh istochnikov pitaniya polnost'yu elektrifitsirovannykh samoletov* (Electromagnetic and electroenergetic compatibility of electrical power supply systems and secondary electrical power sources of all-electrical aircraft's), Moscow, MAI, 2014, 160 p.
2. Ermakov S.A., Sukhorukov R.V. *Trudy konferentsii «Tekhnicheskie i programmnye sredstva sistem upravleniya, kontrolya i izmereniya»*, Moscow, 2010, pp. 438 – 449.
3. Kuz'michev R.V., Sitin D.A., Stepanov V.S. *Trudy MAI*, 2011, no. 45, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=25426> (accessed 09.07.2011).
4. Ogol'tsov I., Samsonovich S., Selivanov A., Alekseenkov A. New developments of electrically powered electrohydraulic and electromechanical actuators for the more electric aircraft. *29-th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, St. Petersburg, September 7–12, 2014, available at: https://docviewer.yandex.ru/?url=http%3A%2F%2Fwww.icas.org%2FICAS_ARCHIVE%2FICAS2014%2Fdata%2Fpapers%2F2014_0747_paper.pdf&name=2014_0747_paper.pdf&lang=en&c=56f972b99_da2&page=1
5. Atabekov G.I. *Teoreticheskie osnovy elektrotehniki* (Theoretical basics of electrical engineering), Moscow, Energiya, 1978, part 1, 592 p.
6. *Cadence PCB solutions*, available at: <http://www.orcad.com/>, 2016.
7. Bulekov V.P. *Elektromagnitnaya sovmestimost' tekhnicheskikh sredstv podvizhnykh ob"ektov* (Electromagnetic compatibility of technical facilities of moving vehicles), Moscow, MAI, 2004, 648 p.
8. Karasev D.A., Arutjunov A.G., Zagordan A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 132-139.