

МАШИНОВЕДЕНИЕ, СИСТЕМЫ ПРИВОДОВ И ДЕТАЛИ МАШИН

УДК 629.7.062

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА С ШАРИКОВИНТОВОЙ ПЕРЕДАЧЕЙ С УЧЕТОМ НЕЛИНЕЙНОСТЕЙ ТИПА «СУХОЕ ТРЕНИЕ» И «ЛЮФТ»

Билялетдинова Л.Р. *, Стеблинкин А.И. **

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

** e-mail: kedr23k@yandex.ru*

*** e-mail: Anton.Steblinkin@tsagi.ru*

Представлено описание математической модели динамики электромеханического рулевого привода (ЭМРП) руля высоты регионального пассажирского самолета, а также результаты математического моделирования привода. В разработанной в программном пакете MATLAB/Simulink модели привода реализованы различные подмодели нелинейностей типа «сухое трение» и «люфт», а также переключаемые уровни детализации подмоделей силовой электроники, электродвигателя и механической части, благодаря чему при решении различных задач обеспечивается баланс между точностью и скоростью моделирования. В результате одна и та же «универсальная» модель может быть использована в процессе разработки электромеханической системы управления рулем самолета инженерными командами, отвечающими за решение отдельных задач. На основании результатов математического моделирования продемонстрировано влияние параметров нелинейностей типа «сухое трение» и «люфт» и способа их программной реализации на качество регулирования и характеристики привода. В частности, показано, что для учета эффектов сухого трения наиболее оптимальным с точки зрения точности моделирования является разделение фаз движения (покой, движение, страгивание) по признаку малости скорости, без использования аппроксимирующих функций, заменяющих функцию sign. Также показано, что линейная жесткость шариковинтового преобразователя привода оказывает незначительное влияние на частотные характеристики привода в области частот управления рулевой поверхностью, а замена трехфазного электродвигателя однофазным при редуцировании модели ЭМРП не всегда допустима.

Ключевые слова: моделирование электромеханического привода, моделирование шариковинтовой передачи, моделирование трения, моделирование люфта редуктора.

Введение

Одним из наиболее перспективных направлений развития систем рулевых приводов самолетов является использование приводов с электрическим

энергоснабжением [1, 2], что, в свою очередь, представляет собой существенный элемент концепции полностью электрического самолета. В настоящее время существуют две технологии, позволяющие

отклонять аэродинамические органы управления с использованием энергии бортовой электросети — это технологии электрогидростатического (ГСРП) и электромеханического рулевого привода (ЭМРП). Использование таких приводов для основного управления первичными органами управления магистральных самолетов (руль высоты, руль направления и элероны) до настоящего времени не представлялось возможным по причине недостаточных показателей надежности и отказобезопасности, сравнительно низкой весовой эффективности и худшего качества регулирования в области малых сигналов управления по сравнению с используемыми электрогидравлическими приводами.

Применение синхронных электродвигателей на постоянных магнитах, выполненных на базе редкоземельных металлов, высокотемпературных ($T > 100\text{ }^\circ\text{C}$) силовых транзисторов, рассчитанных на большие токи ($I > 25\text{ A}$), а также прогресс в области алгоритмов векторного управления электродвигателями позволили приблизить удельную мощность электрических приводов к мощности приводов электрогидравлического типа при обеспечении необходимого качества регулирования положением выходного звена во всем диапазоне эксплуатационных условий (нагрузок, температур, уровней сигналов управления и т.д.).

При этом использование ЭМРП для управления рулями самолета за счет относительной простоты конструкции предпочтительнее ГСРП. Электромеханические приводы обеспечивают на 5—10% большую энергетическую эффективность [3], а также за счет отсутствия гидравлического контура лучшие экологические показатели эксплуатации: нет необходимости в специальных защитных мерах при регламентном обслуживании привода и в утилизации рабочей жидкости, что является факторами снижения стоимости жизненного цикла привода.

Таким образом, создание высокоэффективных, надежных и отказобезопасных ЭМРП авиационного назначения является актуальной задачей отечественной промышленности, а эффективное использование методов и средств математического моделирования на всех этапах разработки подобных изделий приобретает все большее значение. В частности, в рамках проекта «Actuation 2015» по созданию линейки унифицированных элементов (силовая электроника, электродвигатель, редуктор) электромеханических приводов для авиационного применения отдельное внимание было уделено разработке отраслевой библиотеки моделей типовых компонентов ЭМРП [4]. При этом практика реализации проектов по созданию рулевых приводов по-

казывает, что отдельными инженерными командами, как правило, создается множество математических моделей, предназначенных для решения разных инженерных задач — синтез законов управления приводом и их цифровой реализации на целевой платформе, проверки характеристик замкнутого контура регулирования, оптимизации тепловыделения и др. При этом в силу большой вероятности несогласованности исходных данных, версий моделей и т.д. такой подход порождает временные задержки в проекте и несогласованность получаемых отдельными командами результатов, т.е. подход является неоптимальным.

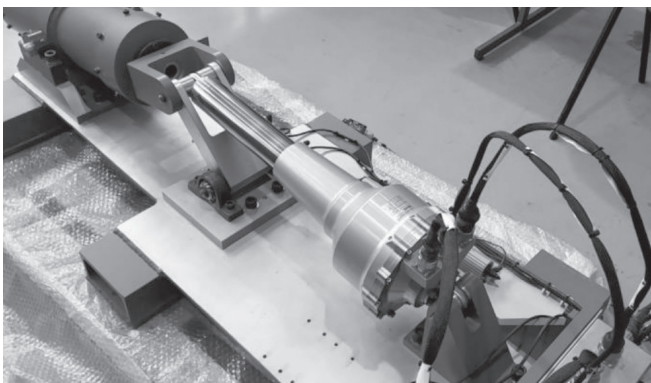
Кроме того, в отрасли отсутствуют верифицированные математические модели авиационных электромеханических приводов, позволяющие достоверно определять частотные характеристики привода при малых ($A_{\text{вх}} < 0,5\% \cdot A_{\text{max}}$) сигналах управления, а также запасы устойчивости замкнутого контура регулирования «самолет — система управления — привод» с учетом таких нелинейностей ЭМРП в области малых сигналов управления, как сухое трение и люфт, параметры которых могут привести к потере устойчивости замкнутого контура регулирования [5].

Таким образом, цель настоящей работы — создание универсальной математической модели динамики ЭМРП первичной системы управления магистрального самолета, которая может быть использована одновременно для решения следующих задач: 1) проектирование привода и его системы управления, включая синтез цифрового регулятора привода; 2) экспресс-анализ характеристик привода; 3) получение его эталонных статических и динамических характеристик; 4) проверка качества регулирования и запасов устойчивости замкнутого контура «самолет — система управления — привод», в том числе в режиме полунатурного моделирования, а также при малых сигналах управления; 5) исследование и оптимизация тепловых режимов работы привода в замкнутом отсеке консоли крыла.

Краткое описание электромеханического привода

В качестве моделируемого привода в работе использован линейный ЭМРП, спроектированный и изготовленный в рамках российско-европейского проекта «RESEARCH» [6]. Привод предназначен для отклонения руля высоты регионального пассажирского самолета, его внешний вид и основные технические характеристики представлены на рис. 1.

В состав привода входят: блок управляющей и силовой электроники (electronic control unit (ECU))



Ход штока	±75 мм
Скорость без нагрузки	80 мм/с
Усилие торможения	50 кН
Усилие (длительное)	~30 кН
Максимальный ток	25 А
Осевой люфт, max	0,02 мм

Рис. 1. Внешний вид ЭМПП и его основные характеристики

на основе сигнального процессора и силовых IGBT-ключей (Теснаlia, Испания), электродвигатель (ЭД) на основе синхронной машины на постоянных магнитах (PMSM) и шариковинтовой преобразователь (ШВП) (Umbra, Италия). Интегратором привода является фирма CESA (Испания).

Ключевые особенности привода: 1) наличие системы противозаклинивания выходного штока, которая отсоединяет выходное звено привода от ШВП в случае обнаружения заклинивания редуктора, обеспечивая свободное перемещение штока под действием внешней нагрузки; 2) исполнение привода по схеме ЭМПП прямого действия, при которой между валом электродвигателя и ШВП отсутствует понижающий редуктор. Это существенно упрощает конструкцию привода и значительно снижает приведенный к валу ЭД момент инерции, что в совокупности с применением высокомоментного низкооборотного ЭД обеспечивает повышение качества управления при малых сигналах рассогласования и при реверсировании движения штока привода.

Цифровой блок управления приводом конструктивно объединен с модулем силовой электроники в единое устройство (electronic control unit (ECU)) и взаимодействует с внешней системой управления полетом по протоколу CAN. Блок ECU не содержит выпрямитель, и привод питается от цепи постоянного тока 270 В.

Математическая модель ЭМПП

Разработка математической модели ЭМПП проводилась в среде MATLAB/Simulink в соответствии со следующими принципами:

- декомпозиция модели соответствует физическому составу привода;
- модель содержит подмодели компонентов с различным уровнем детализации для обеспечения баланса между точностью и величиной шага интегрирования при решении различных инженерных

задач без необходимости изменения структуры модели;

- при группировании частей модели в блоки и передаваемых между ними сигналов в шины использовался принцип максимальной абстракции;
- модель полностью параметризирована — структура и параметры модели изменяются через m-файл инициализации модели.

В соответствии с составом привода его модель на верхнем уровне состоит из следующих блоков (рис. 2): контроллер, блок силовой электроники, электродвигатель, шариковинтовой преобразователь.

Интерфейсы взаимодействия модели ЭМПП с внешними системами, моделями или алгоритмами, представлены в таблице.

Блок усиления с коэффициентом $K_{\text{р}}$ используется в линии обратной связи для программного замыкания/размыкания контура управления при автоматизированном определении различных характеристик привода, например для определения границ устойчивости привода по частотным характеристикам разомкнутого контура управления.

Переключение между используемыми подмоделями блоков (упрощенные или детализированные) осуществляется путем изменения программных флагов в m-файле инициализации модели. При этом за счет использования в блок-схеме программно управляемых case-структур в процессе моделирования осуществляется расчет только подмоделей необходимого типа, что существенно повышает скорость интегрирования. Выходы незадействованных в конкретном сеансе моделирования подмоделей равны нулю, поэтому объединять выходные сигналы разных подмоделей удобнее всего через блоки суммирования (рис. 3), так как блоки «Merge», предназначенные именно для использования в таких программных структурах, весьма прихотливы в использовании и имеют ряд ограничений [7].

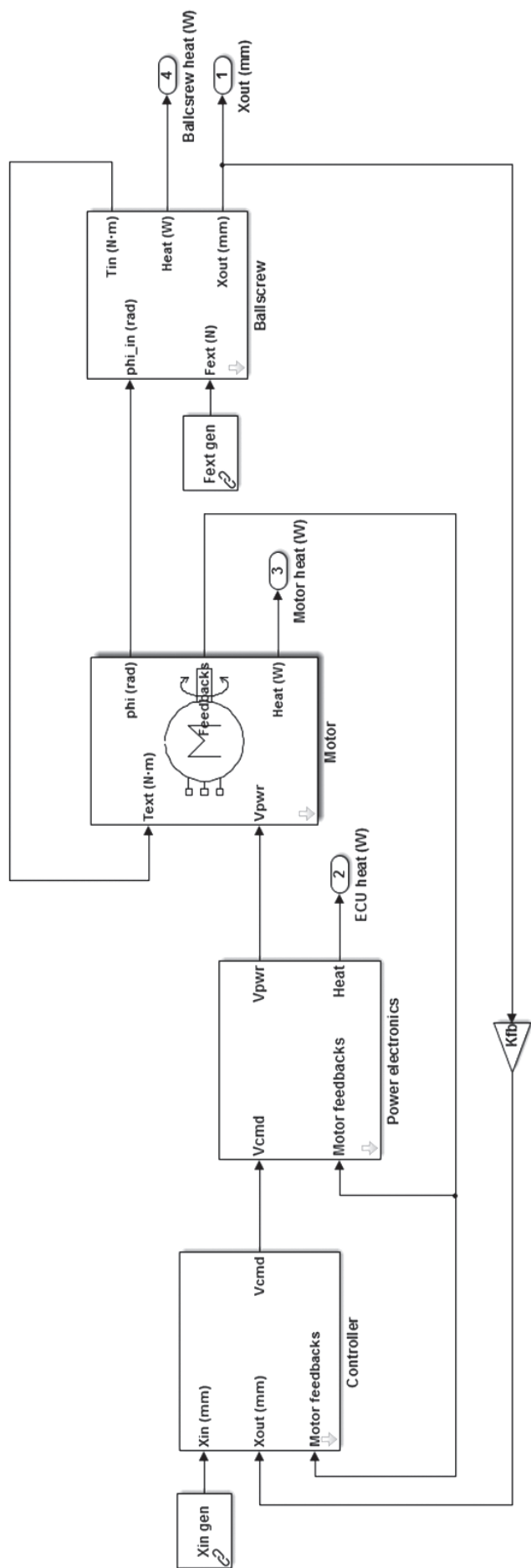


Рис. 2. Верхний уровень модели ЭМРП

Интерфейсы модели ЭМРП (верхний уровень)

Входные сигналы	
Xin	Командный сигнал по положению мм
Fext	Внешняя линейная осевая сила, действующая на шток («+» соответствует направлению силы, вдавливающей шток; «-» — направлению силы, вытягивающей шток) Н
Выходные сигналы	
Xout	Линейное перемещение штока мм
Losses	Потери мощности на каждом силовом элементе ЭМРП (силовой электронике, электродвигателе, ШВП) Вт

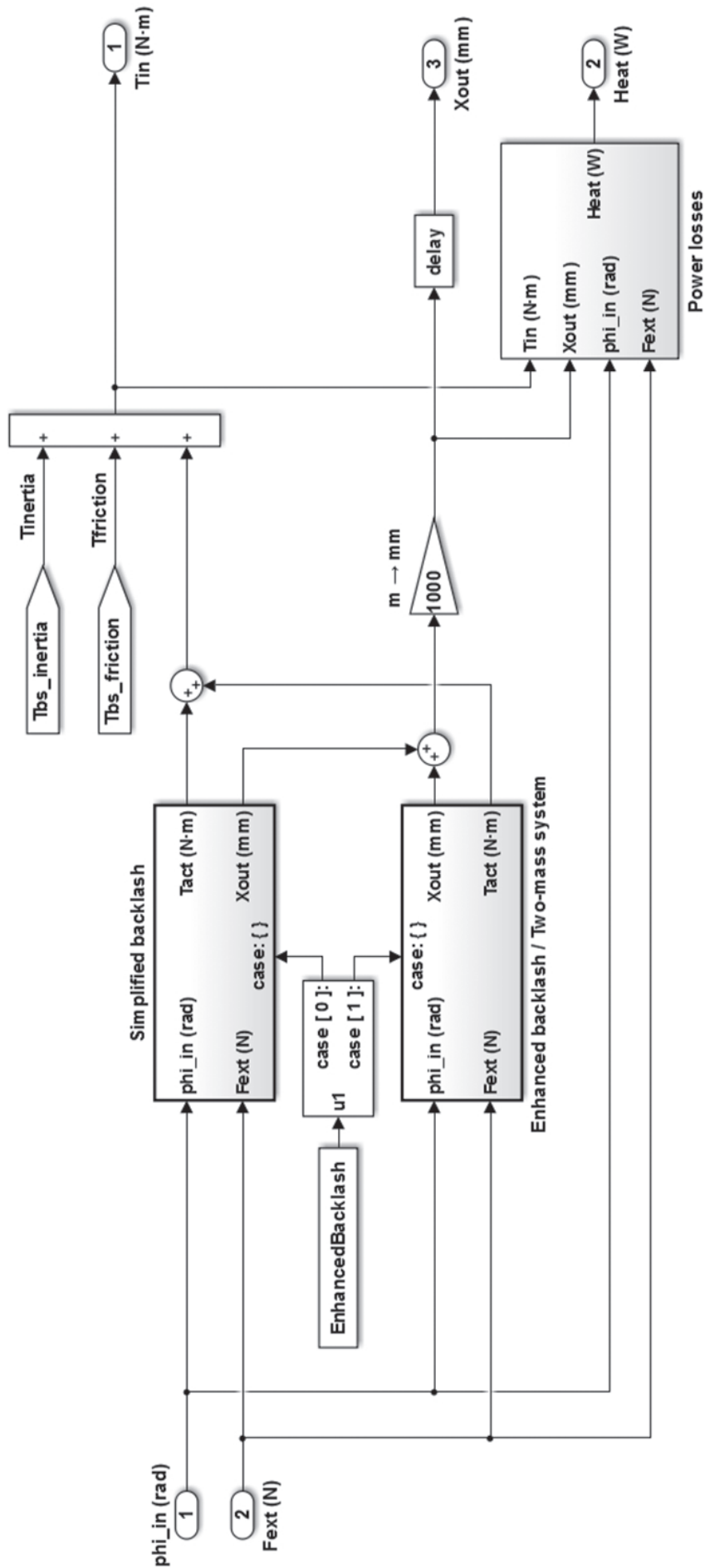


Рис. 3. Общая структура модели ШВП

Контроллер ЭМРП оцифровывает сигналы обратных связей привода и на основании алгоритмов их обработки формирует команды управления (включения/выключения) силовых ключей блока силовой электроники. Реализованные алгоритмы управления ЭД имеют типовую для приводов данного типа структуру (рис. 4) — регулятор состоит из трех ПИ-регуляторов в каждом контуре управления (позиционный, скоростной, токовый) и обеспечивает векторное управление электродвигателем [8].

Модель электродвигателя реализована в виде двух подмоделей: однофазного и трехфазного двигателя. Каждая из них основана на известных электродинамических уравнениях [8], связывающих для однофазного ЭД входное напряжение V_{ref} с током I , а для трехфазного ЭД — $V_{q,ref}$ и $V_{d,ref}$ с I_q и I_d . Далее вычисляется электромагнитный момент T_{em} , используемый при интегрировании уравнения движения вала ЭД.

Ключевой особенностью разработанной модели авиационного ЭМРП является детальный учет не-

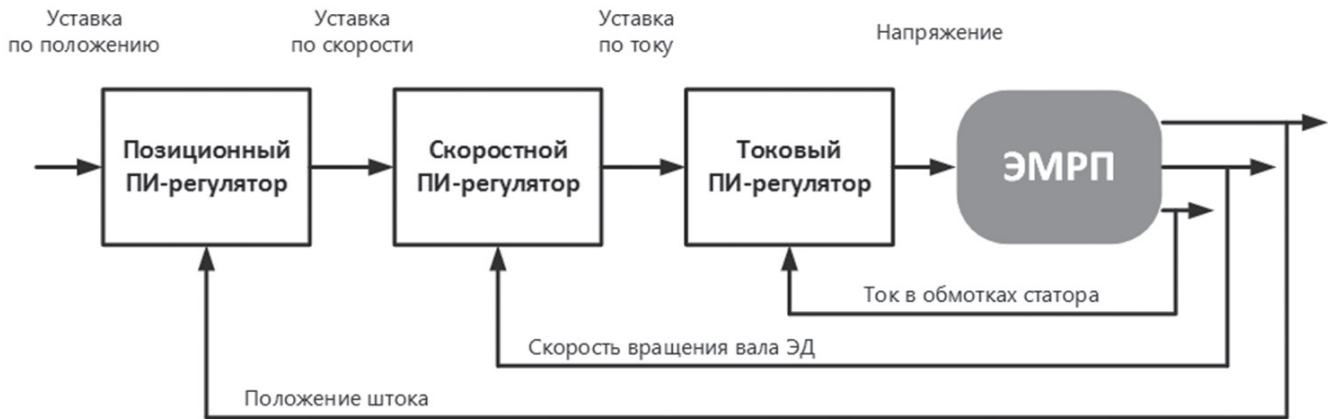


Рис. 4. Общая структура регулятора ЭМРП

Модель регулятора автоматически устанавливается в соответствии с выбранным для моделирования типом электродвигателя — упрощенный контроллер используется при моделировании однофазного ЭД, в то время как модель, реализующая полную модель регулятора (управление в пространстве d-q-координат, нормализация напряжения, алгоритм ослабления магнитного поля (опционно), используется для управления трехфазным ЭД. Обе модели регулятора реализованы как в непрерывной, так и в дискретной форме.

Блок силовой электроники с помощью двух различных подмоделей может обеспечивать: 1) либо прямую передачу управляющего напряжения V_{ref} , вычисленного контроллером, на обмотки ЭД без моделирования элементов силовой электроники (при этом в сигнал опционно может вноситься эквивалентное чистое запаздывание τ усилителя); 2) либо ШИМ-модуляцию управляющего напряжения V_{ref} и интегрирование блоков, из которых в соответствии с электрической схемой составлена полная модель инвертора. Первая подмодель может использоваться при моделировании однофазного ЭД, а также при моделировании трехфазного ЭД в том случае, когда в детальном численном интегрировании силовой электроники нет необходимости; вторая — только с трехфазным ЭД.

линейных эффектов ЭМРП в его механической части, а именно сухого трения и люфта в ШВП, так как именно эти нелинейности во многом определяют устойчивость замкнутого контура «самолет — система управления — привод», в особенности для самолетов с неустойчивой или нейтральной аэродинамической компоновкой. В этой связи описание модели ШВП, которая представлена двумя подмоделями (см. рис. 3), приведено наиболее подробно.

Упрощенная модель ШВП характеризуется следующими допущениями: 1) передача является абсолютно жесткой; 2) люфт передачи влияет как зона гистерезиса только на перемещение выходного звена и не влияет на передачу усилий через ШВП на вал ЭД. В этом случае принципиальная схема механической части модели ЭМРП представлена на рис. 5.

При использовании такой модели внешняя сила, действующая на шток привода, все реактивные силы, действующие в редукторе (силы трения), а также момент инерции ШВП могут быть полностью приведены к валу ЭД. В этом случае модель ЭМРП интегрируется как одномассовая система — интегрируется одно уравнение второго порядка, описывающее вращательное движение вала ЭД, а модель ШВП является идеальным преобразовате-

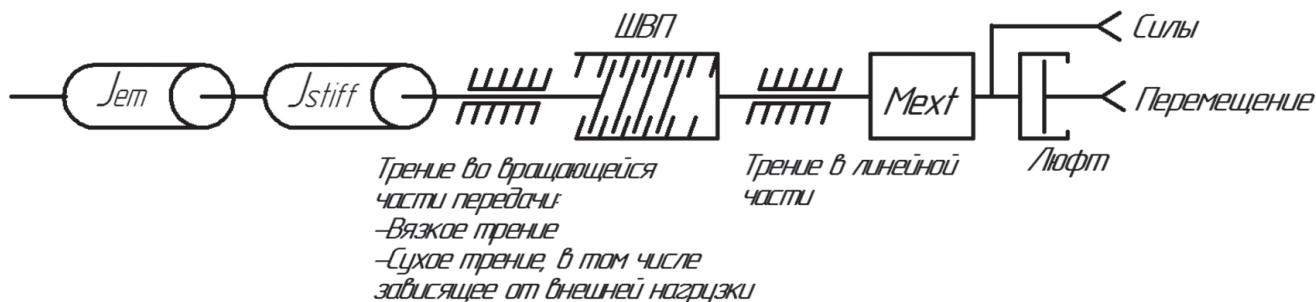


Рис. 5. Принципиальная схема модели ЭМРП с упрощенной моделью ШВП: J_{em} — инерция вала ЭД; J_{stiff} — инерция жестко присоединенных к валу ЭД частей ШВП; M_{ext} — масса линейно перемещающихся частей ШВП

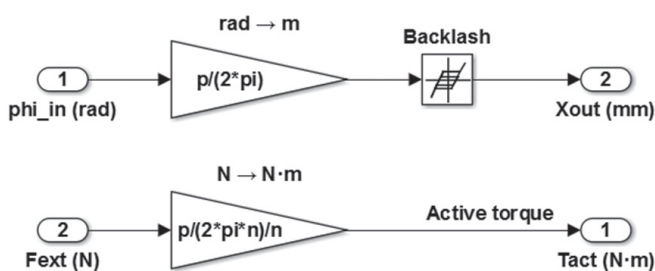


Рис. 6. Подмодель упрощенного редуктора

лем угла поворота вала ЭД в линейное перемещение штока и линейной силы, действующей на шток, в активный момент внешних сил, действующих на вал ЭД (рис. 6).

При реализации детальной модели ШВП учитывается, что люфт в преобразователе в реальной системе влияет как на перемещение, так и на силы, действующие на вал ЭД. К примеру, внешняя сила, действующая на выходное звено привода, находящегося в текущий момент времени в зоне люфта, не оказывает силового воздействия на вал ЭД. Поэтому интегрирование такой модели происходит как двухмассовой системы, т.е. отдельно интегрируются уравнения вращательного движения вала ЭД и жестко связанных с ним частей ШВП, и отдельно — линейно перемещающаяся выходная часть ШВП. При этом указанные массы в зоне люфта никак не связаны между собой, а вне зоны люфта оказывают друг на друга силовое воздействие через силы реакции согласно уравнению

$$\begin{cases} F_{in} = \text{sign}(x_{in} - x_{out})(|x_{in} - x_{out}| - Dz/2 \cdot 1000) \cdot C; \\ |x_{in} - x_{out}| \geq Dz/2 \cdot 1000; \\ F_{in} = 0, \quad |x_{in} - x_{out}| < Dz/2 \cdot 1000, \end{cases} \quad (1)$$

где x_{in} — координата линейного положения входной части перед люфтом (со стороны вала ЭД), м; x_{out} — координата линейного положения выходной части, м; Dz — линейный люфт, мм; C — линейная жесткость, Н/м; F_{in} — внутренняя сила реакции, Н.

Принципиальная схема механической части модели ЭМРП представлена на рис. 7.

При таком представлении ШВП часть сил трения, фактически действующих до зоны люфта (например, моменты трения в подшипниках), удобно отнести к валу ЭД, а часть (например, трение в уплотнителях) — к линейной части передачи (рис. 8).

Очевидно, что по сравнению с предыдущей моделью существенно возрастает требование к величине шага интегрирования, которая зависит от линейной жесткости — чем выше жесткость редуктора, тем меньше шаг интегрирования (при линейной жесткости в 75 тс/мм шаг интегрирования не более 10^{-6} с).

Следующим существенно нелинейным эффектом в механической части ЭМРП является трение, силы и моменты которого входят в уравнения вычисления суммарных сил, действующих на вал ЭД и подвижные части ШВП. Например, для вала ЭД

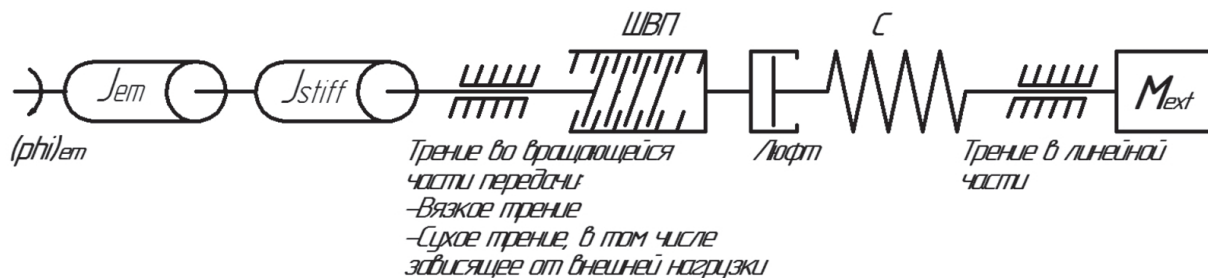


Рис. 7. Принципиальная схема модели ЭМРП с детальной моделью ШВП

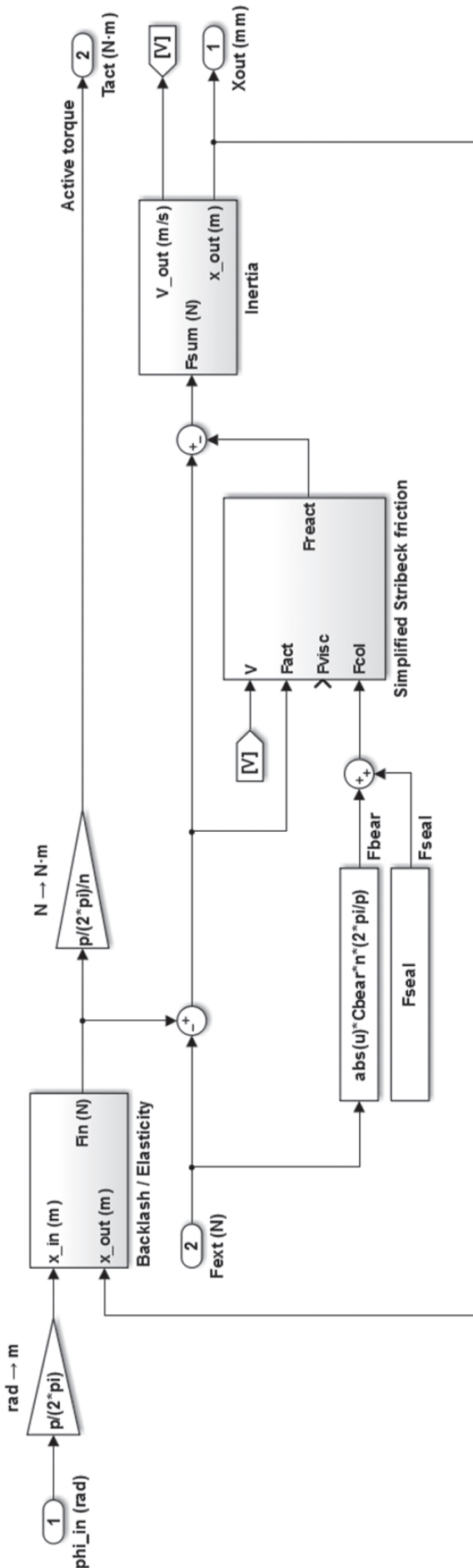


Рис. 8. Общая структура программной реализации детальной модели ШВП

такое уравнение в скалярной форме может быть представлено так:

$$T_{sum} = T_{em} - T_{ext} - \Omega \cdot B - \text{sign}(\Omega) \cdot T_{fr}. \quad (2)$$

Уравнение (2) записано с учетом моментов активных сил (электромагнитного момента T_{em} и момента T_{ext} внешней силы, приведенной к валу ЭД), а также сил вязкого трения B , зависящих от модуля и направления скорости Ω вращения вала ЭД, и сухого трения T_{fr} , зависящего только от направления скорости и состояния ШВП. Аналогичное уравнение может быть записано и для линейной части ЭМРП.

При использовании непосредственно функции sign для определения знака угловой скорости численное интегрирование данного уравнения приводит к неустойчивости решения в области нулевых скоростей в силу разрыва первой производной в точке $\Omega = 0$, что хорошо видно на рис. 9.

Для получения стабильного решения функция $\text{sign}(X)$ может быть аппроксимирована либо функцией $K \cdot \tanh(X)$, либо функцией Ферми $X / (\alpha + |X|)$.

Чем ближе к виду функции sign выбрана аппроксимация (больше коэффициент K или меньше α), тем меньший шаг интегрирования модели требуется. На практике использование аппроксимации \tanh является предпочтительным, так как связь «выше коэффициент — круче наклон» более очевидна (рис. 10).

В то же время известно, что величина сухого трения зависит от того, находится ли объект в состоянии покоя или движется [9]. Поэтому одновременно с обеспечением стабильности решения при численном интегрировании модели ЭМРП необходимо реализовать разделение состояний на: покой, разгон (начало движения) и движение. В этом случае возможно моделирование эффекта «страгивания», когда ЭД должен преодолеть максимальный момент сухого трения покоя — момент страгивания, превышающий момент сухого трения движения (Штрибек-эффект). При этом с учетом вязкого трения диаграмма сил трения выглядит, как показано на рис. 11.

Возможным способом решения этих задач является введение области малых скоростей, при достижении которых считается, что передача находится в покое [10].

В этом случае уравнения для расчета действующих на тела сил могут быть представлены следующим образом:

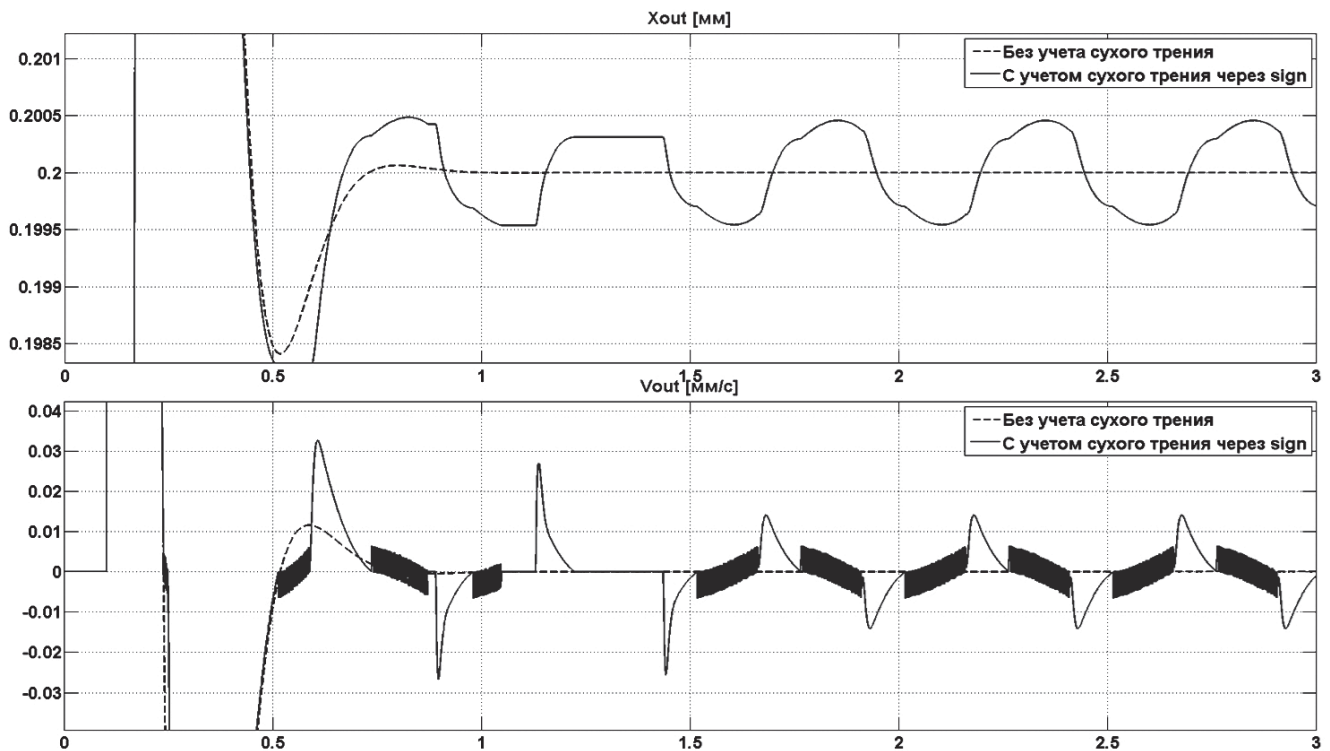


Рис. 9. Переходные процессы ЭМРП в районе малых скоростей



Рис. 10. Модель кулонова сухого трения с использованием функций $\text{sign}(X)$ (слева) и $\text{tanh}(X)$ (справа)

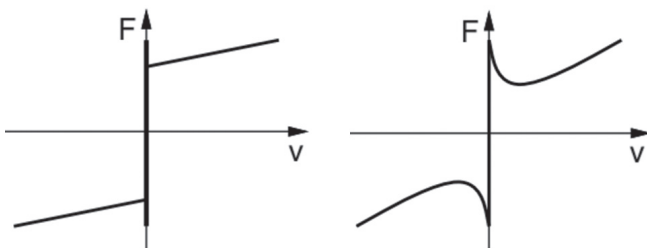


Рис. 11. Зависимость сил трения от скорости с учетом Штрибек-эффекта

$$f(F_{act}, F_{start}) = \begin{cases} F_{act}, & |F_{act}| \leq F_{start}; \\ F_{act} + F_{start} \cdot \text{sign}(F_{act}), & |F_{act}| > F_{start}, \end{cases} \quad (5)$$

где F_{act} — суммарное значения активных сил, вызывающих движение; F_{res} — суммарное значение сил сопротивления движению; $F_{start} = 1,3 \cdot F_r$ — модуль сил трения покоя в момент начала движения; F_r — модуль суммарной силы сопротивления в фазе движения.

Общая блок-схема алгоритма показана на рис. 12. Правая его ветвь определяет величину и направление реактивных сил, противодействующих движению, в состоянии, когда выходное звено движется. Левая ветвь алгоритма определяет величину и направление реактивных сил в случае, когда

$$F_{sum} = F_{act} - F_{res}; \quad (3)$$

$$F_{res} = \begin{cases} F_r \cdot \text{sign}(V) & \text{if } V \neq 0; \\ f(F_{act}, F_{start}) & \text{if } V = 0; \end{cases} \quad (4)$$

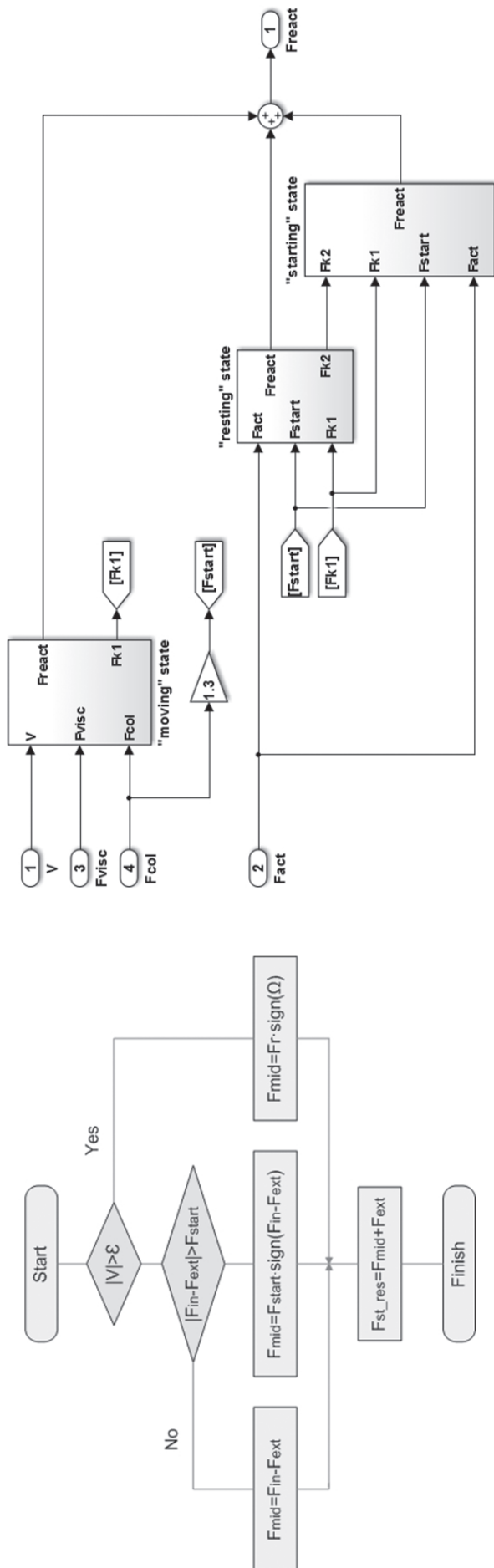


Рис. 12. Блок-схема алгоритма вычисления сил трения (слева) и его программная реализация (справа)

шток покоится — силы сопротивления равны сумме активных сил. Средняя ветвь определяет реактивную силу в фазе разгона. При этом «жесткое» условие перехода из состояния движения ($V \neq 0$) в состояние покоя ($V = 0$) заменено на нежесткое ($|V| > \epsilon$) для обеспечения стабильности решения в области малых скоростей (ϵ — малая положительная величина, при моделировании принято $\epsilon = 0,001$ мм/с).

Данный алгоритм реализован как в подмодели ЭД, так и в подмодели ШВП, блок-схема верхнего уровня программной реализации для ШВП показана на рис. 12.

Результаты моделирования

С использованием разработанной математической модели ЭМРП получены сравнительные частотные характеристики моделей, реализующих жесткий и упругий редуктор (рис. 13). Видно, что амплитудно-фазочастотные характеристики (АФЧХ) для амплитуд сигналов управления, превышающих $0,5\% \cdot A_{max}$, практически совпадают в диапазоне частот управления до 5 Гц; с увеличением амплитуды A_{in} эта полоса частот расширяется.

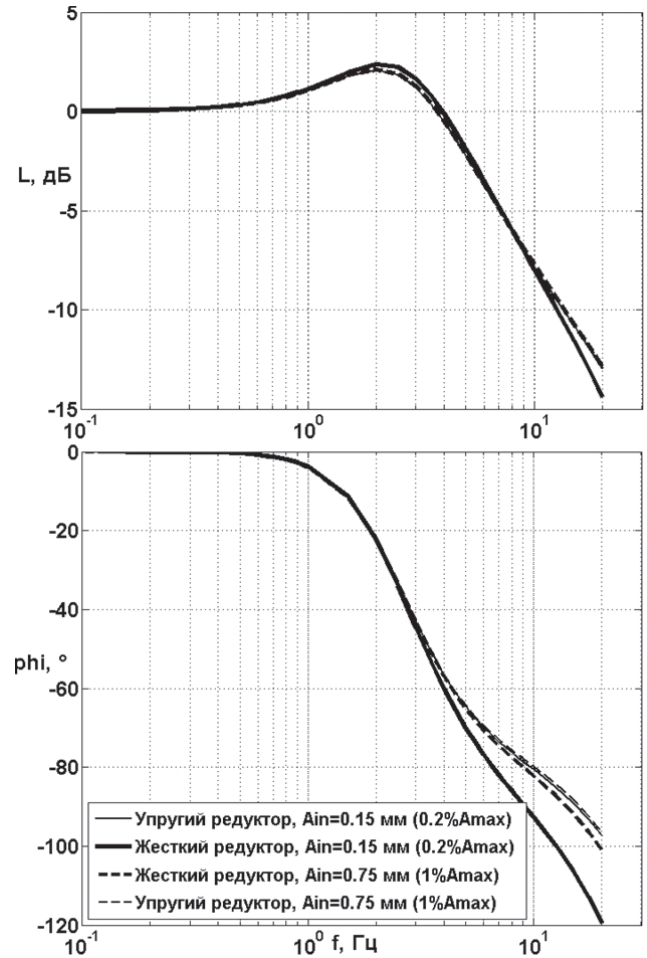


Рис. 13. АФЧХ ЭМРП при использовании различных моделей редуктора

Также показано (рис. 14), что при использовании разработанной модели трения обеспечивается стабильность численного решения, а модель привода воспроизводит малые автоколебания в районе установившегося значения (реализуется так называемый режим «слежки» (англ. «*hunting*»)), что характерно для следящих приводов с интегральным управлением при действии сил сухого трения [11].

Выводы

За счет возможности учета ряда факторов (либо пренебрежения ими) разработанная математическая модель ЭМРП позволяет решать задачи, требующие высокой точности моделирования высокочастотных процессов и, как следствие, мелкого шага интегрирования (получение эталонных статических, механических и динамических характеристик ЭМРП,

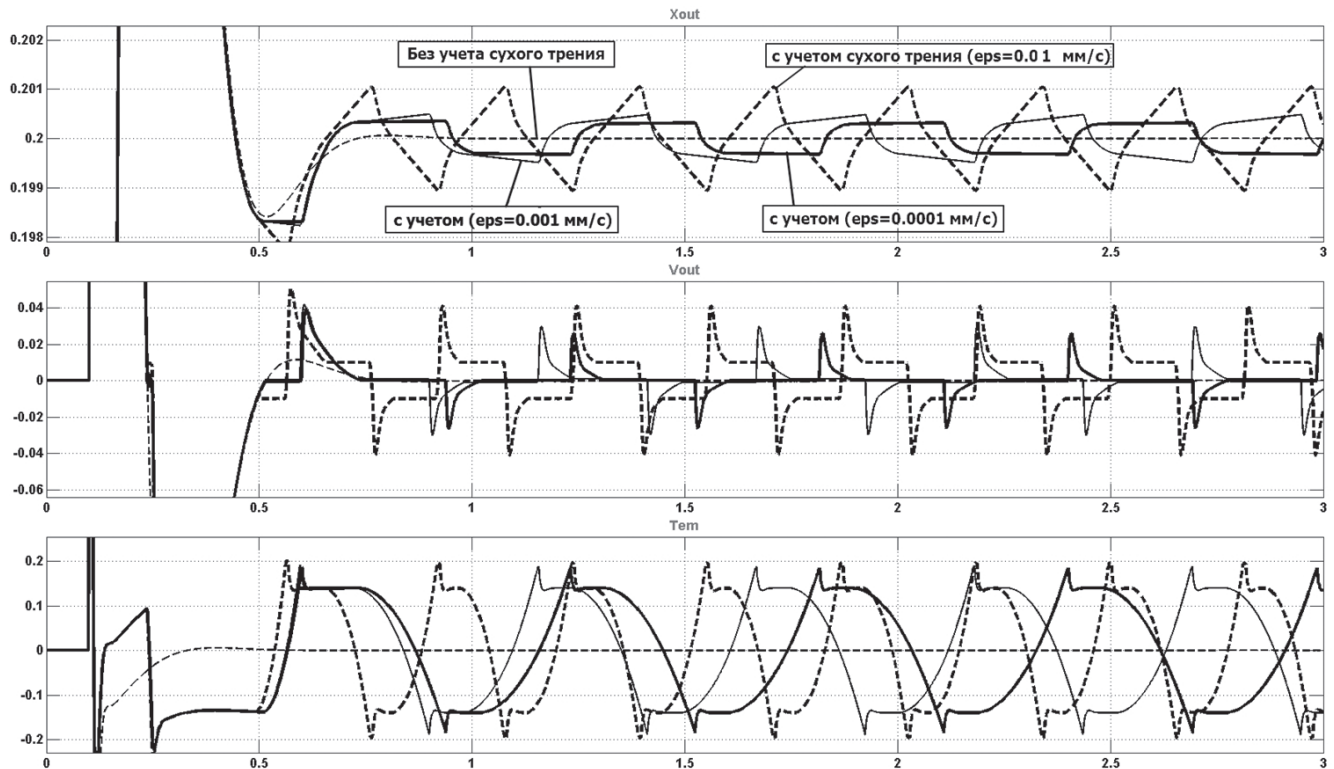


Рис. 14. Переходные процессы в режиме малых автоколебаний по перемещению, скорости и электромагнитного момента при различных значениях ϵ

Следует отметить, что реализованная модель трения накладывает менее жесткие ограничения на величину шага интегрирования, обеспечивая при более крупном шаге результат расчета, более близкий к результатам моделирования при использовании функции *sign*. Путем выбора допуска по скорости можно обеспечить эффект «залипания» передачи из-за сил сухого трения.

Результаты моделирования также показывают, что реализация в контроллере трехфазного двигателя сложных алгоритмов управления магнитным полем статора по сравнению с однофазным ЭД и упрощенным контроллером позволяет существенно изменить характер регулирования привода даже при идентичных коэффициентах ПИ-регуляторов всех контуров, что показано на рис. 15, поэтому замена модели системы трехфазного двигателя на однофазную не всегда правомерна.

оптимизация тепловыделения привода, настройка регулятора и др.), а также задачи, требующие быстрого расчета модели (исследование устойчивости замкнутого контура «самолет — система управления — привод», предварительная оценка характеристик привода). В результате при создании нового образца ЭМРП модель может стать своеобразной проектной базой данных для различных технических коллективов (подразделений), занимающихся в рамках одного проекта различными задачами.

В дальнейшем планируется валидация разработанной модели привода по результатам стендовых испытаний ЭМРП на нагрузочном стенде. Также предполагается развитие модели привода с реализацией возможности моделирования его отказных состояний, в частности режима демпфирования, а также устройства противозаклинивания.

Созданная математическая модель будет использована в проектах по созданию отечественных

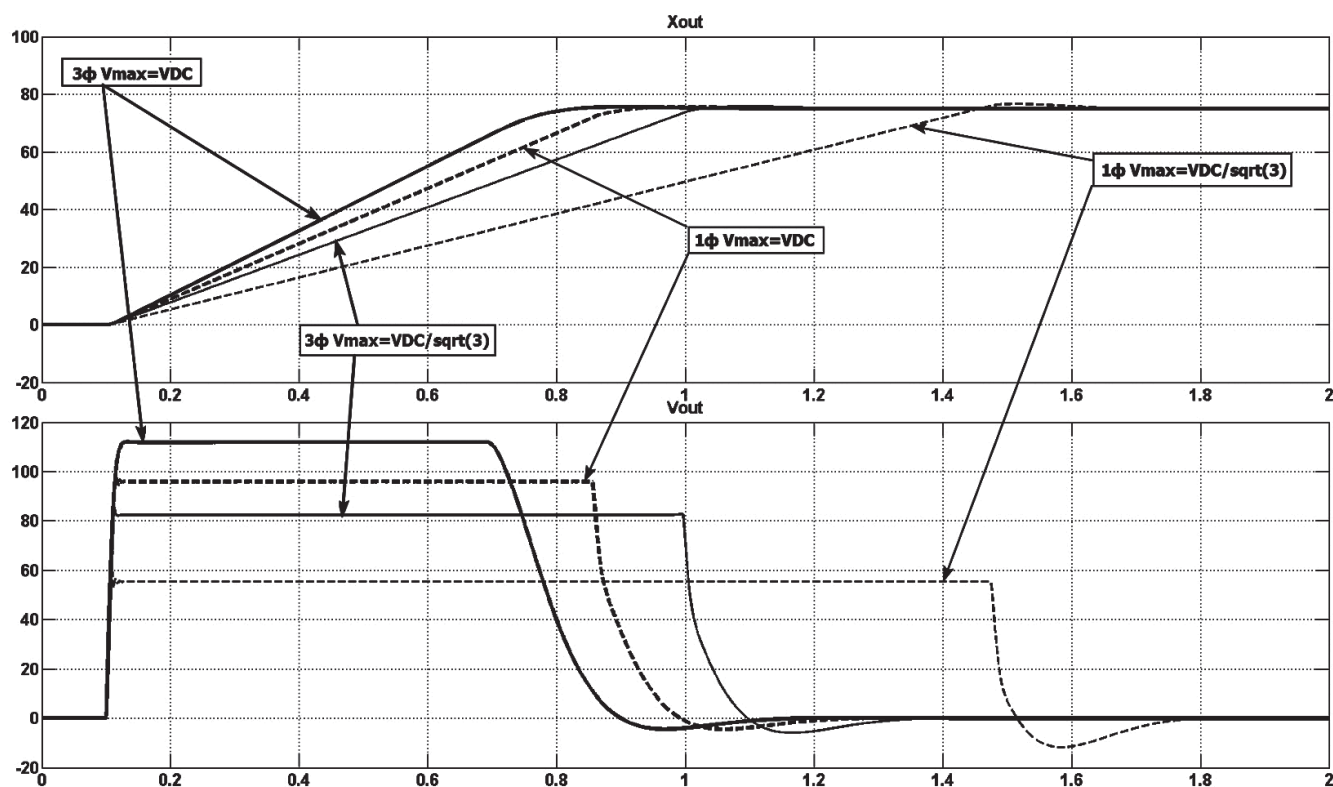


Рис. 15. Движение ЭМП с максимальной скоростью для трех- и однофазного ЭД при различных ограничениях напряжения

электромеханических приводов авиационного назначения.

Работа выполнена за счет средств федерального бюджета в рамках Госконтракта с Министерством промышленности и торговли РФ на проведение научно-исследовательской работы «RESEARCH» и одноименного Российско-Европейского проекта [6].

Библиографический список

1. Константинов С.В., Халецкий Л.В., Стеблинкин А.И., Паршин А.А. Перспективы внедрения энергосберегающих технологий в разработку систем рулевых приводов самолетов // Полёт. 2012. № 10. С. 21-29.
2. Константинов Г.С., Кувишинов В.М., Кузнецов И.П., Паршин А.А., Редько П.Г., Стеблинкин А.И., Халецкий Л.В. Перспективы и проблемы создания рулевых приводов с электрическим энергопитанием // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 2. С. 149-160.
3. EPICA (Electrically Powered Integrated Control (SMART) Actuators) Program Results. — 1994. URL: www.cordis.europa.eu/project/rcn/5492_en.pdf

4. Linden F., Schlegel C., Christmann M., Regula G., Hill C., Giangrande P., Mare J.-C., Egana I. Implementation of a Modelica Library for Simulation of Electromechanical Actuators for Aircraft and Helicopters // Proceedings of the 10th International Modelica Conference. 2014, pp.757-766.
5. Константинов С.В., Кузнецов В.Е., Поляхов Н.Д. Электрогидравлические рулевые приводы с адаптивным управлением маневренных самолетов. — СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2011. — 511 с.
6. The RESEARCH project, 2016, www.research-project.aero
7. Combine multiple signals into single signal — Simulink, 2016, www.mathworks.com/help/simulink/slref/merge.html
8. Калачёв Ю.Н. Векторное регулирование (заметки практика). — М.: ЭФО, 2013. — 63 с.
9. Andersson S., Soderberg A., Bjorklund S. Friction models for sliding dry, boundary and mixed lubricated contacts // Tribology International. 2007. № 40, pp. 580-587.
10. Шрейнер П.Т. Моделирование моментов нагрузки электродвигателей в MATLAB // Молодой ученый. 2010. № 8 (19). С. 6-12.
11. Canudas C., Olsson H., Astrom K., Lischinsky P. A new model for Control of Systems with Friction // IEEE Transactions on Automatic Control. 1995. Vol. 40. № 3, pp. 419-425.

MATHEMATICAL MODELING OF ELECTROMECHANICAL STEERING GEAR WITH BALL-SCREW ACTUATOR WITH ACCOUNT FOR NONLINEARITIES OF “DRY FRICTION” AND “BACKLASH” TYPES

Bilyaletdinova L.R.*, Steblinkin A.I.**

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

* e-mail: kedr23k@yandex.ru

** e-mail: Anton.Steblinkin@tsagi.ru

Abstract

The paper addresses the multi-purpose mathematical model of the electro-mechanical actuator's (EMA) dynamics. It contains the general description of the EMA, which was the object for the modelling, the description of the mathematical model developed and mathematical modeling results. The actuator was developed in the frame of the Russian-European project called RESEARCH for the elevator deflection of a regional passenger airplane. The mathematical model was implemented within MATLAB/Simulink software.

The actuator model consists of four submodels of its physical constituent parts such as controller, power electronics block, electric motor and mechanical gearbox (ball screw transducer). Programmatically switchable models with various level of detail of physical processes were realized for each part. The electrics were realized by the submodels of a single-phase DC motor and a simplified controller corresponding to it. It also contains three-phase induction motor with permanent magnets, regulated by a controller, realizing vector control in {p, q}-coordinates. Power electronics is modeled either by simplified dynamic elements, or on a physical level in detail (electronic components level). Special attention was paid to mechanical part of the actuator modeling, i. e. various submodels of non-linear mechanical effects of a “dry friction” and “backlash” were realized. Thus, we managed to ensure a balance between modeling accuracy and speed within the framework of a single model.

Based on mathematical modeling results the paper demonstrates how the dry friction and backlash parameters, as well as software methods of their realization effect on the actuator's regulation quality and its characteristics. It shows that program splitting of the actuator states (idle, motion, initiation) based on velocity smallness without using the sign function approximation is optimal method of dry friction effect accounting. It ensures reproduction of the necessary actuator motion pattern with acceptable integration step (10⁻⁴ s). The paper demonstrates also that accounting for linear

stiffness of the actuator's ball screw transducer has insignificant effect on the actuator's frequency response within the frequency range of control surface control. It is shown that the replacement of the three-phase motor with a single-phase one while reducing the EMA model leads to different regulation character even while using the similar regulator structure and comparable PID-regulator coefficients.

The developed model can be used while the electromechanical flight control systems design for various engineering tasks, characterized by significantly varying requirements imposed on the model in use. These tasks include: 1) development of the actuator and its control system, including actuator digital regulator synthesis; 2) actuator static and dynamic characteristics express-analysis; 3) obtaining reference actuator characteristics including small control signals; 4) analysis of transient responses and stability margins of the closed “aircraft - flight control system - actuator” control loop, including in-line simulation; 5) study and optimization of actuator thermal conditions while operating in the closed bay of the outer wing.

Keywords: electromechanical actuator modeling, ball screw transmission modeling, dry friction modeling, gearbox backlash modeling.

References

1. Konstantinov S.V., Khaletskii L.V., Steblinkin A.I., Parshin A.A. *Polet*, 2012, no. 10, pp. 21-29.
2. Konstantinov G.S., Kuvshinov V.M., Kuznetsov I.P., Parshin A.A., Red'ko P.G., Steblinkin A.I., Khaletskii L.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2013, vol. 20, no. 2. pp. 149-160.
3. *EPICA (Electrically Powered Integrated Control (SMART) Actuators) Program Results*, available at: www.cordis.europa.eu/project/rcn/5492_en.pdf
4. Linden F., Schlegel C., Christmann M., Regula G., Hill C., Giangrande P., Mare J.-C., Egana I. Implementation of a Modelica Library for Simulation of Electromechanical Actuators for Aircraft and Helicopters, *Proceedings of the 10th International Modelica Conference*, 2014, pp.757-766.

5. Konstantinov S.V., Kuznetsov V.E., Polyakhov N.D. *Elektrohidravlicheskie rulevye privody s adaptivnym upravleniem manevrennykh samoletov* (Electrohydraulic control actuators with adaptive control for maneuverable aircrafts), St. Petersburg, LETI, 2011, 513 p.
6. *The RESEARCH project*, 2016, available at: www.research-project.aero
7. *Combine multiple signals into single signal - Simulink website*, available at: www.mathworks.com/help/simulink/slref/merge.html
8. Kalachev Yu.N. *Vektornoe regulirovanie <zametki praktika>* (Field-oriented control <Practice notes>), Moscow, EFO, 2013, 63 p.
9. Andersson S., Soderberg A., Bjorklund S. Friction models for sliding dry, boundary and mixed lubricated contacts, *Tribology International*, 2007, no. 40, pp. 580-587.
10. Shreiner R.T. *Molodoi uchenyi*, 2010, no. 8 (19), pp. 6-12.
11. Canudas C., Olsson H., Astrom K., Lischinsky P. A new model for Control of Systems with Friction, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1995, vol. 40, no. 3, pp. 419-425.