

УДК 629.7

Учет требований по аэроупругой устойчивости беспилотного летательного аппарата при проектировании электромеханического рулевого привода

Туркин И.К.,^{1*} Кондрашев Г.В.^{2}**

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

²*Машиностроительное конструкторское бюро «ВЫМПЕЛ» имени И.И.Торопова, Волоколамское шоссе, 90 Москва, 125424, Россия*

*e-mail: kafedra_602@mail.ru

**e-mail: termik5@mail.ru

Аннотация

Рассматривается задача обеспечения аэроупругой устойчивости беспилотного летательного аппарата при проектировании рулевого привода. Для решения задачи была разработана математическая модель электромеханического рулевого привода. Был проведен сравнительный анализ математической модели с исследовательским макетом электромеханического рулевого привода.

Ключевые слова: аэроупругая устойчивость, беспилотный летательный аппарат, электромеханический рулевой привод, эскизное проектирование.

Введение

При проектировании маневренного беспилотного летательного аппарата (БЛА) решается множество задач, одной из них является обеспечение аэроупругой устойчивости (АУУ) с системой автоматического управления (САУ). Цель данной задачи заключается в предотвращении возникновения автоколебаний в контуре, состоящем из упругого корпуса БЛА, элементов САУ и внешних аэродинамических воздействий.

Задача по обеспечению АУУ приобрела особую значимость в связи с повышением требований по маневренности к современным БЛА. Для обеспечения высокой маневренности необходимо повышать быстродействие САУ БЛА, что приводит к увеличению коэффициентов передачи в контуре стабилизации. Данное обстоятельство приводит к тому, что практически каждый создаваемый БЛА или его существенная модификация потенциально подвержены возникновению аэроупругой неустойчивости.

Для определения запасов аэроупругой устойчивости обычно пользуются экспериментальными методами, но они применимы на поздних этапах проектирования, когда внесение изменений в САУ, а тем более в конструкцию, затруднительно. При проведении экспериментальных работ приходится учитывать ограничения, накладываемые элементами САУ:

- необходимость в доработках инерциальной системы управления (ИСУ) для вывода аналоговых сигналов с чувствительных элементов – датчиков угловых скоростей (ДУС) и датчиков линейных ускорений (ДЛУ);

- кратковременность допускаемой непрерывной работы ИСУ в режиме автономного полета;
- кратковременность допускаемой непрерывной работы рулевых приводов (РП) и их малый ресурс.

Данные ограничения увеличивают сроки проведения работ по определению запасов АУУ. Несмотря на перечисленные особенности, расчетно-экспериментальный метод определения запасов АУУ является наиболее точным, поскольку данные, полученные в ходе эксперимента, включают в себя все нелинейные особенности САУ БЛА (трение и люфт в кинематической цепи управления, влияние различных ограничивающих звеньев в контуре стабилизации, податливость крепления ДУС и ДЛУ и т.п.).

Наиболее рациональным, с точки зрения затрат времени и финансов на процесс проектирования, способом оценки запасов аэроупругой устойчивости можно считать метод математического моделирования. Исследование математической модели (ММ) позволяет обойти те ограничения, которые накладывают устройства, входящие в состав САУ и значительно ускорить процесс оценки запасов АУУ, а также проводить сравнительные исследования с различными исходными данными. Также, при помощи математического моделирования можно найти режимы полета, наиболее интересные для экспериментальных исследований по определению запасов АУУ. Планирование эксперимента помогает сократить сроки его проведения.

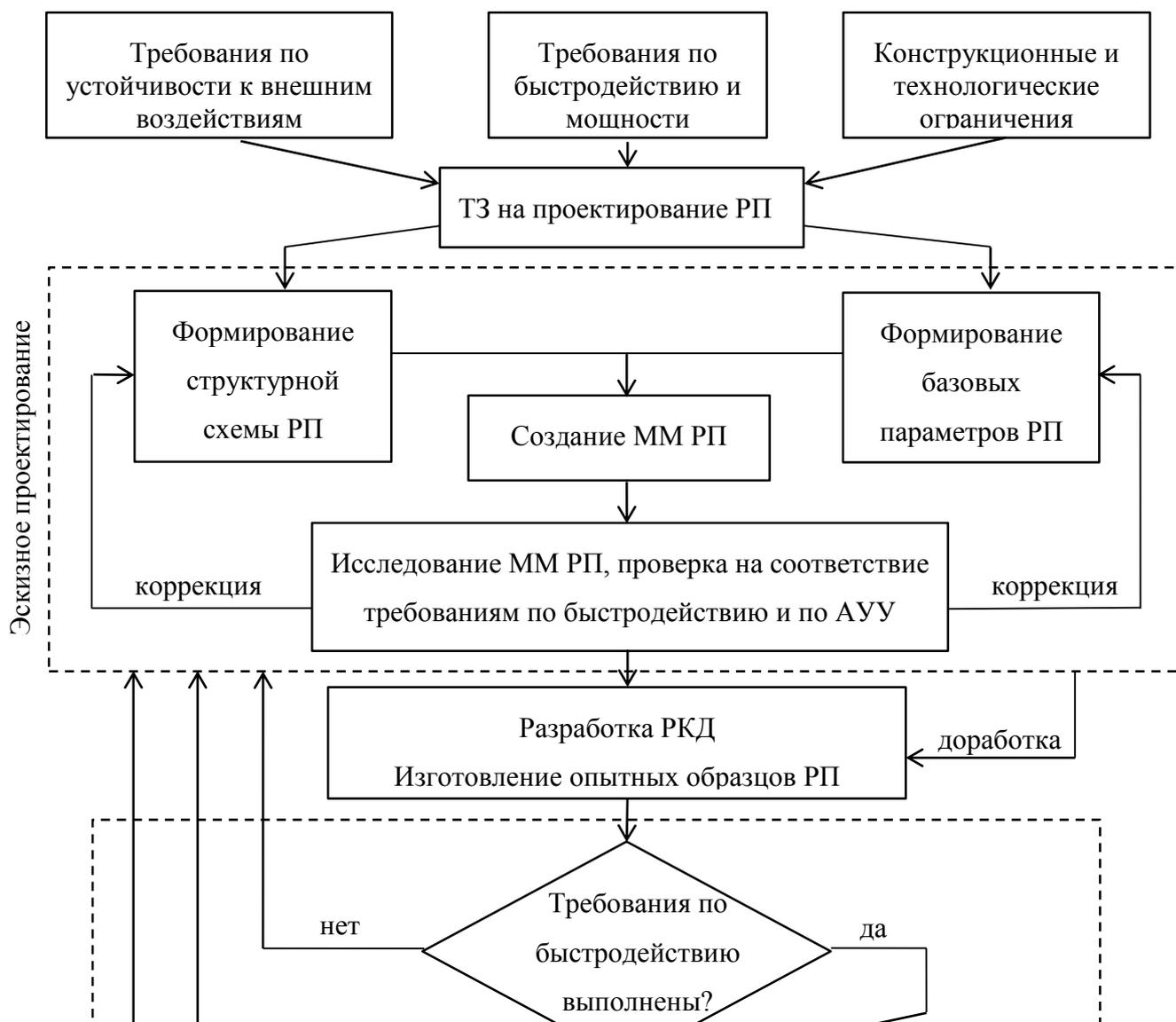
Значительным преимуществом метода математического моделирования является возможность определять появление аэроупругой неустойчивости на ранних этапах

проектирования, когда еще не начато изготовление опытных образцов БЛА и его агрегатов. Это позволяет корректировать параметры САУ и ее исполнительных устройств (РП) до этапа изготовления рабочей конструкторской документации (РКД), образцов проектируемого БЛА и его агрегатов.

Цель данной работы:

- составить ММ электромеханического РП, учитывая особенности реального привода;
- провести сравнительный анализ данных, полученных в ходе математического моделирования и экспериментального исследования РП;

Особенности проектирования электромеханического рулевого привода



Проектирование РП, аналогично процессу проектирования БЛА в целом, является итерационным процессом (см. рис. 1). В ходе этого процесса уточняются проектные параметры, такие как количество обратных связей, коэффициент усиления, наличие и тип коррекции (регулятора), тип двигателя, напряжение питания, тип редуктора, тип усилителя, тип устройства, измеряющего отработанный угол поворота и т.д.

Основными требованиями, влияющими на выбор наиболее важных проектных параметров, являются требования по быстродействию (малое время переходного процесса), устойчивости к внешним воздействиям (климатическим, вибрационным, ударным, акустическим и специальным), а также, конструкционно-технологические ограничения. Вопрос обеспечения запасов АУУ обычно рассматривается после того как проектируемый РП пройдет проверки на соответствие указанным выше требованиям. Такой подход объясняется тем, что быстродействие является характеристикой, прямо влияющей на боевую эффективность БЛА.

При проектировании современных высокоманевренных БЛА наиболее важным является вопрос обеспечения устойчивости с САУ при сохранении заданного уровня быстродействия. Решение данной проблемы – это компромисс между устойчивостью и управляемостью. Решение данной задачи нужно осуществлять методом математического моделирования, который позволяет рассмотреть множество альтернативных вариантов наборов проектных параметров БЛА и его систем. В такую математическую модель можно включить модель взаимодействия БЛА как упругого тела с САУ и ее исполнительными устройствами – рулевыми приводами.

В данной работе рассматривается ММ электромеханического РП, которая может быть использована на этапе эскизного проектирования в составе модели более высокого уровня для определения области допустимых значений проектных параметров БЛА.

Математическая модель электромеханического рулевого привода

Математическая модель РП (см. рис. 2) имеет блочную структуру, и реализована в среде MATLAB/Simulink. Модель имеет отрицательные обратные связи по отработанному углу и угловой скорости вала двигателя.

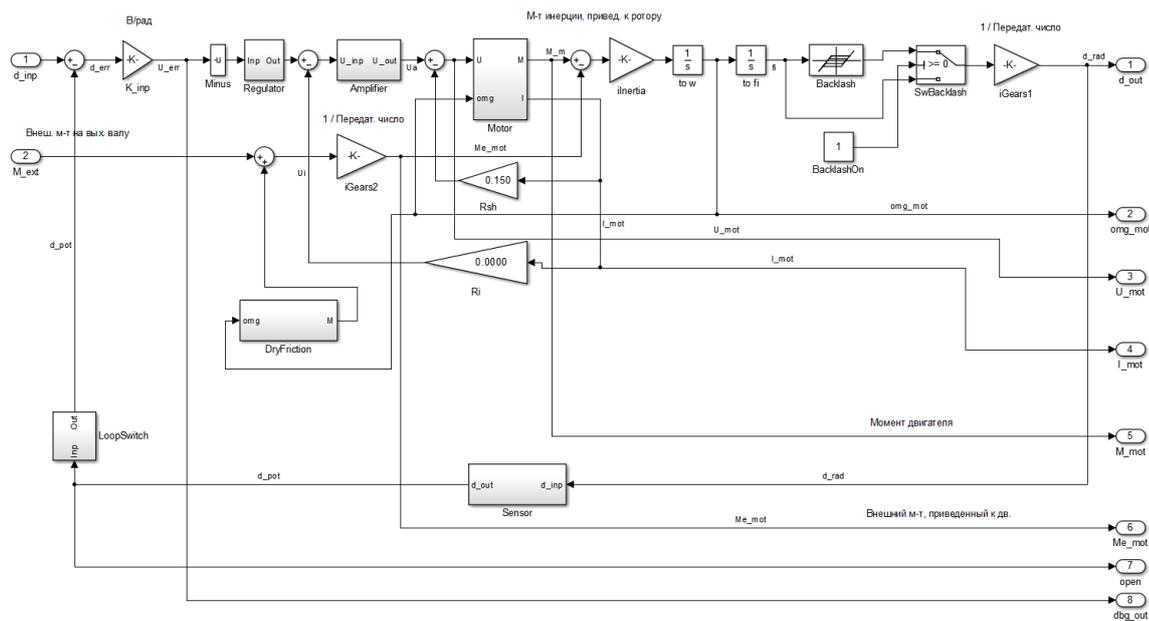


Рис. 2 Математическая модель электромеханического рулевого привода.

Алгоритм работы модели.

На вход модели подается сигнал заданного угла, из него вычитается сигнал отработанного угла с потенциометра обратной связи (ПОС) (1).

$$\delta_{\varepsilon} = \delta_{\text{зад}} - \delta_{\text{отр}} \quad (1)$$

Сигнал рассогласования (в радианах) умножается на входной коэффициент и преобразуется в вольты (2).

$$U_{\varepsilon} = \delta_{\varepsilon} \cdot k_{\text{вх}} \quad (2)$$

Далее сигнал подается на вход усилителя (см. рис. 3), который реализован в виде апериодического звена

$$U = \frac{k_{\text{ус}}}{Ts+1} \quad (3)$$

где $k_{\text{ус}}$ – коэффициент усиления.

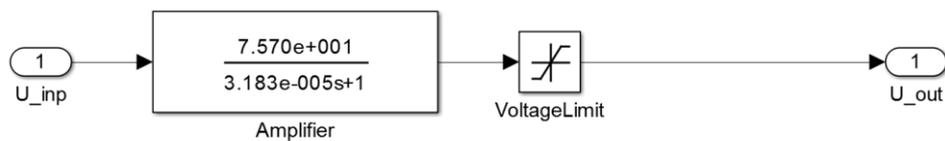


Рис. 3 Звено «усилитель»

На выходе звена напряжение, поступающее на электродвигатели, ограничивается в соответствии с номинальным рабочим напряжением бортовых источников питания (в данном случае, 27 вольт) (4).

$$U_{\text{дв}} = \begin{cases} U_{\text{max}}, & \text{если } U > U_{\text{max}} \\ -U_{\text{max}}, & \text{если } U < -U_{\text{max}} \end{cases} \quad (4)$$

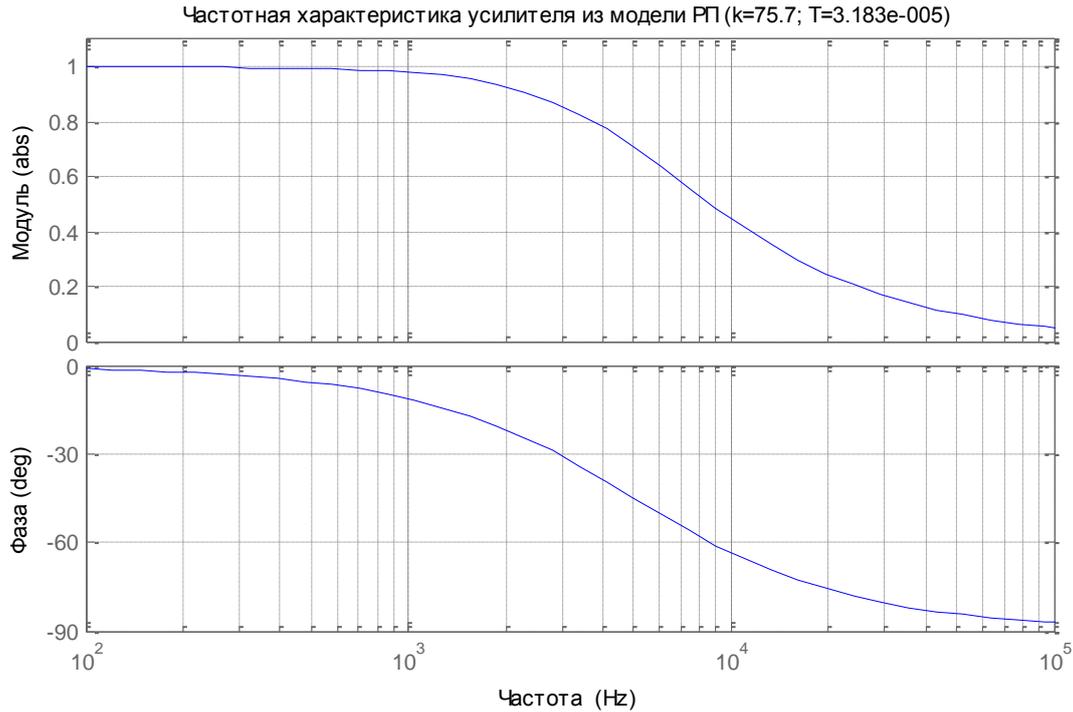


Рис.4 Частотная характеристика звена «усилитель»

После прохождения усилителя напряжение попадает на двигатель постоянного тока (см. рис. 5), который реализован в модели в виде апериодического звена (5)

$$I_{\text{я}} = \frac{1/R_{\text{я}}}{T_{\text{я}}s+1} \quad (5),$$

где $R_{\text{я}}$ – сопротивление якоря, $T_{\text{я}} = \frac{L_{\text{я}}}{R_{\text{я}}}$ – постоянная времени якоря.

Учитываются потери от против-ЭДС, пропорциональной угловой скорости вращения вала двигателя (6).

$$U_E = C_E \cdot \omega_{\text{дв}} \quad (6)$$

Напряжение на якоре двигателя складывается из разности выходного напряжения усилителя и против-ЭДС (7).

$$U_{\text{я}} = U_{\text{дв}} - U_E \quad (7)$$

На выходе двигателя получаем крутящий момент, пропорциональный току якоря (8).

$$M_{эл} = I_{я} \cdot C_M \quad (8)$$

Поскольку ротор двигателя вместе с его выходным валом установлены на подшипниках, то необходимо учесть потери крутящего момента от вязкого трения в подшипниках (9)

$$M_f = K_{Mf} \cdot \omega_{дв} \quad (9)$$

Крутящий момент на выходном валу двигателя будет равен:

$$M = M_{эл} - M_f \quad (10)$$

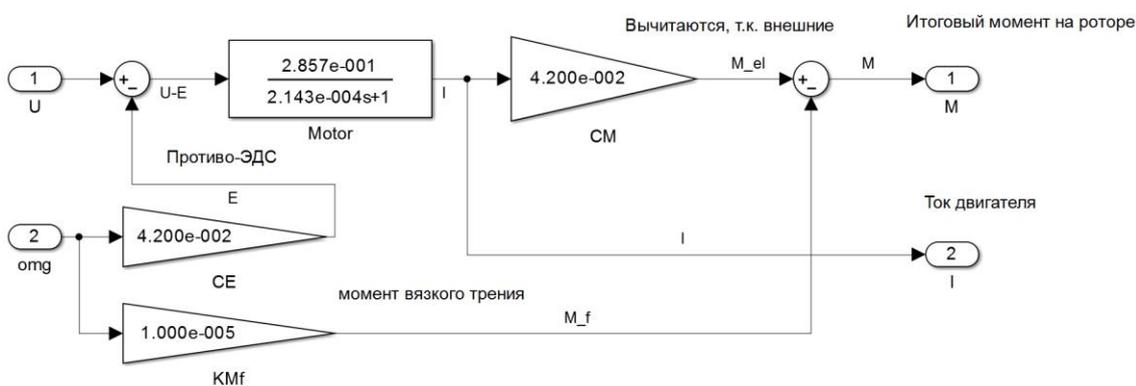


Рис. 5 Звено «двигатель постоянного тока»

Помимо потерь на вязкое трение, учитываются потери крутящего момента на валу двигателя от сухого трения. На структурной схеме блока (см. рис. 6) видно, что учитывается направление вращения вала двигателя, так как знак момента сухого трения направлен в сторону, противоположную направлению вращения вала.

Звено «двигатель постоянного тока» охвачено обратной связью по току для ограничения максимально допустимого значения тока на якоре.

Для преобразования крутящего момента в угловое ускорение вращения вала двигателя нужно учесть момент инерции выходного вала двигателя (11).

$$\dot{\omega}_{дв} = \frac{M}{J_{дв}} \quad (11)$$

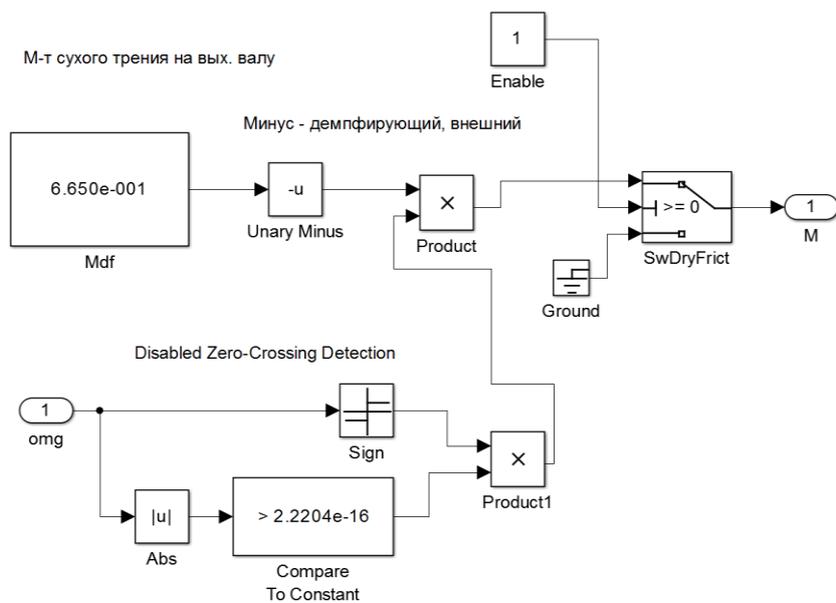


Рис. 6 Структурная схема звена «сухое трение»

Для преобразования углового ускорения в угловую скорость, а затем, в угол поворота вала, нужно дважды его проинтегрировать (см. рис. 2).

Следующим элементом модели является звено «backlash» (люфт). Люфт присутствует практически в каждой системе с редуктором, поскольку причиной его возникновения являются зазоры между соприкасающимися частями механизма, возникающие из-за допуска на размеры зубчатых колес.

Алгоритм работы блока backlash следующий: имеется угловой зазор, равный b , угол поворота выходного вала привода (на нем стоит орган управления) будет равен заданному значению, пока угол поворота вала двигателя при возрастании не достигнет значения $b/2$, после чего выходной сигнал будет равен:

$$\varphi_{\text{в}} = \varphi_{\text{дв}} - b/2 \quad (12)$$

После того как, произойдет смена направления вращения вала двигателя, угол поворота выходного вала будет оставаться неизменным, пока входной сигнал не изменится на величину $b/2$ после чего выходной сигнал будет равен:

$$\varphi_{\text{в}} = \varphi_{\text{дв}} + b/2 \quad (13)$$

Угол поворота выходного вала через ПОС поступает на вход привода, где вычитается из заданного угла для определения рассогласования.

С помощью данной модели был произведен расчет амплитудной и фазовой частотных характеристик.

Сравнение расчетных и экспериментальных частотных характеристик

Для оценки достоверности математической модели было проведено сравнение амплитудных и фазовых частотных характеристик (АЧХ и ФЧХ), полученных расчетным способом с экспериментальными, полученными при работах с исследовательской моделью РП.

Исследовательская модель РП состоит из следующих частей: корпуса, двигателя постоянного тока ДПР-62-Н4-01, редуктора, ПОС (рис. 7) и усилителя (рис. 8).

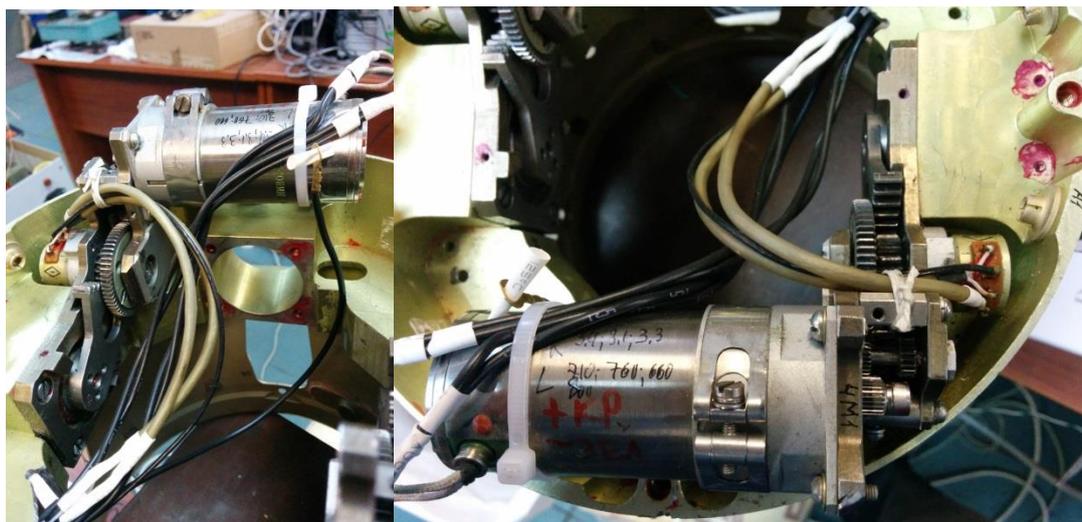


Рис. 7 Внешний вид исследовательской модели РП



Рис. 8 Блок управления

Для измерения частотных характеристик (ЧХ) исследовательской модели РП был использован программируемый контроллер CompactRIO (cRIO) фирмы National Instruments(рис. 9)



Рис. 9 Система сбора NI cRIO

Измерения производились двумя способами:

1. На вход блока управления был подан сигнал заданного угла, формируемый цифро-аналоговым преобразователем контроллера cRIO и измерен сигнал отработанного угла с ПОС;

2. На вход блока управления был подан сигнал заданного угла с низкочастотной добавкой 3,0 град., 1,0 Гц (НЧ наложение).

Второй способ дает возможность в некоторой степени линеаризовать получаемые ЧХ, снижая влияние люфта редуктора.

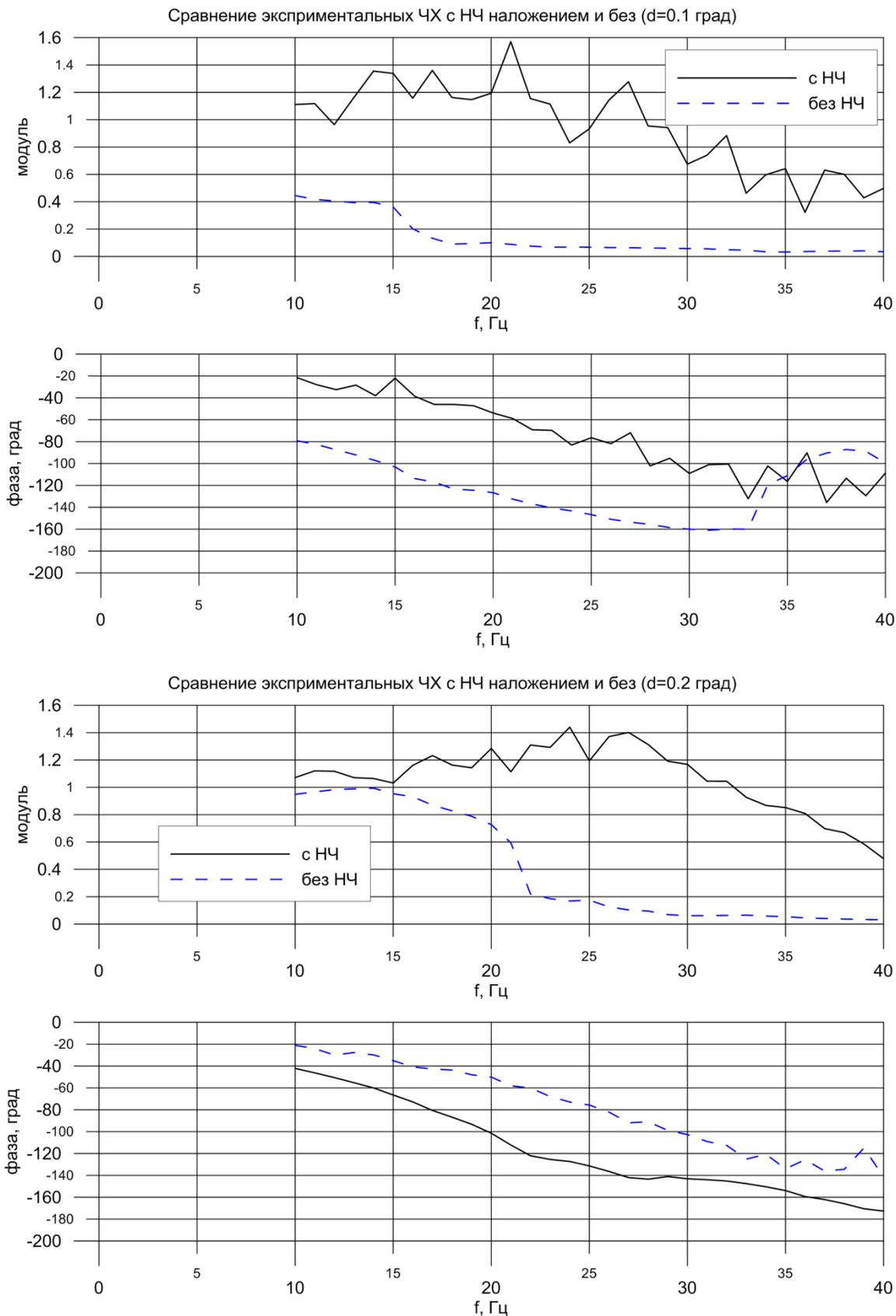


Рис. 10 Сравнение экспериментальных ЧХ, измеренных с применением НЧ наложения и без

Рассматривая приведенные на рис. 10 ЧХ можно заметить, что на зависимостях, измеренных при помощи первого метода, на малых углах РП практически не отрабатывает заданный угол, поскольку перемещения выходного вала привода находятся в пределах люфта. Но кривые, снятые с помощью второго метода показывают, что РП отрабатывает входное воздействие с коэффициентом пропускания больше единицы на частотах до 27-30 Гц.

Учитывая сказанное выше, было принято решение, для оценки достоверности ММ РП использовать при сравнении экспериментальные ЧХ, полученные с применением метода НЧ наложения.

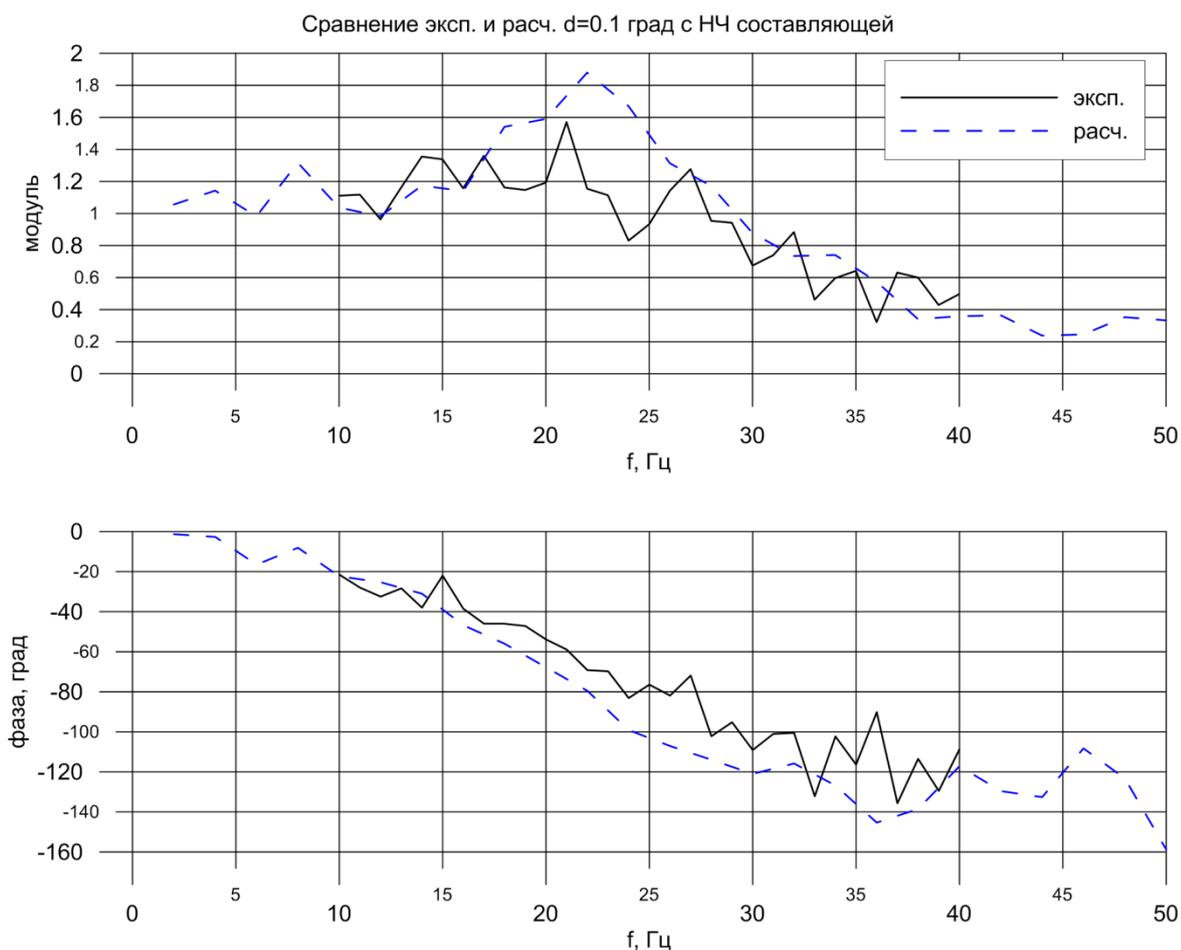
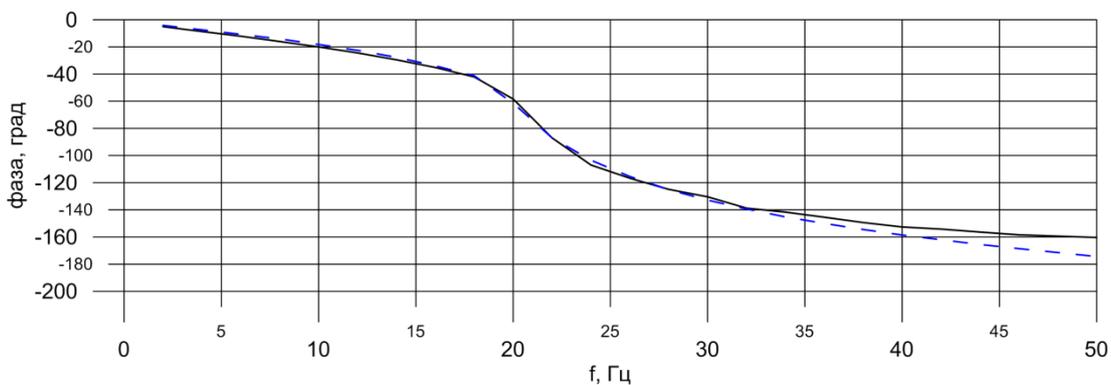
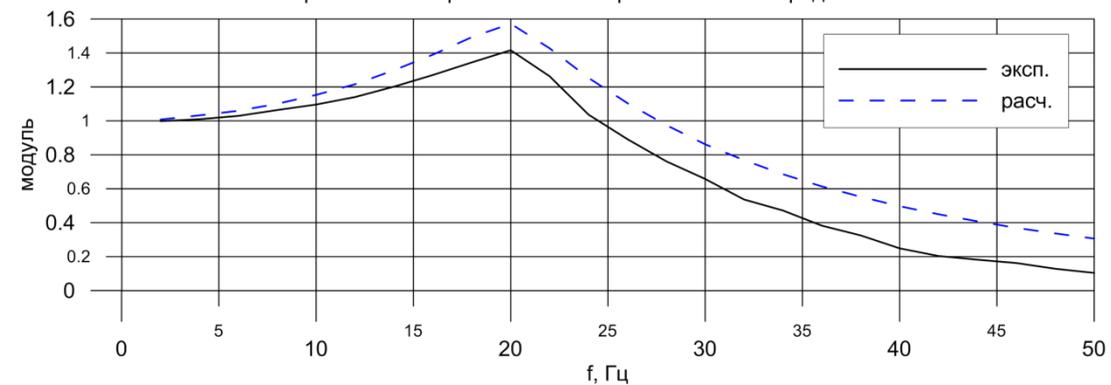


Рис. 11 Сравнение расчетных и экспериментальных ЧХ ($\delta_{зад}=0,1$ град.)

Сравнение экспериментальных и расчетных ЧХ 1 град.



Сравнение экспериментальных и расчетных ЧХ 2 град.

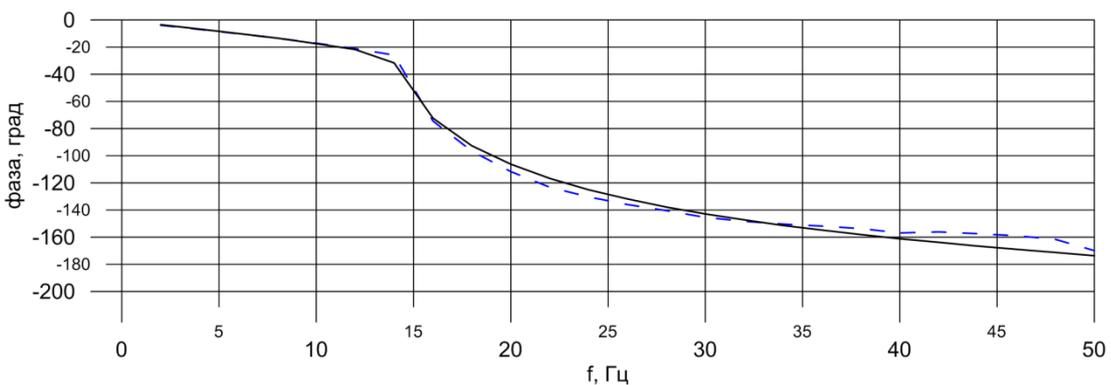
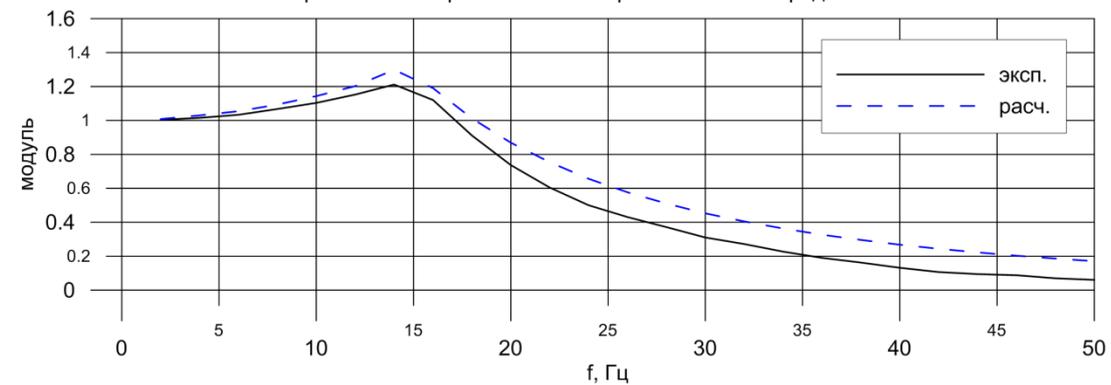


Рис. 12 Сравнение расчетных и экспериментальных ЧХ ($\delta_{\text{зад}}=1$ и 2 град.)

Выводы

В работе предложена методика проектирования электромеханического рулевого привода. Цель данной методики состоит в замещении части экспериментальных работ расчетными и переносе их на этап эскизного проектирования. Данный подход должен уменьшить объем экспериментальных работ по АУУ благодаря прогнозированию возможных критических режимов. Также, снижается риск возникновения недостаточных запасов АУУ на завершающих этапах проектирования, что позволит избежать дорогостоящих изменений в САУ и исполнительных устройствах для устранения выявленных недостатков.

В среде MATLAB/Simulink была разработана математическая модель рулевого привода для решения поставленных задач. Проведена ее верификация с помощью разработанной исследовательской модели электромеханического привода.

При сравнении частотных характеристик установлено, что разработанная математическая модель рулевого привода достоверно воспроизводит характеристики исследовательской модели и может быть использована для предварительной оценки запасов АУУ и планирования эксперимента.

Разработанная модель имеет потенциал для дальнейшей детализации и включения новых задач, таких как построение областей устойчивости по нескольким

выборочным параметрам. Дальнейшее развитие модели следует направлять в сторону создания двухмассовой модели редуктора с зазором.

Библиографический список

1. Москаленко В.В. Электрический привод: Учебник для студентов высших учебных заведений. - М.: Издательский центр «Академия», 2007. - 368 с.
2. Фираго Б.И. Теория электропривода: Учебное пособие. - Минск.: ЗАО «Техноперспектива», 2004. - 527 с.
3. Педора А.П., Смыслов В.И. Исследование аэроупругой устойчивости маневренных беспилотных летательных аппаратов. – М: Труды ЦАГИ, вып. 2669. 2005. - 260 с.
4. Туркин И. К., Кондрашев Г.В. Динамическое поведение летательного аппарата с учетом влияния элементов системы автоматического управления //Электронный журнал Труды МАИ, 2011г. Вып. №49: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=27665> (дата публикации 27.12.2011).