

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования «Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет)»



На правах рукописи

Щербаков Александр Игоревич

**РАЗРАБОТКА АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С
ИДЕНТИФИКАЦИЕЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В РЕАЛЬНОМ МАСШТАБЕ ВРЕМЕНИ**

Специальность 2.5.16.

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов
(технические науки)

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель
Доктор технических наук, профессор
Ефремов Александр Викторович

Москва 2026 г.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1 Анализ способов построения регулятора на базе принципа обратной динамики, выбор наиболее эффективного варианта.....	20
1.1 Введение фильтра обратной динамики в прямой цепи управления.....	20
1.2 Нелинейная обратная динамика (nonlinear dynamic inversion, NDI)	26
1.3 Инкрементальная нелинейная обратная динамика (INDI)	30
1.4 Сравнение рассматриваемых алгоритмов реализации регулятора, базирующегося на принципе обратной динамики.....	32
ГЛАВА 2 Разработка алгоритма идентификации линеаризованной математической модели движения летательного аппарата в режиме реального времени и синтез адаптивного регулятора на его основе	38
2.1 Вычисление коэффициентов системы линеаризованных дифференциальных уравнений движения ЛА методом наименьших квадратов	38
2.2 Идентификация параметров линеаризованной модели движения ЛА в режиме реального времени на основе использования обновляемого буфера данных	42
2.3 Построение адаптивного регулятора на базе принципа обратной динамики в продольном и боковом каналах управления	46
2.4 Определение требуемой размерности буфера данных.....	52
2.5 Влияние шумов измерителей на точность идентификации. Борьба с негативным влиянием шумовой составляющей	56
ГЛАВА 3 Разработка нелинейного префильтра, обеспечивающего уменьшение потребной скорости работы исполнительного устройства и подавление явления раскачки самолета летчиком	65

ГЛАВА 4 Экспериментальные исследования эффективности разработанной адаптивной системы управления на базе принципа обратной динамики	77
4.1 Выполнение задачи точного отслеживания	79
4.2 Выполнение задачи разгона самолета в горизонтальном полете	91
4.3 Выполнение целевых задач из перечня ADS-33-PRF	97
4.4 Исследование эффективности альтернативного префильтра для подавления явления раскачки самолета летчиком	106
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	110
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	113

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность и новизна работы. Авиационная техника претерпела несколько исторических этапов своего развития, каждый из которых определялся созданием определенных инноваций. Их реализация потребовала решения целого ряда проблем. Так например, создание реактивного двигателя в 40-х годах прошлого столетия привело к существенному расширению диапазона скоростей и высот полета самолета, что в частности привело к необходимости решения проблем аэродинамики и динамики полета, потребовавших определенного изменения аэродинамического облика ЛА для снижения сопротивления и повышения аэродинамического качества, а также автоматизации управления для улучшения устойчивости и управляемости.

Произошедший в дальнейшем переход на статически неустойчивые компоновки привел к существенному росту влияния системы управления на пилотажные свойства самолета. По сути, она стала их определять. Стремление к улучшению пилотажных характеристик авиационной техники связано с требованиями достижения необходимой эффективности выполнения целевых задач пилотирования, а также обеспечения необходимого уровня безопасности полета. Опыт эксплуатации авиационной техники позволил накопить довольно обширную статистику по летным происшествиям. Согласно ей, за последние четыре года число аварий авиационной техники сократилось в 2,7 раза по сравнению с тем же периодом двадцатилетней давности. В то же самое время общее число аварий из-за человеческого фактора уменьшилось лишь на 30%, а процент таких происшествий по отношению к их общему числу увеличился в 2 раза. При этом, около 39% происшествий возникало из-за ошибочных действий летчика при выполнении им задач ручного управления.

Приведенные статистические данные указывают на необходимость проведения срочных исследований по решению проблем безопасности при выполнении задач ручного пилотирования. Выполнение в 2000-х годах

исследований по установлению связи между оценками летчика по шкале Купера-Харпера (PR) и вероятности возникновения аварийной ситуации из-за ошибочных действий летчика (P) показало, что связь P с оценкой PR определяется биномиальным законом распределения (рис.1.1). Согласно полученной зависимости $P(PR)$ достижение вероятности возникновения аварийной ситуации $P = 10^{-5}$ из-за ошибочных действий летчика может произойти при оценке $PR > 3,5$. Согласно [1, 2] значение $P = 10^{-5}$ совпадает с предъявляемым требованием к возможности возникновения отказа системы управления маневренных самолетов. В то же время, если известные требования по допустимой вероятности возникновения аварийной ситуации транспортного воздушного судна при отказе какой-либо подсистемы ($P=10^{-9}$) распространить на летчика как одного из элементов системы самолет-летчик, то оценка, при которой это требование должно выполняться, не должна превышать значения $PR < 2$.

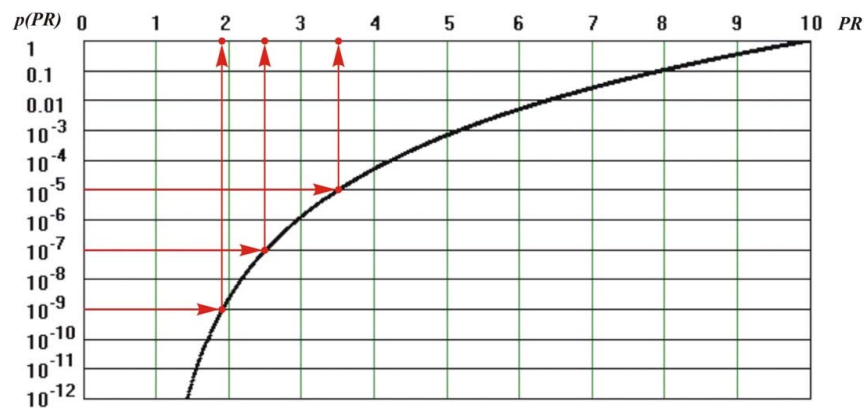


Рисунок 1 – Зависимость вероятности развития аварийной ситуации по причине ошибок летчика от уровня пилотажных характеристик.

Таким образом, одним из важнейших требований, предъявляемым к современным системам управления – это достижение наилучших пилотажных свойств. Именно так и сформированы требования при проектировании американского самолета F-35 – достижение наилучших пилотажных свойств в каждой целевой задаче пилотирования.

Другим важным требованием, предъявляемым к современным системам автоматизации, является требование робастности, т.е., минимальной чувствительности пилотажных характеристик к возможным неопределенным факторам и переменным характеристикам объекта управления.

И наконец, важнейшим требованием, предъявляемым к системам управления, является требование адаптивности, достигаемого путем изменения структуры и параметров системы управления в случае возникновения отказов.

В авиационной технике в качестве средств автоматизации часто используются традиционные законы управления (регуляторы) с обратными связями. Как правило, эти обратные связи образуются в каналах угловых скоростей, углов атаки и скольжения, а также перегрузок. Широко используются так называемые астатические регуляторы (пропорционально-интегральные, ПИ) [3, 4, 5, 6]. Для малоразмерных ЛА крайне широко распространены ПИД- (пропорционально-интегрально-дифференцирующие) регуляторы [7, 8]. Также дополнительно вводят прямую связь (feedforward) в цепи управления, что позволяет варьировать нули замкнутой системы [9]. Такие регуляторы применяются в системах управления современных гражданских ЛА. Параметры ПИ- и ПИД-регуляторов выбираются исходя из требуемых запасов устойчивости контура управления и характеристик переходных процессов [6]. Системы управления, использующие, ПИ- и ПИД-регуляторы, являются относительно простыми в реализации на бортовых системах, обеспечивают удовлетворительные характеристики переходных процессов, однако, настройка коэффициентов регуляторов аналитическим путем затруднительна, интегральная составляющая подвержена явлению насыщения (integrator windup), что требует введения дополнительных anti-windup контуров [10, 11], а дифференциальная составляющая в прямой цепи управления значительно усиливает высокочастотные сигналы (шумы, вводимые измерительными устройствами).

Развитие вычислительных устройств и повышение их мощности, и связанное с этим применение новых методов и концепций построения регуляторов являются ключом к появлению всё более сложных алгоритмов и систем управления, обеспечивающих наилучшую возможную динамику объекта управления. Такими являются, например, регуляторы, синтезируемые методами аналитического конструирования (АКОР [12, 13], H-infinity [14, 15, 16]). В настоящее время исследуются методы синтеза регуляторов, основанные на базе нечеткой логики [17, 18] и использовании нейросетевого подхода [19, 20, 21]. Однако, широкого практического применения в системах автоматического управления полетом летательных аппаратов оптимальные и нейросетевые регуляторы еще не получили.

Другой класс регуляторов систем управления летательных аппаратов представлен так называемым принципом обратной динамики в различных его реализациях [22-31]. Принцип обратной динамики заключается в выборе регулятора определенной структуры, параметры которого заданы таким образом, чтобы компенсировать собственную динамику объекта управления по заданным координатам, сведя ее к динамике усилительного звена. Это достигается в широком диапазоне частот, который определяется динамикой выравнивающего фильтра. Регуляторы, синтезированные на базе принципа обратной динамики, применяются в серийных образцах летательных аппаратов, таких как вертолет УН-60М, являющийся глубокой модернизацией вертолета УН-60 “Black Hawk” [29, 30], а также самолет F-35 [31]. Введение регулятора на базе этого принципа позволило существенным образом улучшить характеристики ЛА по сравнению с системой управления, построенной на базе традиционных принципов.

Недостатком этого метода синтеза регулятора, как и в случае с АКОР, является необходимость точного знания динамики объекта управления. Одним из способов обеспечения этого условия является использование линеаризованной математической модели объекта управления в нескольких

рабочих точках и интерполяция коэффициентов этой модели в зависимости от параметров его движения, так называемый Gain Scheduling. В работах [22, 23] для обеспечения робастности в систему управления вводится дополнительный PI-контур, в [26] применяют комбинацию обратной динамики и регулятора H -infinity.

Вопросу обеспечения высокого уровня грубости (робастности) регуляторов систем управления ЛА уделяется большое внимание. Это объясняется тем, что современные системы управления летательными аппаратами должны функционировать в условиях неопределенности, вызываемой различными факторами, такими как неточное знание аэродинамических характеристик объекта управления, и действие различных возмущений. Поэтому необходимо использовать такие автоматические системы, которые при изменяющихся параметрах объекта и влиянии внешних возмущений оставались бы работоспособными и обеспечивали желаемую динамику, и не допускали возникновения неустойчивых процессов. В частности, астатические законы управления (на базе PI-регуляторов) являются достаточно робастными и обеспечивают необходимые запасы устойчивости, но качество регулирования весьма чувствительно к существенному изменению динамики объекта управления. Для регуляторов на базе обратной динамики применим принцип табличного управления (gain scheduling), заключающийся во введении зависимостей коэффициентов от параметров полета.

В связи со стремительным развитием вычислительной техники, одной из наиболее популярных концепций проектирования робастных систем управления в настоящее время является построение так называемых адаптивных или самонастраивающихся систем управления. В области разработки таких систем управления летательными аппаратами опубликовано множество научных работ. Некоторые из них приведены в списке литературы [17, 19, 20, 21, 32-42].

Один из классов адаптивных систем управления – регуляторы с эталонной моделью объекта управления [32, 33, 34]. Их настройка происходит на основе рассогласования между реальным объектом управления и эталонной моделью, имеющей желаемую динамику. Известны регуляторы, настройка которых производится по так называемому правилу MIT, принцип которого заключается в настройке адаптивного коэффициента на основе интеграла по времени рассогласования реального объекта управления с эталонной моделью. Адаптивная система управления, настройка которой происходит путем применения упомянутого правила, была установлена на экспериментальный самолет X-15 [34]. Недостатком такого метода является относительно долгая адаптация при изменении динамики объекта управления. Для достижения более высокой скорости подстройки необходимо увеличивать коэффициент усиления, что негативно скажется на запасах устойчивости замкнутой системы. Кроме того, накладываются ограничения на динамику эталонной модели.

Более быстродействующим регулятором, использующим эталонную модель, является регулятор, базирующийся на так называемом методе LI [35]. Недостатком этого способа является необходимость использования предиктора состояний для вычисления оценок состояний объекта управления. Предиктор состояний – это модель объекта управления, параметры которой необходимо знать достаточно точно, чтобы вычисляемые оценки были близки к реальным состояниям объекта управления. В противном случае, регулятор не будет обеспечивать желаемую динамику.

Иным способом адаптации регуляторов в случае, когда параметры математической модели его динамики неизвестны, является использование алгоритмов идентификации параметров математической модели объекта управления в режиме реального времени. Разработке и исследованию систем управления с такими регуляторами посвящен ряд работ. Например, в материалах [19, 20, 36-41] описывается синтез адаптивных систем управления

самолетом с использованием алгоритмов идентификации в режиме реального времени и одновременной подстройки параметров регулятора. Использование адаптивных систем управления позволяет значительно повысить запасы устойчивости замкнутой системы «самолет + регулятор», а также обеспечить высокий уровень робастности.

Использование алгоритмов идентификации в режиме реального времени позволяет получить более высокую скорость адаптации, например, в случае резкого изменения динамики объекта управления, а также в целом избавиться от влияния неопределенностей, вызванных неточностью знания параметров динамики объекта управления. Однако, эти алгоритмы подвержены влиянию шумов и дрейфа измерительных устройств. Кроме того, требуется выполнение условия неисчезающего возбуждения (*persistence of excitation*) для обеспечения непрерывной идентификации [43], что подразумевает постоянное меняющееся во времени воздействие на идентифицируемую динамическую систему. Это условие выполняется при активном ручном пилотировании, однако, в случае установившегося полета ЛА (например, в крейсерском режиме), целенаправленное управляющее воздействие является абсолютно недопустимым.

Адаптивные системы управления, обладающие свойствами быстрой подстройки параметров, представляют большой практический интерес, поскольку способны обеспечивать желаемую динамику замкнутой системы «ЛА + регулятор» даже в случае изменения свойств объекта управления (например, при повреждении конструкции или отказе). По сравнению с адаптивными САУ, использующих эталонные модели для подстройки параметров контура управления, адаптивные системы с идентификацией математической модели объекта управления позволяют обеспечить значительно более быструю адаптацию к изменениям динамики объекта управления, в том числе при возникновении отказов.

Еще одна достаточно острая проблема реализации алгоритмов систем дистанционного управления летательных аппаратов, которые способны обеспечить наилучшие пилотажные свойства, возникает из-за того, что управляющие сигналы, вырабатываемые регуляторами, характеризуются большими величинами и скоростями изменения. Это требует обеспечения высоких располагаемых скоростей перемещения органов управления, что определяется свойствами исполнительных устройств. В случае, если потребная скорость отклонения рулей превышает располагаемую, то в контуре управления появляется дополнительное фазовое запаздывание, которое может привести к потере устойчивости системы и возникновению колебаний, известным как «явление раскачки самолета летчиком» или PIO – pilot induced oscillations [1, 44, 45, 46, 47, 48, 49]. Возникновение колебаний может привести к потере управления и развитию аварийной ситуации, что является недопустимым. Потребные скорости отклонения рулей можно снизить, уменьшив коэффициенты усиления регулятора, но это приведет к снижению быстродействия, а следовательно – к ухудшению пилотажных свойств. Увеличение же мощности исполнительной части системы управления неизбежно приведет к росту массы ЛА.

Для подавления раскачки самолета летчиком, в контур управления вводятся специальные устройства – префильтры, позволяющие уменьшить потребные скорости отклонения рулевых поверхностей [47, 48, 49]. Одним из наиболее простых вариантов является так называемый «традиционный» префильтр, который представляет собой упрощенную нелинейную модель привода с ограничением на максимальную скорость выходного сигнала. Такой префильтр ограничивает скорость сигнала, поступающего от летчика, но он не позволяет защитить привод от быстрых сигналов обратных связей системы управления. Кроме того, в линейной области данный префильтр вводит дополнительное фазовое запаздывание, поэтому динамика ЛА ухудшается.

Другие известные варианты префильтров ограничивают скорость сигнала, поступающего непосредственно на привод, позволяя тем самым обеспечить подавление явления раскачки самолета летчиком категории П. Однако несмотря на то, что известные варианты префильтров обеспечивают подавление явления РЮ, введение их в контур управления, как и в случае с «традиционным» вариантом, приводит к возникновению дополнительного запаздывания. Кроме того, экспериментальные исследования показывают, что даже с установленным префильтром скорости отклонения рулевых поверхностей достигают максимальных значений, что приводит к дополнительной нагрузке на исполнительные механизмы. Отсюда следует необходимость разработки таких средств подавления явления раскачки, которые бы не искажали динамику ЛА существенно и при этом позволяли снизить требуемые скорости отклонения управляющих поверхностей.

Обобщая вышеизложенное, синтез адаптивных робастных систем управления летательных аппаратов, обеспечивающих желаемый уровень пилотажных свойств ЛА независимо от точности знания параметров объекта управления, а также функционирующих в условиях наличия ограничений исполнительной части, является **актуальной задачей**.

Настоящая работа посвящена синтезу адаптивных алгоритмов управления, лишенных недостатков, присущих данному классу адаптивных систем, а именно – создание алгоритмов системы управления, базирующейся на применении принципа обратной динамики, с совместным использованием метода параметрической идентификации линеаризованной модели движения ЛА в режиме реального времени, а также построению префильтра-гасителя колебаний, позволяющего снизить требуемые скорости отклонения рулей вплоть до исключения выхода привода на предельную скорость, тем самым обеспечивая работу приводов рулей в линейной области, и не вводящего дополнительное фазовое запаздывание. Эффективность предложенных алгоритмов и средств подтверждена путем выполнения комплекса

исследований, включающих математическое моделирование и проведение экспериментальных исследований на пилотажных стендах.

Объектом исследования является система самолет-летчик.

Предмет исследования – адаптивная система управления ЛА, построенная на базе принципа обратной динамики с использованием алгоритмов непрерывной идентификации параметров линеаризованной модели ЛА, дополненная нелинейным префильтром, обеспечивающим уменьшение потребных скоростей отклонения органов управления.

Цели исследования – повышение безопасности полета и улучшение пилотажных свойств ЛА различных классов путем синтеза и реализации алгоритмов адаптивной системы управления с онлайн-идентификацией в реальном масштабе времени, базирующихся на принципе обратной динамики. Такие алгоритмы обеспечивают близость динамики объекта управления к динамике звена первого порядка и наилучшую точность выполнения задач пилотирования как в штатных условиях, так и при возникновении отказов. Исследуется влияние шумовой составляющей сигналов, используемых для идентификации, а также подавление негативных эффектов, вызываемых шумами. Также целью исследования является построение нелинейного префильтра, подавляющего явление раскачки самолета летчиком и обеспечивающего работу приводов рулевых поверхностей в линейной области.

Задачи исследования:

1. Синтез регуляторов на базе принципа обратной динамики в заданных каналах управления ЛА, выбор и обоснование наилучшего подхода к реализации алгоритмов.
2. Разработка алгоритма идентификации линеаризованной модели движения ЛА в режиме реального времени в заданных каналах, анализ влияния шумов сигналов на процесс идентификации.

3. Построение адаптивного варианта системы управления на базе принципа обратной динамики, функционирующего в связке с алгоритмом онлайн-идентификации.
4. Разработка нелинейного префильтра-гасителя колебаний, обеспечивающего подавление раскачки самолета летчиком и не допускающего выхода приводов рулевых поверхностей на максимальную скорость перемещения.
5. Проведение экспериментальных исследований разработанного адаптивного регулятора и префильтра на пилотажных стендах в различных условиях с целью оценки их эффективности.

Научная новизна:

1. Разработан алгоритм онлайн-идентификации параметров модели движения ЛА, обеспечивающий получение достоверных параметров линеаризованной математической модели в режиме реального времени.

2. Сформированы законы управления регулятора, базирующиеся на принципе обратной динамики, показана целесообразность и эффективность использования упрощенных моделей движения ЛА для построения регулятора.

3. Разработаны алгоритмы функционирования нелинейного префильтра-гасителя колебаний, позволяющего обеспечивать работу приводов рулей в линейной области и не вводящий дополнительного фазового запаздывания.

Теоретическая значимость.

1. Предложена процедура онлайн-идентификации линеаризованной модели движения летательного аппарата с проверкой сингулярности решения.

2. Обоснована возможность использования упрощенной модели движения ЛА для синтеза регулятора, базирующегося на принципе обратной динамики.

3. Совокупность регулятора и алгоритма идентификации в режиме онлайн обеспечивает желаемую динамику объекта управления как в штатных условиях, так и при возникновении отказов.

4. Предложен вариант нелинейного префильтра, обеспечивающий подавление явления раскачки ЛА летчиком путем существенного уменьшения потребных скоростей отклонения рулей и не вводящий дополнительного фазового запаздывания в линейной области.

Практическая значимость. Разработанные алгоритмы управления и идентификации позволяют:

1. Обеспечить динамику объекта управления в заданных каналах управления, близкую к динамике звена первого порядка, путем синтеза адаптивного закона управления, базирующегося на принципе обратной динамики, а также подавление явления раскачки путем введения нелинейного префильтра, тем самым существенно улучшить точность выполнения задач и повысить безопасность пилотирования;

2. Обеспечить адаптивные свойства регулятора с учетом действия неопределенностей, таких как неточное знание параметров объекта управления и возникновение отказов;

3. Не допустить возникновения явления раскачки ЛА летчиком путем снижения потребных скоростей отклонения рулевых поверхностей вплоть до исключения выхода привода на максимальную скорость движения выходного звена, что исключает введение дополнительного фазового запаздывания.

Эффективность предложенного адаптивного регулятора и префильтра по сравнению с традиционными методами построения законов управления подтверждена путем проведения экспериментальных исследований на пилотажном стенде для ряда математических моделей ЛА различных классов (самолетного и вертолетного типов).

Положения, выносимые на защиту:

1. Алгоритм параметрической идентификации коэффициентов системы уравнения движения ЛА заданной структуры с использованием обновляемого буфера данных, функционирующий в режиме реального времени.

2. Закон управления адаптивного регулятора, базирующегося на принципе обратной динамики с онлайн-идентификацией динамических коэффициентов и синтезированный на основе упрощенной модели движения летательного аппарата.

3. Нелинейный префильтр-гаситель колебаний, позволяющий обеспечить подавление явления раскачки самолета летчиком путем существенного снижения потребных скоростей отклонения руля вплоть до исключения выхода привода на максимальную скорость.

Достоверность результатов подтверждается в диссертационной работе следующим:

- оценкой адекватности полученных алгоритмов онлайн-идентификации путем выполнения математического моделирования с использованием линейных и нелинейных моделей движения ЛА различных классов;

- проведением экспериментальных исследований на пилотажных стендах для разных ЛА в штатных и нештатных условиях пилотирования.

Апробация и публикация результатов. Результаты диссертационной работы представлены в докладах на конференциях и публикациях в научных журналах:

- **4 статьи** в изданиях, рекомендованных ВАК (в том числе 2 статьи, англоязычные версии которых индексируются в Scopus);

- **4 статьи** в журналах, индексируемых в базе данных Scopus, (в том числе **2 статьи** по материалам конференций в издании, индексируемом в Scopus);

- получен патент на изобретение RU 2 814 931 C1 «Нелинейный префильтр, обеспечивающий подавление явления раскачки самолета летчиком»;

- сделано 14 докладов на международных и всероссийских конференциях.

Структура и содержание диссертационной работы.

Глава 1 посвящена обзору и анализу различных способов реализации регулятора, основанного на принципе обратной динамики. Существует несколько способов синтеза закона управления на базе обратной динамики. К ним относятся:

- введение фильтра обратной динамики;
- нелинейная обратная динамика (NDI);
- инкрементальная нелинейная обратная динамика (INDI).

В главе 1 анализируются каждый из перечисленных методов, проводится комплекс исследований (математическое моделирование и эксперименты) по оценке робастности (грубости) регуляторов, обосновывается выбор наиболее эффективного метода синтеза.

В главе 2 описывается алгоритм онлайн-идентификации, позволяющий определять коэффициенты линеаризованной модели движения летательного аппарата в режиме реального времени и использовать их для настройки параметров регулятора. Алгоритм идентификации использует данные о входных и выходных сигналах объекта управления для определения коэффициентов системы дифференциальных уравнений движения ЛА. Проводится математическое моделирование по оценке эффективности алгоритма онлайн-идентификации и достоверности определяемых параметров модели движения ЛА, а также сравнение предложенного алгоритма с другими известными методиками идентификации.

В главе 3 приводится описание альтернативного нелинейного префильтра-гасителя колебаний, обеспечивающего существенное

уменьшение потребных скоростей отклонения рулей вплоть до полного исключения выхода рулевого привода на максимальную скорость. Построение и введение в контур управления такого префильтра обосновывается тем, что достижение максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей приводит к возникновению существенного фазового запаздывания, что может стать причиной потери устойчивости и возникновения колебаний в замкнутой системе самолет-летчик, известных как явление раскачки самолета летчиком.

Глава 4 содержит результаты экспериментальных исследований по оценке эффективности рассматриваемого регулятора и нелинейного префильтра. В исследованиях используются различные модели объектов управления – как линеаризованные, так и нелинейные. Рассматриваются как штатные условия пилотирования, так и случаи возникновения отказов. Исследуется влияние шумов измерителей и частот дискретизации сигналов, поступающих в блок онлайн-идентификации.

Экспериментальные исследования проводятся на пилотажных стендах, к их выполнению привлекается несколько операторов и летчиков-испытателей. Задачи пилотирования выполняются как в стационарных (задача компенсаторного слежения), так и в нестационарных (разгон самолета) условиях.

Результаты экспериментальных исследований показали высокую эффективность и робастность рассматриваемых алгоритмов систем автоматизации контуров управления. Использование регулятора на базе принципа обратной динамики по сравнению с системами управления, построенными с применением традиционных методов синтеза, позволяет повысить точность выполнения задач пилотирования. Обеспечение свойства адаптивности регулятора реализуется путем использования алгоритма непрерывной идентификации параметров математической модели движения ЛА, что позволяет обеспечить нечувствительность системы управления к неточному знанию динамики объекта управления и обеспечивать желаемые пилотажные свойства на всех режимах полета, в том числе при возникновении

отказов. Разработанный нелинейный префильтр позволяет избежать возникновения раскачки ЛА летчиком, вызванной большими потребными скоростями отклонения рулевых поверхностей, не вводя при этом дополнительного фазового запаздывания в линейной области.

ГЛАВА 1 Анализ способов построения регулятора на базе принципа обратной динамики, выбор наиболее эффективного варианта

В настоящей работе в качестве основной методики синтеза законов управления регуляторов системы управления ЛА выбран принцип обратной динамики. Это обосновывается рядом факторов – такие регуляторы, как было упомянуто ранее, уже используются в различных реализациях в системах управления существующих ЛА; они обеспечивают динамику объекта управления, близкую к коэффициенту усиления в каналах угловых скоростей в широком диапазоне частот. В п. 1.1 – 1.3 рассматривается несколько способов реализации регуляторов на базе принципа обратной динамики.

1.1 Введение фильтра обратной динамики в прямой цепи управления

Принцип обратной динамики заключается в подборе регулятора, позволяющего сократить нули и полюса передаточной функции объекта управления по заданной управляемой координате, что обеспечивает равенство входного и выходного сигнала в каждый момент времени. Реализация этого принципа возможна несколькими путями.

Одним из них является введение фильтра в разомкнутой цепи управления, полностью компенсирующего собственную динамику объекта управления. В случае, если объект управления является многомерным, то как показано в [22, 23], в контур управления должна вводиться система фильтров. Рассмотрим принцип синтеза такого фильтра.

Желаемая динамика летательного аппарата с регулятором определяется условием равенства текущей угловой скорости ω желаемой $\omega_{\text{жел}}$ в каждый момент времени:

$$\omega(t) = \omega_{\text{жел}}(t) \quad (1.1)$$

Отсюда следует, что передаточная функция объекта управления по управляемой координате должна соответствовать коэффициенту усиления. В принципе обеспечить это условие можно путем введения фильтра, описываемого передаточной функцией, определяемой следующим соотношением:

$$W_{од}(p) = 1/G(p) = G^{-1}(p) \quad (1.2)$$

Здесь $G(p)$ – передаточная функция летательного аппарата по управляемой координате, $G^{-1}(p)$ – фильтр обратной динамики.

Для случая многомерного объекта управления, имеющего несколько входов и выходов, необходимо перейти к форме пространства состояний. Динамику объекта управления, имеющую несколько выходов и входов, можно описать в виде системы дифференциальных уравнений в матричной форме:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (1.3)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

Здесь A – матрица коэффициентов сил и моментов, B – матрица эффективности органов управления, x – вектор состояния (фазовых координат), \dot{x} – вектор производных состояния, u – вектор управления.

Метод пространства состояний позволяет проводить исследования динамических систем при произвольных начальных условиях, в отличие от аппарата передаточных функций. Также, в форме пространства состояний относительно просто проводить исследования систем, имеющих несколько входных и выходных параметров.

Для построения массива передаточных функций объекта управления из формы пространства состояний, запишем в операторной форме систему (1.3):

$$pX(p) = AX(p) + BU(p) \quad (1.4)$$

$$Y(p) = CX(p) + DU(p)$$

Матрица прямой связи D в подавляющем большинстве случаев составлена из равных нулю элементов, поэтому её можно исключить из системы уравнений. Из (1.4) следует:

$$X(p) = (pE - A)^{-1}BU(p) \quad (1.5)$$

Подставляя выражение (1.5) в (1.4), получим:

$$Y(p) = C(pE - A)^{-1}BU(p) \quad (1.6)$$

С учетом (1.6), матрица передаточных функций G примет вид:

$$G(p) = \frac{Y(p)}{U(p)} = C(pE - A)^{-1}B \quad (1.7)$$

Для случая, когда фильтр обратной динамики вводится в одном канале управления, $G^{-1}(p)$ является передаточной функцией. В общем случае на главной диагонали матрицы $G(p)$ располагаются передаточные функции, связывающие управляемые фазовые координаты и соответствующие входные сигналы, вне главной диагонали – передаточные функции, описывающие перекрестные связи. Матрица $G^{-1}(p)$, обратная матрице $G(p)$, является искомой матрицей фильтров обратной динамики, необходимых для реализации регулятора.

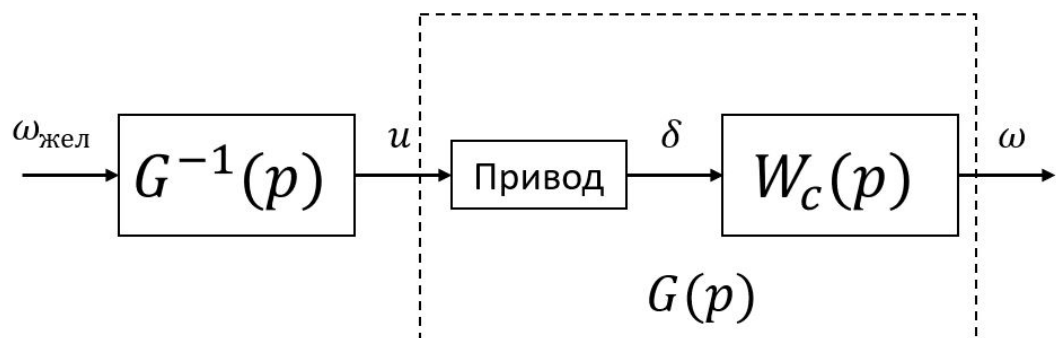


Рисунок 1.4 – Включение фильтра обратной динамики в контур управления.

Целесообразность использования регулятора на базе обратной динамики для построения контура управления ЛА подтверждается известной моделью частоты среза [1]. Модель вводит предположение, что в районе частоты среза разомкнутая система самолет-летчик описывается следующим соотношением:

$$W_{\text{раз}}(j\omega) = W_c(j\omega) \cdot W_l(j\omega) = K_l \frac{\omega_c}{j\omega} e^{-j\omega\tau_e} \quad (1.8)$$

Исходя из известных свойств поведения летчика, для обеспечения наиболее точного и комфортного пилотирования его описывающая функция в районе частоты среза должна приближенно соответствовать коэффициенту усиления, т.е.

$$W_l(j\omega) = K_l e^{-j\omega\tau_e} \quad (1.9)$$

В этом случае, выражение (1.8) будет выполнимо, если $W_c(j\omega) = \frac{\omega_c}{j\omega}$. Таким образом, для обеспечения желаемой передаточной функции ЛА по углам Эйлера, близкой к динамике интегрирующего звена $\frac{K}{p}$, необходимо, чтобы динамика объекта управления по угловым скоростям тангажа и крена соответствовала коэффициенту усиления K , что и достигается путем введения фильтра обратной динамики.

Способ синтеза регулятора на основе введения фильтра $G^{-1}(p)$ в разомкнутой цепи управления имеет ряд существенных недостатков и трудностей в реализации. Для того, чтобы обеспечить условие (1.1), необходимо абсолютно точное знание параметров динамики объекта управления (его передаточной функции). В противном случае, регулятор не будет полностью компенсировать собственную динамику объекта управления. Кроме того, параметры динамики летательного аппарата являются зависимостью от режима полета (величин скоростного напора и поточных углов), следовательно, параметры фильтра должны задаваться в виде многомерных табличных зависимостей. Такой подход известен как gain

scheduling. Однако, чтобы регулятор обеспечивал желаемую динамику на всех режимах полета, возникает необходимость вычислять параметры фильтра с малым шагом изменения аргументов. Кроме того, табличные коэффициенты динамики объекта управления становятся недостоверными при возникновении отказов. Грубость (робастность) регулятора к неточности знания параметров динамики ЛА можно обеспечить с помощью введения дополнительных контуров, например, PI-регулятора [22, 23], но в таком случае динамика системы самолет + регулятор будет отличаться от динамики звена первого порядка.

Другим недостатком является невозможность физической реализуемости идеального фильтра обратной динамики. Рассмотрим этот недостаток на примере продольного движения самолета. Динамика короткопериодического движения самолета по угловой скорости тангажа описывается известной передаточной функцией [1, 50]:

$$W_c(p) = G(p) = \frac{\omega_z(p)}{\delta_v(p)} = \frac{K_c(p + \bar{Y}^\alpha)}{p^2 + 2\xi\omega_k p + \omega_k^2} \quad (1.10)$$

Отсюда видно, что для обеспечения заданного равенства (1.1) нетрудно определить передаточную функцию фильтра $G^{-1}(p)$:

$$G^{-1}(p) = \frac{p^2 + 2\xi\omega_k p + \omega_k^2}{K_c(p + \bar{Y}^\alpha)} \quad (1.11)$$

Порядок ее числителя больший, чем порядок знаменателя. Из теории управления известно, что такая динамическая система физически нереализуема. Проблема физической реализуемости такого фильтра может быть решена путем последовательного включения дополнительного выравнивающего динамического звена, в частности имеющего передаточную функцию вида:

$$W_F(p) = \frac{K}{p + K} \quad (1.12)$$

В этом случае динамика объекта управления будет определяться динамикой выравнивающего звена $W_F(p)$. Величина свободного члена (K) фильтра $W_F(p)$ должна определяться исходя из требуемого диапазона частот, в которых необходимо обеспечить близость передаточной функции объекта управления к коэффициенту усиления.

Еще одним недостатком такого способа реализации принципа обратной динамики является необходимость обеспечить устойчивость исходного объекта управления, если он является неустойчивым (например, сверхзвуковой самолет, статически неустойчивый на дозвуковых скоростях). Это обеспечивается введением дополнительных обратных связей, а передаточная функция фильтра обратной динамики будет определяться относительно замкнутой устойчивой системы. Структурная схема включения фильтра обратной динамики в контур управления при условии неустойчивости исходного объекта управления приведена на рисунке 1.5.

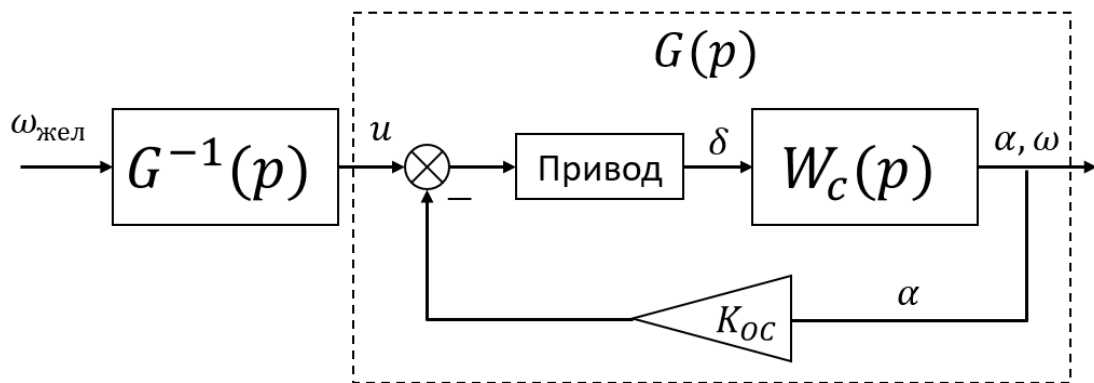


Рисунок 1.5 – Введение фильтра обратной динамики в случае управления статически неустойчивым самолетом в продольном канале.

Однако, в таком случае при синтезе регулятора неизбежно появляется необходимость учитывать динамику исполнительного устройства, которую регулятор также должен будет компенсировать для обеспечения равенства (1.1). Помимо вышеизложенных недостатков, фильтр обратной динамики является источником быстрых управляющих сигналов, что требует высокого

быстродействия рулевых приводов или уменьшения величины свободного члена выравнивающего фильтра, что приведет к сужению диапазона частот, в котором динамика объекта управления окажется близка к коэффициенту усиления.

1.2 Нелинейная обратная динамика (nonlinear dynamic inversion, NDI)

Другой метод синтеза регулятора на базе принципа обратной динамики, имеющий название нелинейная обратная динамика (NDI), реализует управление путем введения нескольких обратных связей по вектору состояния, коэффициенты которых выбираются таким образом, чтобы обеспечить компенсацию собственной динамики объекта управления по угловому ускорению в соответствующем канале управления:

$$\dot{\omega}(t) = \dot{\omega}_{\text{жел}}(t) \quad (1.13)$$

Рассмотрим синтез такого регулятора на примере продольного изолированного движения самолета, управление будет осуществляться отклонением руля высоты.

Как известно, динамика самолета в изолированном продольном движении описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений [50]. Для упрощения анализа и синтеза регулятора, нелинейная система уравнений продольного движения линеаризуется при пренебрежении членами второго порядка малости. Такая линеаризованная система, записанная в форме Коши, имеет вид:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V} &= \bar{X}^V \Delta V + \bar{X}^\alpha \Delta \alpha + \bar{X}^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{X}^\vartheta \Delta \vartheta + \bar{X}^P \Delta P + \bar{X}^{\delta_B} \Delta \delta_B \\ \Delta \dot{\alpha} &= -\bar{Y}^V \Delta V - \bar{Y}^\alpha \Delta \alpha + \bar{Y}^{\omega_z} \Delta \omega_z - \bar{Y}^\vartheta \Delta \vartheta - \bar{Y}^P \Delta P - \bar{Y}^{\delta_B} \Delta \delta_B \\ \Delta \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^V \Delta V + \bar{M}_z^\alpha \Delta \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{M}_z^\vartheta \Delta \vartheta + \bar{M}_z^P \Delta P + \bar{M}_z^{\delta_B} \Delta \delta_B \\ \Delta \dot{\vartheta} &= \Delta \omega_z \end{aligned} \quad (1.14)$$

Для удобства дальнейшего использования, перепишем систему (1.14) в матричном виде:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{\omega}_z \\ \Delta \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{X}^V & \bar{X}^\alpha & \bar{X}^{\omega_z} & \bar{X}^\vartheta \\ -\bar{Y}^V & -\bar{Y}^\alpha & -\bar{Y}^{\omega_z} & -\bar{Y}^\vartheta \\ \bar{M}_z^V & \bar{M}_z^\alpha & \bar{M}_z^{\omega_z} & \bar{M}_z^\vartheta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \vartheta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{X}^{\delta_B} \\ -\bar{Y}^{\delta_B} \\ \bar{M}_z^{\delta_B} \\ 0 \end{bmatrix} * [\Delta \delta_B] \quad (1.15)$$

В терминах пространства состояний:

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{\omega}_z \\ \Delta \dot{\vartheta} \end{bmatrix}, x = \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \vartheta \end{bmatrix}, u = \Delta \delta_B, A = \begin{bmatrix} \bar{X}^V & \bar{X}^\alpha & \bar{X}^{\omega_z} & \bar{X}^\vartheta \\ -\bar{Y}^V & -\bar{Y}^\alpha & -\bar{Y}^{\omega_z} & -\bar{Y}^\vartheta \\ \bar{M}_z^V & \bar{M}_z^\alpha & \bar{M}_z^{\omega_z} & \bar{M}_z^\vartheta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} \bar{X}^{\delta_B} \\ -\bar{Y}^{\delta_B} \\ \bar{M}_z^{\delta_B} \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Принцип нелинейной обратной динамики сводится к синтезу такого закона управления, чтобы обеспечивать равенство (1.13). Для реализации управления угловым ускорением угла тангажа, выразим заданное отклонение руля высоты из уравнения моментов:

$$\Delta \delta_B = \frac{1}{\bar{M}_z^{\delta_B}} * \left[\dot{\omega}_{z_{жел}} - \left(\bar{M}_z^V \Delta V + \bar{M}_z^\alpha \Delta \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{M}_z^\vartheta \Delta \vartheta \right) \right] \quad (1.16)$$

Такой закон управления обеспечивает равенство единице передаточной функции самолета по угловому ускорению тангажа. В этом случае, динамика объекта управления по угловой скорости (при пренебрежении свойствами привода и ограничениями на величину отклонения рулей) будет описываться интегрирующим звеном. Соответственно, при охвате обратной связью по угловой скорости и введении коэффициента усиления в прямую цепь, передаточная функция самолета по угловой скорости тангажа примет следующий вид:

$$W_c(p) = \frac{\omega_z(p)}{X_B(p)} = \frac{1/T}{p+1/T} \quad (1.17)$$

Здесь $1/T$ – это коэффициент усиления в прямой цепи контура угловой скорости. Этот коэффициент эквивалентен постоянной времени передаточной

функции выравнивающего фильтра, применяемого при реализации фильтра обратной динамики, описанного в п. 1.1. Структурная схема реализации регулятора с помощью нескольких обратных связей приведена на рисунке 1.6.

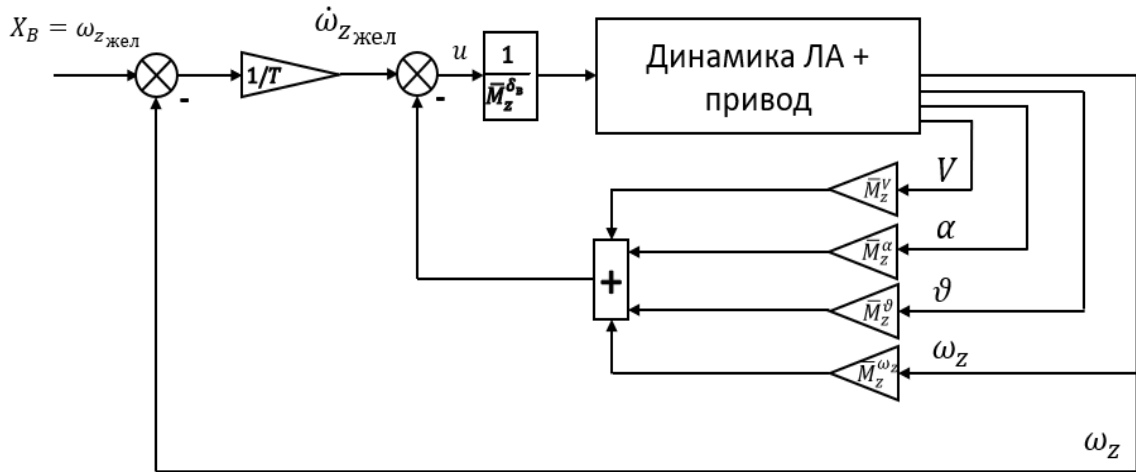


Рисунок 1.6 – Реализация регулятора на базе принципа обратной динамики в продольном канале самолета путем введения обратных связей.

Такой способ построения регулятора является более практичным, чем введение фильтра обратной динамики. Неустойчивый объект управления не требуется предварительно охватывать дополнительными обратными связями, так как его устойчивость уже будет обеспечена обратными связями регулятора. Кроме того, отсутствуют присущие фильтру обратной динамики трудности с физической реализацией. Еще одно достоинство такого регулятора – отсутствие дифференцирующих фильтров в прямой цепи управления, что позволяет реализовать такой регулятор с меньшими требованиями к быстродействию исполнительных устройств.

Однако, такой метод не лишен недостатков. Неточность знания параметров динамики объекта управления (матриц A и B) также будет влиять на качество регулирования, как и в случае с введением фильтра обратной динамики. Реализация закона управления (1.16) подразумевает использование полной модели продольного движения самолета и введение 4-х обратных связей. Это позволяет сократить нули и полюса как короткопериодического,

так и длиннопериодического движения, однако, сопряжено с рядом трудностей, таких как необходимость знания полной модели движения летательного аппарата и измерение фазовых координат датчиками разного типа и с разными частотами дискретизации. Кроме того, уравнения продольного движения (1.14) справедливы только для случая изолированного продольного движения самолета ($\gamma = 0$).

В настоящей работе рассматривается возможность построения и реализации NDI-регулятора, в основе которого лежит модель короткопериодического продольного движения самолета, имеющая следующий вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\bar{Y}^\alpha & -\bar{Y}^{\omega_z} \\ \bar{M}_z^\alpha & \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\bar{Y}^{\delta_B} \\ \bar{M}_z^{\delta_B} \end{bmatrix} [\Delta \delta_B] \quad (1.18)$$

Для синтеза регулятора на базе принципа обратной динамики, из системы уравнений короткопериодического продольного движения (1.18) получим выражение для закона управления, который обеспечивает выполнение условия (1.14). Поскольку управляемой координатой является угловая скорость тангажа, то в (1.18) подставим уравнение, соответствующее динамике по управляемой координате. Таким образом, выражение для необходимого отклонения руля примет следующий вид:

$$\Delta \delta_B = \frac{1}{\bar{M}_z^{\delta_B}} [\dot{\omega}_{z_{\text{жел}}} - (\bar{M}_z^\alpha \Delta \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z)] \quad (1.19)$$

Использование модели такой структуры позволяет реализовать регулятор путем введения двух обратных связей вместо четырех, что существенно упрощает синтез регулятора. Стоит отметить, что для формирования сигнала $\Delta \alpha = \alpha - \alpha_{\text{бал}}$ необходимо введение балансировочной зависимости $\alpha_{\text{бал}} = f(H, V)$. Для того, чтобы отказаться от введения балансировочной зависимости, можно использовать вместо сигнала приращения угла атаки $\Delta \alpha$ сигнал приращения нормальной перегрузки Δn_y . В последующих главах настоящей работы обосновывается целесообразность

использования именно модели короткопериодического движения для синтеза NDI-регулятора.

1.3 Инкрементальная нелинейная обратная динамика (INDI)

Заключительным способом реализации регулятора на базе принципа обратной динамики, анализируемым в настоящей работе, является так называемая инкрементальная нелинейная обратная динамика или INDI [27, 28]. В основе этого метода лежит допущение, что за малый интервал времени dt управляющее воздействие и производная фазовой координаты меняется существенно, а изменением самой фазовой координаты можно пренебречь, тем самым становится возможным, в отличие от «классического» NDI и введения фильтра обратной динамики, избежать необходимости точного знания полного набора параметров собственной динамики объекта управления. Для реализации INDI-регулятора необходимо знание только коэффициентов матрицы эффективности управления B , а также введение обратных связей по управляемой координате и ее производной.

Рассмотрим принцип реализации INDI-регулятора. Динамика объекта управления может быть представлена в следующем виде:

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u \quad (1.20)$$

Разложение в ряд Тейлора этого выражения имеет следующий вид:

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + \frac{\partial}{\partial x} [f(x) + B(x)u](x - x_0) + \frac{\partial}{\partial x} [f(x) + B(x)u](u - u_0) \quad (1.21)$$

Принимая допущение, что $x \approx x_0$, уравнение (1.21) примет следующий вид:

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + B(x)(u - u_0) \quad (1.22)$$

Таким образом, принимая условие $\dot{x} = \dot{x}_{\text{жел}}$, закон управления инкрементального регулятора определяется соотношением:

$$u = B(x_0)^{-1}(\dot{x}_{\text{жел}} - \dot{x}_0) + u_0 \quad (1.23)$$

Здесь x_0 и u_0 – это измерение соответственно состояния и управления на предыдущем шаге. Закон управления (1.23) обеспечивает выполнение

равенства (1.14), поэтому для реализации управления по угловой скорости необходимо введение соответствующей обратной связи. Структурная схема закона управления в продольном канале на базе принципа инкрементальной обратной динамики приведена на рисунке 1.7.

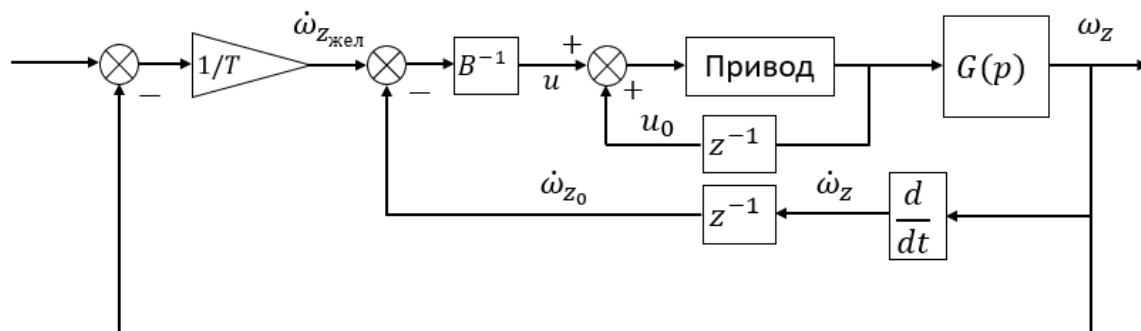


Рисунок 1.7 – Структурная схема включения INDI-регулятора в продольный канал самолета.

Здесь z^{-1} – запаздывание на один такт измерения. Введение такого запаздывания необходимо для вычисления x_0 и u_0 на каждом последующем шаге измерения и синхронизации измерений.

Основным преимуществом инкрементального подхода перед другими методами построения регуляторов на базе принципа обратной динамики является отсутствие необходимости точного знания всех параметров динамики объекта управления, за исключением коэффициентов матрицы эффективности управления. Однако, имеется ряд недостатков, присущих такому регулятору. Для реализации закона (1.23) необходимо введение обратной связи по производной управляемой координаты – угловому ускорению тангажа/крена/рыскания. В авиации датчики углового ускорения не используются, поэтому такую производную (например, угловое ускорение тангажа или крена) можно получить путем численного дифференцирования сигнала с соответствующего датчика. При дифференцировании зашумленного сигнала с датчика, высокочастотная составляющая, особенно при малом интервале квантования по времени, значительно усилится, и такой сигнал поступит в контур управления. Фильтрация сигнала приведет к появлению

фазового запаздывания, к которому алгоритм INDI очень чувствителен. Еще один недостаток следует из самого принципа реализации INDI, требующего введения обратной связи по угловому ускорению, которое приводит к тому, что на вход исполнительных устройств рулевых поверхностей поступают чрезвычайно быстрые сигналы, которые не могут быть обработаны этими устройствами без выхода на ограничения на максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей.

1.4 Сравнение рассматриваемых алгоритмов реализации регулятора, базирующегося на принципе обратной динамики

Для проведения предварительного анализа приведенных в п. 1.1-1.3 методов синтеза регулятора, базирующегося на принципе обратной динамики, в работе выполнено сравнительное математическое моделирование. В качестве объекта управления используется линеаризованная модель короткопериодического продольного движения турбовинтового регионального самолета. Динамика объекта управления в виде набора передаточных функций приведена в работе [51]. Для удобства анализа, из передаточных функций по углу атаки и угловой скорости тангажа была получена модель короткопериодического движения самолета.

Полученная модель, записанная в матричной форме, имеет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,6242 & 0,9987 \\ -0,5920 & -0,6471 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0,0422 \\ -0,8143 \end{bmatrix} [\Delta \delta_v] \quad (1.24)$$

Фильтр обратной динамики синтезируется для обеспечения желаемой динамики по угловой скорости тангажа. Его передаточная функция имеет следующий вид:

$$G_{\omega_z}^{-1}(p) = \frac{p^2 + 1,2713p + 0,9952}{-0,8143p - 0,4833} \quad (1.25)$$

В качестве выравнивающего фильтра вводится апериодическое звено с постоянной времени $T = 0,25$ с, что обеспечивает близость динамики объекта

управления к интегрирующему звену в диапазоне частот приблизительно до 4 рад/с. Для исследования робастности системы управления с фильтром обратной динамики в прямой цепи коэффициенты регулятора произвольно изменены на $\pm 10\%$. Переходные процессы по угловой скорости исходного самолета, самолета с фильтром обратной динамики с точными (сплошная линия на графике) и неточными (штрихпунктирная линия) коэффициентами приведены на рисунке 1.8.

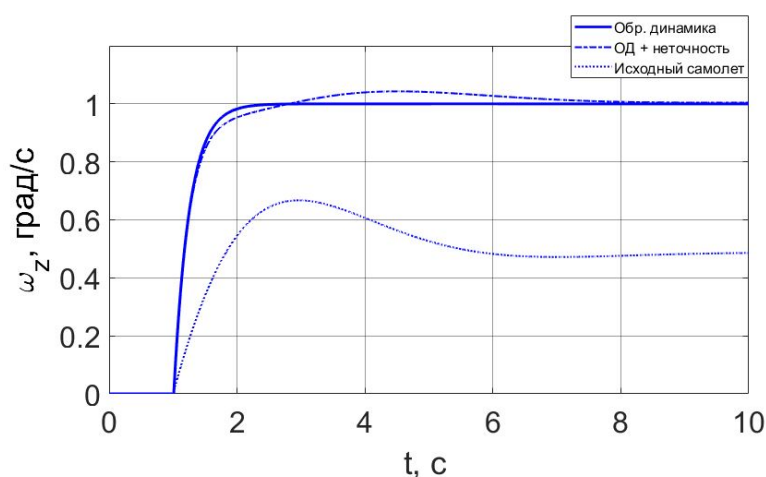


Рисунок 1.8 – Переходные процессы по угловой скорости тангажа в различных условиях.

Переходный процесс по угловой скорости тангажа в случае точного знания коэффициентов регулятора соответствует переходному процессу звена первого порядка. Очевидно ухудшение характеристик переходного процесса в случае, если коэффициенты регулятора не точно соответствуют динамике объекта управления, что показывает чувствительность данного метода синтеза регулятора к значению величин коэффициентов фильтра обратной динамики.

Ниже приводятся исследования эффективности регулятора, реализованного путем введения обратных связей. По аналогии с введением фильтра, коэффициенты обратных связей (матрицы A) в одном случае полностью соответствуют коэффициентам уравнений динамики объекта управления, в другом изменены на $\pm 10\%$. Переходные процессы приведены на рисунке 1.9. Характер переходных процессов показывает, что такой метод

существенно менее чувствителен к точности знания динамики объекта управления, чем введение фильтра обратной динамики в прямой цепи.

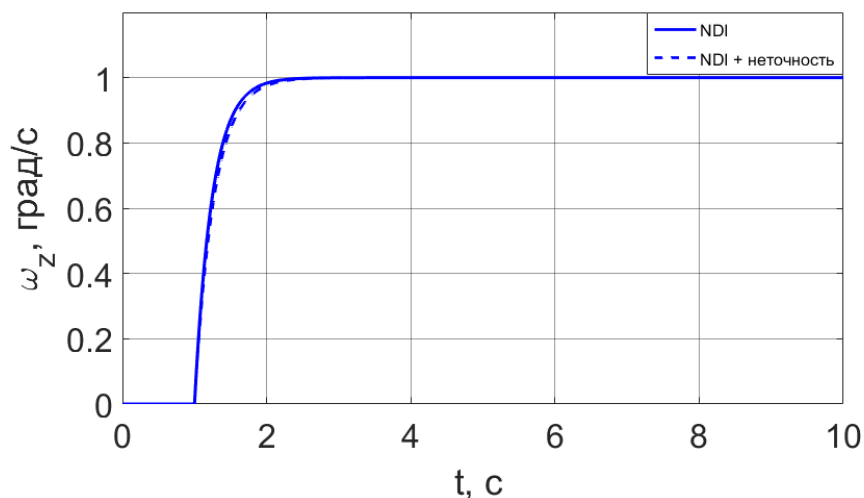


Рисунок 1.9 – Влияние точности знания коэффициентов обратных связей NDI-регулятора на переходный процесс по угловой скорости тангажа.

Как уже упомянуто ранее, наименее чувствительным к точному знанию динамики объекта управления методом синтеза регулятора на базе принципа обратной динамики является инкрементальный подход. Неточность коэффициентов матрицы эффективности управления (отличие от исходной на 10%) при его использовании не оказывает сколь либо существенного влияния на характер переходного процесса (рис. 1.10).

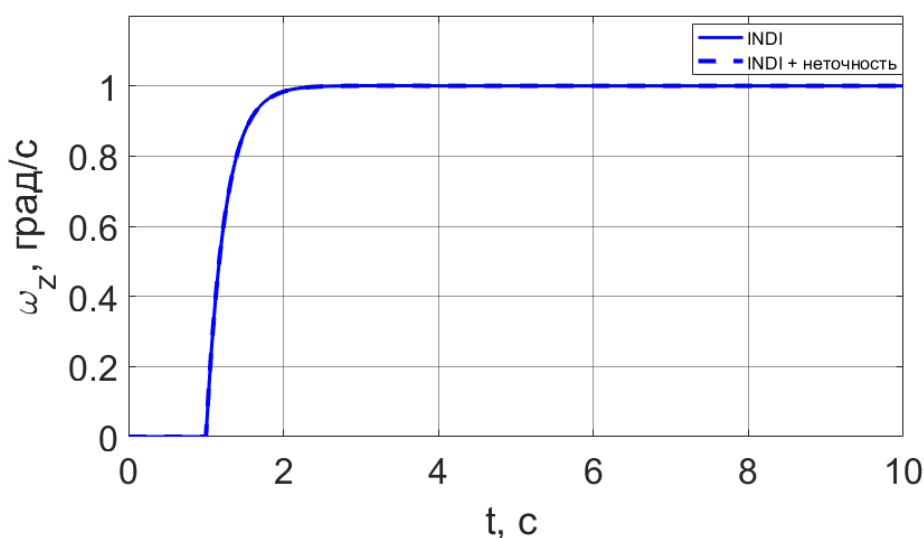


Рисунок 1.10 – Влияние неточности коэффициентов матрицы В на переходный процесс по угловой скорости тангажа объекта с INDI-регулятором.

Дополнительное исследование посвящено реализации регулятора на базе принципа обратной динамики при управлении неустойчивым объектом. Объект управления принудительно приведен к неустойчивому путем изменения знака коэффициента \bar{M}_z^α матрицы A . Знак коэффициента передаточной функции фильтра обратной динамики, а также одного из коэффициентов обратной связи NDI-регулятора также изменен на противоположный. Величины коэффициентов как фильтра, так и обратных связей, изменены на $\pm 10\%$.

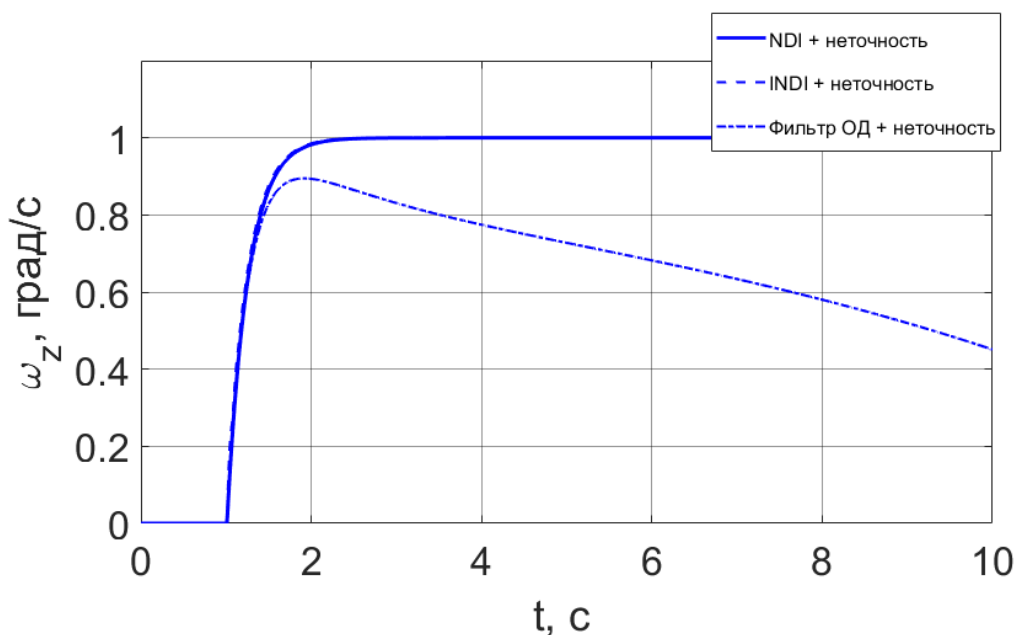


Рисунок 1.11 – Влияние точности знания коэффициентов фильтра обратной динамики на переходный процесс по угловой скорости тангажа при управлении неустойчивым объектом.

Переходные процессы, приведенные на рис. 1.11, указывают на необходимость предварительного обеспечения устойчивости объекта управления при введении в контур фильтра обратной динамики. Даже при несущественной неточности коэффициентов числителя фильтра, объект управления остается неустойчивым. NDI- и INDI- подходы не требуют введения дополнительных обратных связей для реализации даже с неустойчивым объектом управления, поскольку неустойчивость объекта

управления компенсируется собственными обратными связями внешнего контура регулятора.

Одним из основных недостатков INDI-регулятора является его крайняя чувствительность к наличию запаздывания в контуре управления. Моделирование показывает, что введение незначительного запаздывания ($\tau = 0,02 \text{ c}$) выводит замкнутый контур с INDI-регулятором в режим незатухающих автоколебаний (рис. 1.12).

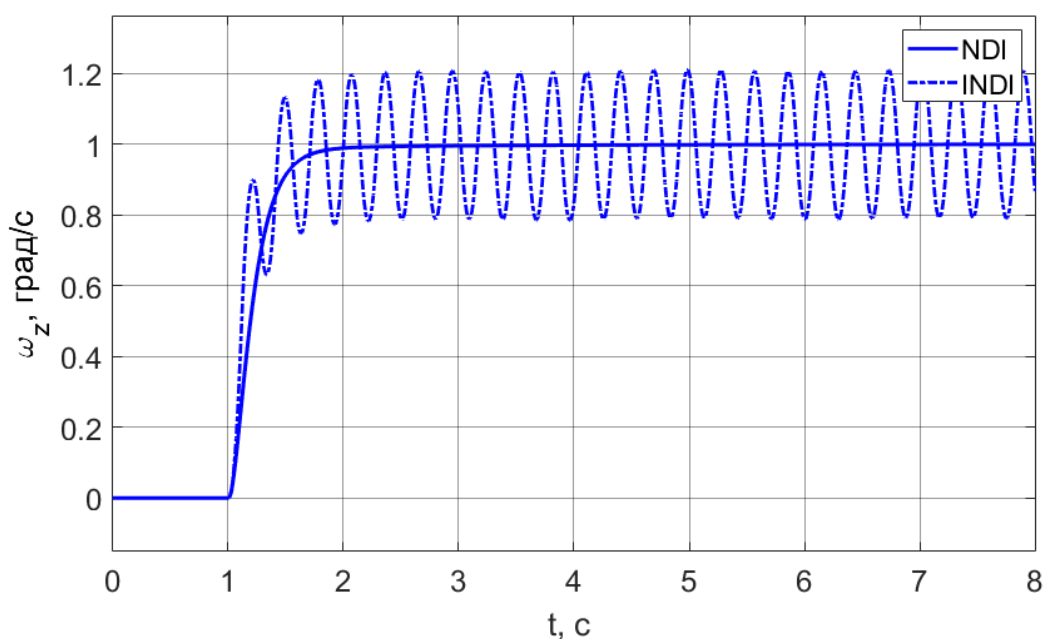


Рисунок 1.12 – Влияние запаздывания в контуре управления на переходные процессы различных регуляторов.

Из рисунка 1.12 также видно, что NDI-регулятор практически не подвержен наличию запаздывания в контуре управления.

Существует решение проблемы влияния запаздывания на INDI-регулятор, заключающееся во введении системы фильтров, описанное в работе [52]. Однако, в предложенном варианте используется модель объекта управления (on board plant model), которая служит для вычисления оценок производной управляемой координаты. Отсюда следует, что такая модель должна быть достаточно точной, что сводит на нет преимущество самого принципа построения INDI-регулятора, которое заключается в отсутствии требований точного знания модели объекта управления.

Несмотря на то, что регулятор, синтезируемый на базе NDI, менее чувствителен к точности знания параметров динамики объекта управления, чем фильтр обратной динамики, в случае резкого и значительного изменения этих параметров (например, отказ секций рулей, повреждение конструкции и т.д.), при неизменных коэффициентах регулятора желаемая динамика объекта управления уже не будет обеспечиваться даже при использовании gain scheduling. Решение этой проблемы заключается во введении дополнительных корректирующих таблиц, которые используются при возникновении и распознавании отказа, а также путем непрерывного определения коэффициентов путем идентификации математической модели ЛА. Следующая глава посвящена созданию алгоритма идентификации математической модели ЛА, который позволит определять коэффициенты обратных связей в режиме реального времени и синтезировать на их основе NDI-регулятор.

ГЛАВА 2 Разработка алгоритма идентификации линеаризованной математической модели движения летательного аппарата в режиме реального времени и синтез адаптивного регулятора на его основе

2.1 Вычисление коэффициентов системы линеаризованных дифференциальных уравнений движения ЛА методом наименьших квадратов

В гл. 1, посвященной анализу подходов к синтезу регулятора на базе принципа обратной динамики, обосновано требование точного знания коэффициентов уравнений модели движения объекта управления для обеспечения заданного условия равенства угловой скорости (или ускорения) желаемому. Динамика летательного аппарата существенно меняется в зависимости от скоростного напора и углов атаки и скольжения, следовательно, коэффициенты регулятора должны изменяться соответствующим образом. Как правило, вариабельность коэффициентов регуляторов реализуется путем введения программных табличных зависимостей от режима полета. При использовании такого подхода коэффициенты задаются в виде точек, соответствующих определенному состоянию объекта управления, а промежуточные значения вычисляются путем их интерполяции. Такой подход не может обеспечить точного соответствия коэффициентов реальной динамике объекта управления на всем диапазоне режимов полета ЛА.

Другой подход – это прямая идентификация параметров объекта управления на основе измеренных входных и выходных сигналов. В настоящее время разработаны алгоритмы, осуществляющие определение параметров объекта управления в реальном масштабе времени, использующие в своей основе различные принципы [19, 20, 21, 53, 54, 55]. Это частотные методы идентификации, методы параметрической идентификации, ранее упомянутое применение искусственных нейронных сетей. Под термином «идентификация» в настоящей работе понимается аппроксимация динамики

объекта управления системой уравнений заданной структуры, параметры которой предполагается определять с использованием данных об управляемых координатах и управляющих сигналах.

Для решения этой задачи применительно к синтезу регулятора на базе обратной динамики предлагается использование метода параметрической идентификации параметров динамики объекта управления в режиме реального времени. Принято, что структура математической модели движения ЛА, параметры которой необходимо определять, представлена системой линеаризованных дифференциальных уравнений.

В основе самого метода идентификации лежит использование данных о параметрах состояний объекта управления (например, угла атаки, угловой скорости тангажа и пр.), их производных, а также управляющих воздействий. Путем решения матричного уравнения методом наименьших квадратов определяются коэффициенты линеаризованной модели движения объекта управления, имеющей заданную структуру (количество входных и выходных величин).

Систему дифференциальных уравнений, описывающих динамику линейной системы, можно представить в матричной форме – так называемой форме пространства состояний. Приняв допущение, что на коротком интервале времени изменением коэффициентов дифференциальных уравнений можно пренебречь, и интегрируя эти уравнения с заданным шагом, можно записать:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= Ax_1 + Bu_1 \\ \dot{x}_2 &= Ax_2 + Bu_2 \\ &\vdots \\ \dot{x}_l &= Ax_l + Bu_l \end{aligned} \quad (2.1)$$

Здесь $\dot{x}_{1,2,\dots}$ и другие величины, имеющие нижний числовой индекс – это значения состояний и управлений в соответствующий момент времени t , l – число шагов интегрирования, определяющее размерность выборки данных, A

и B – матрицы постоянных коэффициентов уравнений динамики исследуемого объекта управления.

Для (2.1) справедлива следующая форма записи:

$$h = Eg \quad (2.2)$$

здесь $h = \begin{bmatrix} \dot{x}_1^T \\ \dot{x}_2^T \\ \vdots \\ \dot{x}_l^T \end{bmatrix} [l \times n]$, $E = \begin{bmatrix} x_1^T & u_1^T \\ x_2^T & u_2^T \\ \vdots & \vdots \\ x_l^T & u_l^T \end{bmatrix} [l \times (n + m)]$, $g = \begin{bmatrix} A^T \\ B^T \end{bmatrix} [(n + m) \times n]$;

A, B – матрицы коэффициентов дифференциальных уравнений.

Такая запись системы (2.1) позволяет из известных матриц h и E определить неизвестную матрицу g , содержащую элементы матриц коэффициентов дифференциальных уравнений A и B . Прямое решение этого уравнения можно получить, умножив обе его части на обратную матрицу E^{-1} :

$$E^{-1}h = E^{-1}Eg = g \quad (2.3)$$

Необходимым условием существования обратной матрицы E^{-1} являются требования квадратичности исходной матрицы, а также ее невырожденность, при которой ее определитель строго ненулевой. Для обеспечения этого условия, необходимо умножить обе части уравнения (2.3) на транспонированную матрицу E^T , тогда:

$$E^T h = E^T E g \quad (2.4)$$

Умножив обе части уравнения (2.4) на матрицу $(E^T E)^{-1}$, получим решение для матрицы g :

$$g = (E^T E)^{-1} E^T h \quad (2.5)$$

Элементы этой матрицы являются оценками коэффициентов уравнений линеаризованной модели движения объекта, аппроксимирующими его динамику на коротком интервале времени, вычисляемые на основе массива данных состояний, производных состояний и управлений.

Полученное таким образом решение уравнения (2.2) позволяет получить наиболее точную аппроксимацию динамики исходного объекта, соответствующую наименьшему квадрату ошибки. Ошибка (невязка) r определяется разностью между вектором производных объекта управления и линеаризованной модели, коэффициенты которой определяются в процессе идентификации и текущим (реальным) вектором производных состояния h^* , соответствующим исходному объекту управления:

$$r = h^* - E g \quad (2.6)$$

Для доказательства соответствия вычисляемых оценок коэффициентов ДУ, необходимо решить задачу минимизации суммы квадратов ошибок:

$$\sum_{t=1}^n r_t^2 \rightarrow \min$$

Сумма квадратов невязок может быть представлена в следующем виде:

$$\|r^2\| = r^T r = (h^* - E g)^T (h^* - E g) = h^{*T} h^* - g^T E^T h^* - h^{*T} E g + g^T E^T E g \quad (2.7)$$

Найдем частную производную суммы квадратов невязок $\|r^2\|$ по g , используя следующие соотношения:

$$\frac{\partial (g^T E^T E g)}{\partial g} = 2 E^T E g \quad (2.8)$$

$$\frac{\partial (g^T E^T h^*)}{\partial g} = \frac{\partial (h^{*T} E g)}{\partial g} = -E^T h^* \quad (2.9)$$

$$\frac{\partial}{\partial g} \|r^2\| = \frac{\partial}{\partial g} (h^{*T} h^* - g^T E^T h^* - h^{*T} E g + g^T E^T E g) = -E^T h^* - E^T h^* + 2 E^T E g = -2 E^T h^* + 2 E^T E g = -2 (E^T h^* - E^T E g) = 0 \quad (2.10)$$

Отсюда следует $E^T E g = E^T h^*$, что соответствует уравнению (2.4). Следовательно, решение (2.5) является наиболее точной аппроксимацией динамики объекта управления линеаризованной моделью его движения на

конечном интервале времени. Коэффициенты уравнений движения ЛА, полученные таким методом, могут быть использованы для построения регулятора, основанного на принципе обратной динамики. Кроме того, линеаризация, проводимая на коротком конечном интервале времени, позволяет представить нелинейную динамику ЛА в виде системы уравнений короткопериодического движения.

В п. 2.2. приведено описание алгоритма, позволяющего выполнять непрерывный процесс идентификации на основе рассмотренного метода.

2.2 Идентификация параметров линеаризованной модели движения ЛА в режиме реального времени на основе использования обновляемого буфера данных

Как отмечено в п. 2.1, значения коэффициентов матриц A и B , полученные при решении уравнения (2.5), справедливы для одного режима полета и при его изменении, ранее идентифицированные оценки уже не будут соответствовать реальной динамике объекта управления. Реализация адаптивного варианта регулятора, который может обеспечить желаемую динамику на любом режиме полета, требует вычисления этих коэффициентов в непрерывном режиме. Поэтому массив данных, на основе которого и проводится процедура идентификации, необходимо постоянно обновлять с течением времени.

Обновление массива данных, далее называемого буфером, реализуется следующим образом: массив начинает заполняться параметрами, полученными с датчиков (или вычисленными в процессе математического моделирования) и когда количество элементов массива достигает размера буфера, начинается процесс онлайн-идентификации. При этом первый элемент массива соответствует первому элементу с начала измерения (моделирования), а последний – текущему шагу $t_{\text{тек}}$. Когда текущий шаг

измерения превышает размер буфера, первый его элемент удаляется, второй становится первым, а последний равен текущему шагу $t_{\text{тек}}$. Графическая иллюстрация работы обновляемого буфера данных показана на рисунке 2.1.

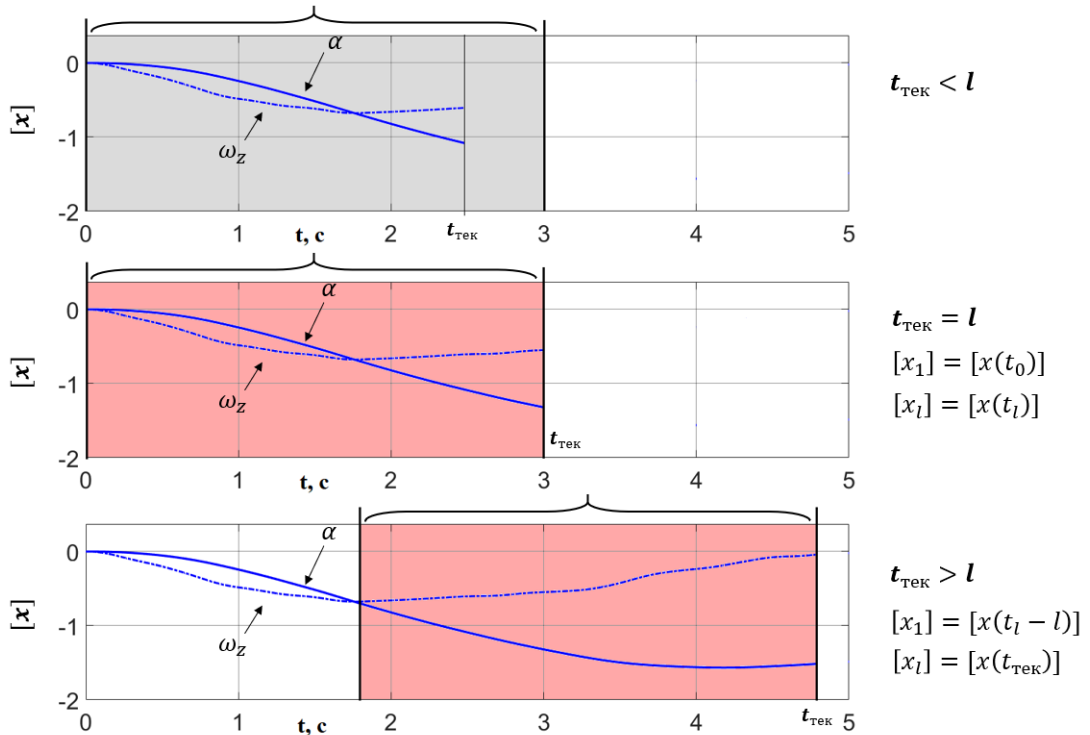


Рисунок 2.1 – Графическая иллюстрация работы обновляемого буфера данных.

Здесь $[x]$ – вектор переменных состояния; l – размерность буфера, с; $t_{\text{тек}}$ – текущий шаг измерений. Случай а) – буфер данных не заполнен, идентификация не выполняется. Случай б) – количество измерений равно размеру буфера данных, начинается процесс онлайн-идентификации. Случай в) – общее количество измерений превысило размер буфера данных, буфер содержит обновленные данные, последний его элемент равен текущему шагу измерения.

Применение обновляемого буфера данных делает возможным аппроксимировать параметры нестационарных динамических систем в постоянном режиме, а также проводить линеаризацию нелинейных систем на конечном интервале времени.

Математическое моделирование процедуры онлайн-идентификации показывает, что для сходимости оценок коэффициентов матриц достаточно выборки из 100-150 точек измерений, что при частоте в 100 Гц равно 1-1,5 сек. Подробнее о требуемой величине буфера данных l изложено в п.2.6.

Таким образом, при использовании предложенного алгоритма становится возможным уйти от описания динамики ЛА системой уравнений, содержащей длиннопериодическую составляющую, и заменить её на модель короткопериодического движения (1.18). Достаточную точность такой онлайн-аппроксимации показывают результаты математического моделирования с использованием полной нелинейной модели движения ЛА. При однократно проведенной идентификации параметров, переходные процессы при воздействии на модели одинакового входного сигнала начинают существенно расходиться уже через несколько секунд (рис. 2.2).

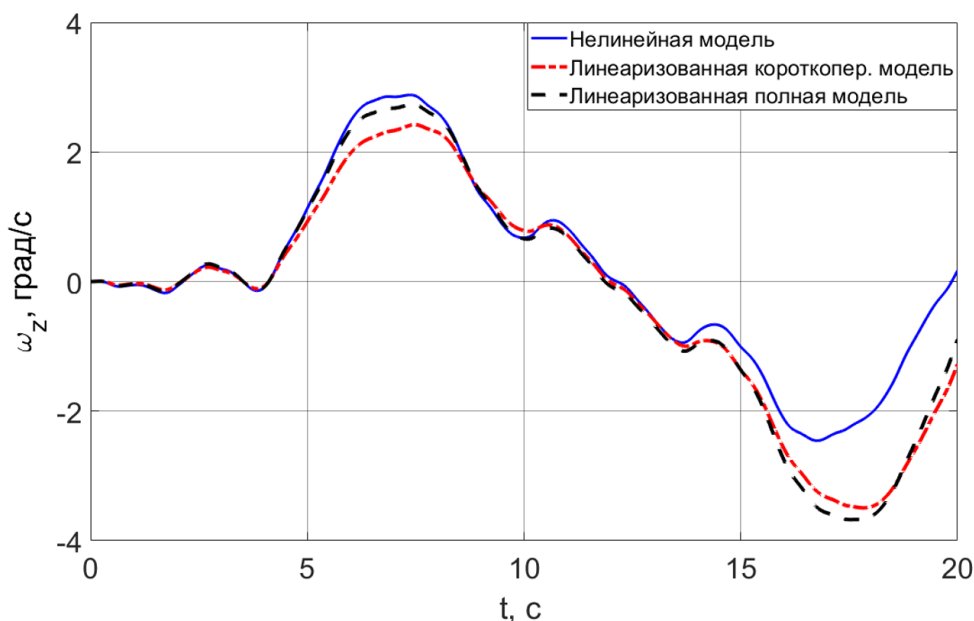


Рисунок 2.2 – Сравнение аппроксимации нелинейной динамики ЛА различными системами уравнений при однократном определении их коэффициентов.

Если коэффициенты линеаризованной модели определяются в режиме реального времени, то переходные процессы сходятся с исходной нелинейной моделью на всем интервале моделирования (рис. 2.3).

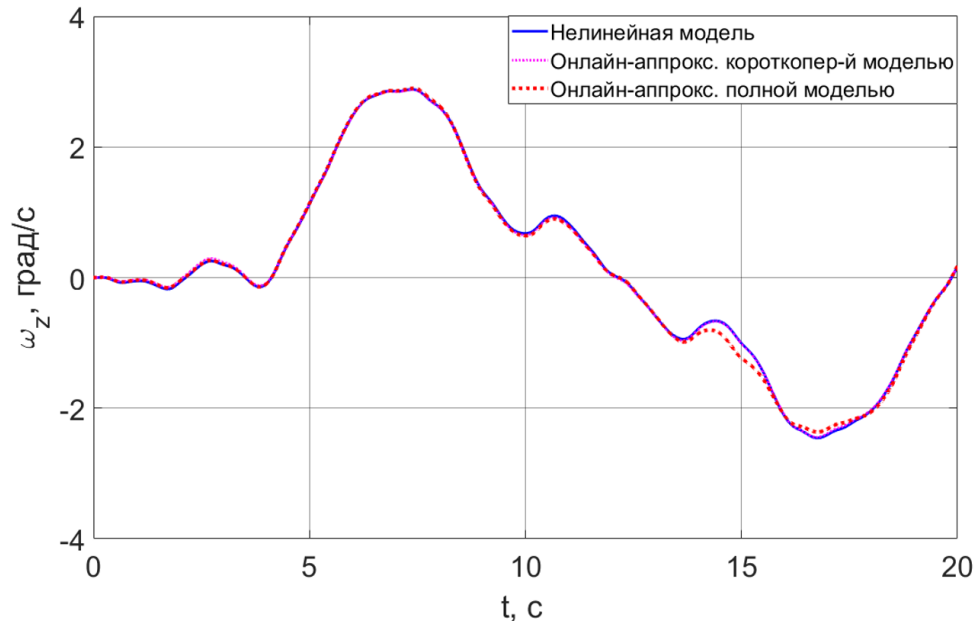


Рисунок 2.3 – Сравнение аппроксимации нелинейной динамики ЛА различными системами линеаризованных уравнений при онлайн-идентификации их коэффициентов.

Использование как полной модели движения, так и модели короткопериодического движения позволяет достаточно точно аппроксимировать нелинейную динамику ЛА системой линеаризованных уравнений движения. Важно отметить, что онлайн-аппроксимация динамики ЛА моделью короткопериодического движения показывает несколько более высокую точность в сравнении с полной моделью продольного движения, это хорошо видно на 12-18 секундах графика переходных процессов на рисунке 2.3. Более высокую точность идентификации при использовании модели короткопериодического движения можно объяснить тем, что на коротком интервале времени изменение скорости полета и угла тангажа значительно меньше, чем изменение приращения угла атаки и угловой скорости изменения тангажа, то есть длиннопериодическое движение практически не проявляется.

Это приводит к плохой обусловленности информационной матрицы $E^T E$ и получению неточных оценок параметров \bar{M}_z^V и \bar{M}_z^ϑ .

При проведении процедуры онлайн-идентификации становится возможным использовать вычисляемые коэффициенты для построения робастного адаптивного регулятора на базе принципа обратной динамики. Блок-схема связки алгоритма онлайн-идентификации и регулятора показана на рисунке 2.4.

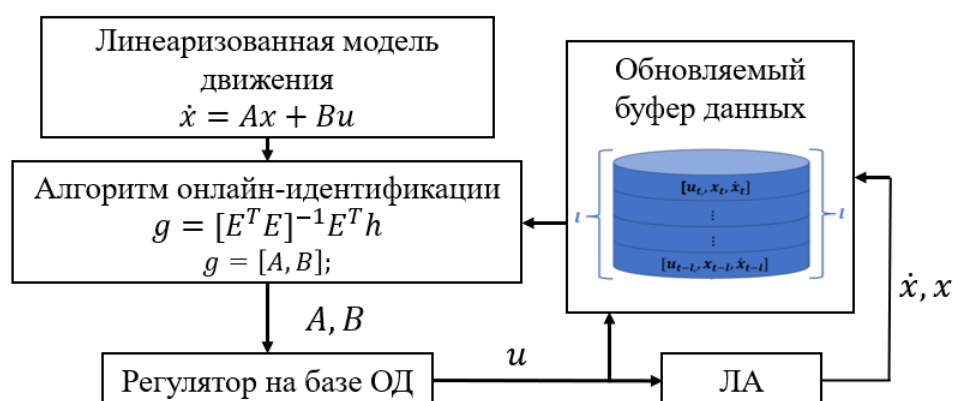


Рисунок 2.4 – Схема адаптивного регулятора с онлайн-идентификацией.

Далее приведено описание методики синтеза адаптивных регуляторов на базе принципа обратной динамики в каналах тангажа и крена с использованием предложенного алгоритма идентификации-онлайн.

2.3 Построение адаптивного регулятора на базе принципа обратной динамики в продольном и боковом каналах управления

Для обеспечения адаптивности закона управления в продольном канале, приведенного в гл.1 (формула (1.19), коэффициенты $\bar{M}_z^{\delta_B}$, \bar{M}_z^α и $\bar{M}_z^{\omega_z}$ определяются с помощью алгоритма онлайн-идентификации. Закон управления (1.19) позволяет обеспечить динамику самолета по угловому ускорению тангажа, равную единице. Чтобы обеспечить желаемую динамику по угловой скорости тангажа, необходимо ввести дополнительную обратную

связь. Таким образом, структура адаптивного регулятора на базе принципа обратной динамики в продольном канале примет вид, показанный на рисунке 2.5.

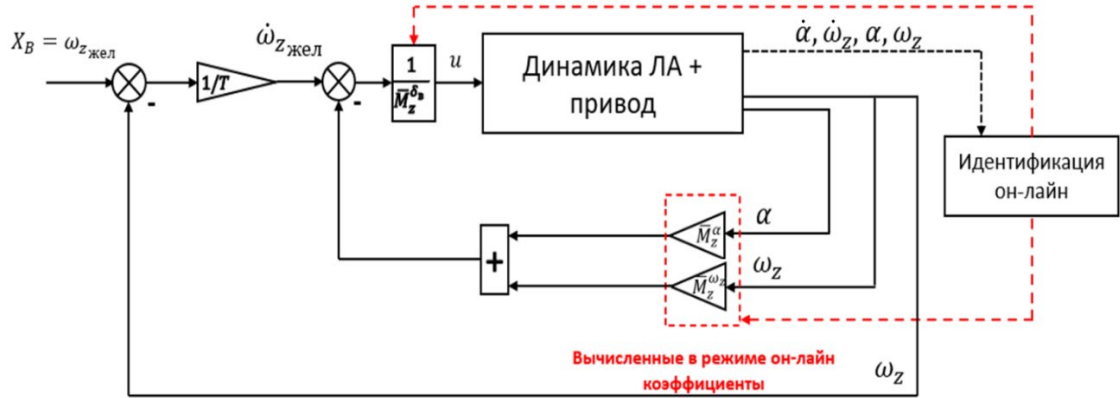


Рисунок 2.5 – Адаптивный регулятор на базе принципа обратной динамики с онлайн-идентификацией.

Построенный таким образом регулятор, как и вариант, использующий полную модель движения (рис. 1.6), обеспечивает динамику по угловой скорости тангажа, близкую к звену первого порядка с заданной постоянной времени. При этом снижается число обратных связей с 4 до 2, а также количество необходимых для синтеза регулятора коэффициентов уравнений движения с 5 до 3, что существенно упрощает его реализацию.

В канале крена структура линеаризованной модели движения имеет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{\omega}_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\bar{Z}^\beta & -\bar{Z}^{\omega_x} \\ \bar{M}_x^\beta & \bar{M}_x^{\omega_x} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta \omega_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\bar{Z}^{\delta_3} \\ \bar{M}_x^{\delta_3} \end{bmatrix} [\Delta \delta_3] \quad (2.11)$$

Аналогично выражению (1.19) сформирован закон управления для обеспечения желаемой динамики по угловой скорости крена:

$$\Delta \delta_3 = \frac{1}{\bar{M}_x^{\delta_3}} \left[\dot{\omega}_{x\text{жел}} - \left(\bar{M}_x^\beta \Delta \beta + \bar{M}_x^{\omega_x} \Delta \omega_x \right) \right] \quad (2.12)$$

Законы управления во всех каналах предполагают использование обратных связей по поточным углам атаки α и скольжения β , а также идентификацию коэффициентов уравнений, содержащих данные углы. Точное измерение этих углов, а также вычисление их производных, является затруднительным из-за способа их измерения с помощью аэродинамических флюгарок. В связи с этим, в настоящей работе предлагается использование соответствующих сигналов перегрузок или ускорений в уравнениях движения в качестве альтернативы использованию сигналов поточных углов α и β . Их измерение является более простым, а сигналы являются менее зашумленными, чем сигналы углов атаки и скольжения. Таким образом, коэффициенты силовой составляющей системы уравнений заменяются на условные коэффициенты, связанные с соответствующим ускорением. Еще одним преимуществом такого подхода является отсутствие вычисления приращения угла атаки относительно балансирующего.

На примере продольного канала самолета, система уравнений идентифицируемой модели ЛА имеет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{a}_y \\ \Delta \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\bar{A}^{a_y} & -\bar{A}^{\omega_z} \\ \bar{M}_z^{a_y} & \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta a_y \\ \Delta \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\bar{A}^{\delta_B} \\ \bar{M}_z^{\delta_B} \end{bmatrix} [\Delta \delta_B] \quad (2.13)$$

Здесь коэффициенты \bar{A}^{a_y} , \bar{A}^{ω_z} , \bar{A}^{δ_B} – это условные коэффициенты сил, связывающие соответствующие ускорения с изменением фазовых координат. При использовании такой модели объекта управления для идентификации коэффициентов регулятора, динамика замкнутой системы остается неизменной. Частотные характеристики объекта управления, полученные методом коэффициентов Фурье, приведены на рисунке 2.6.

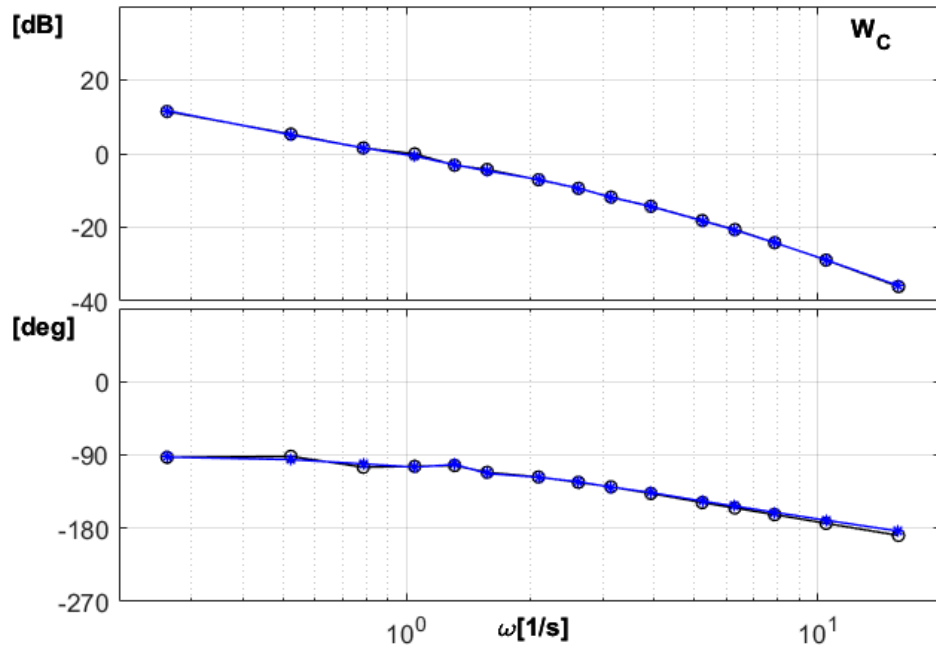


Рисунок 2.6 – Частотные характеристики объекта управления с адаптивным регулятором на базе обратной динамики при использовании разных моделей движения ЛА.

Из рисунка 2.6 видно, что частотные характеристики совпадают на всем диапазоне частот. Это означает, что предложенный вариант реализации регулятора обеспечивает такую же динамику объекта управления, что и «классический» вариант, использующий сигналы поточных углов.

Еще одним альтернативным способом синтеза адаптивного регулятора на базе принципа обратной динамики является подход с использованием упрощенной модели движения ЛА, представленной одним уравнением движения в канале крена или тангажа:

$$\dot{\omega}_{x/z} = \bar{M}_{x/z}^* \omega_{x/z} + \bar{M}_{x/z}^{\delta_{э/в}} \quad (2.14)$$

Такая форма записи динамики ЛА основывается на предположении, что собственную динамику объекта управления на коротком интервале времени можно аппроксимировать одним коэффициентом $\bar{M}_{x/z}^*$, который предполагается вычислять в режиме онлайн с помощью предложенного

алгоритма. Это дает ряд преимуществ по сравнению с использованием модели короткопериодического движения:

- уменьшение количества измеряемых состояний, что обеспечит меньшую чувствительность к отказам датчиков;
- упрощение структуры регулятора за счет сокращения числа обратных связей.

Точность такой аппроксимации подтверждается математическим моделированием, аналогичным приведенному ранее на рисунках 2.2, 2.3. Сравнение временных процессов систем, заданных разными уравнениями движения (исходная нелинейная модель ЛА, короткопериодическая модель и упрощенная модель) приведено на рисунке 2.7.

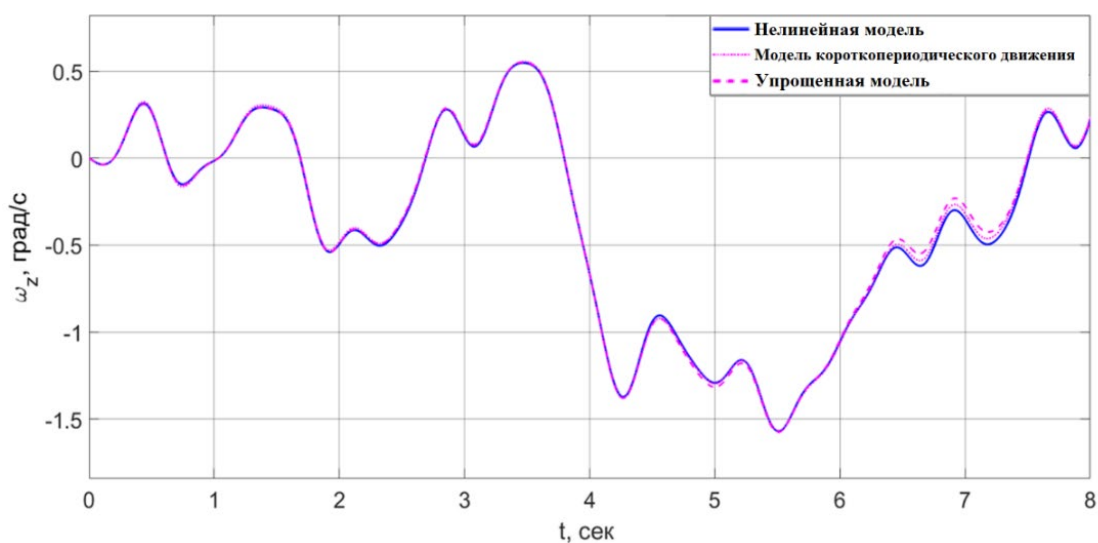


Рисунок 2.7 – Сравнение различных способов аппроксимации динамики самолета.

Видно, что переходные процессы имеют достаточно точную сходимость на всем интервале моделирования, что позволяет сделать вывод о возможности использования предложенной аппроксимации динамики ЛА упрощенной моделью при синтезе регулятора на базе принципа обратной динамики.

Дополнительно проведено исследование с использованием полной нелинейной математической модели динамики ЛА вертолетного типа. Для такого класса ЛА характерные существенные нелинейные свойства, особенно при значительном изменении параметров полета. В связи с этим произведена оценка эффективности алгоритмов идентификации с использованием упрощенной модели в случае, когда угловые скорости по тангажу достигают 20 град/с. На рисунке 2.8 приведены переходные процессы, полученные с использованием нелинейной полной модели динамики вертолета и идентификации параметров упрощенной модели.

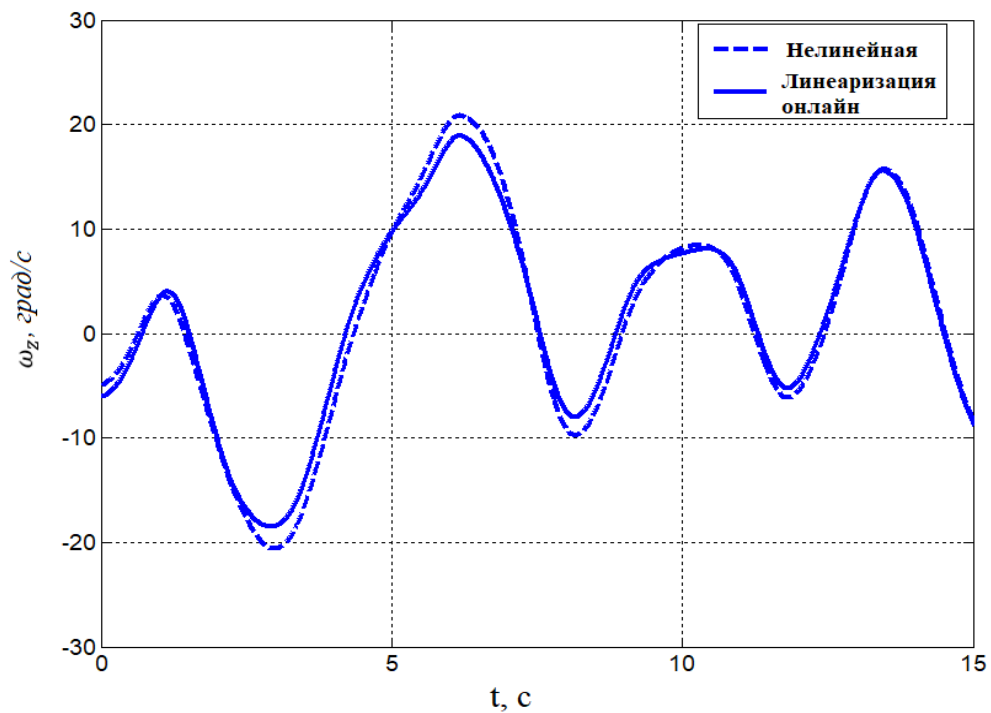


Рисунок 2.8 – Переходные процессы нелинейной и линеаризованной в режиме онлайн упрощенной моделей движения вертолета.

Переходные процессы на рисунке 2.8 показывают достаточно точную сходимость в диапазоне ± 20 град/с. При таких значениях угловых скоростей очевидно, что нелинейные свойства исходной модели будут однозначно проявляться. Линеаризация с помощью упрощенной модели позволила учесть эти нелинейности путем изменения параметров линеаризованной модели.

2.4 Определение требуемой размерности буфера данных

Одной из нетривиальных задач настоящего исследования является выбор размерности буфера данных (далее – длина буфера l), на основе которого производится процедура идентификации математической модели движения ЛА. Он должен осуществляться как компромисс между точностью определения коэффициентов и скоростью их сходимости. Использование слишком малой выборки данных для идентификации приведет к искажению оценок коэффициентов уравнений движения, слишком большая – к увеличению времени сходимости оценок, возрастанию вычислительной сложности, а также к ухудшению точности идентификации. Последнее объясняется тем, что нестационарная динамика объекта управления при изменении ее параметров будет аппроксимироваться с запаздыванием.

Определение такой размерности буфера, которая бы позволила обеспечить высокую точность идентификации наряду с быстрой сходимостью оценок, было произведено экспериментальным путем. Для оценки скорости сходимости коэффициентов моделировалось резкое изменение динамики объекта управления, заключающееся в мгновенном уменьшении эффективности органов управления в 2 раза. Это соответствует условной отказной ситуации, например, заклиниванию секции руля высоты/элеронов.

В работе исследовался диапазон размерностей буфера данных от 50 до 400 шагов измерения, что соответствует 0,5 – 4 сек при частоте дискретизации 100 Гц. Считалось, что момент отказа наступает на 41 секунде эксперимента, что соответствует максимальной величине входного сигнала. Такое время возникновения отказа выбрано для того, чтобы оценить возможность возникновения неустойчивых процессов во время адаптации регулятора при максимальной величине управляющих действий оператора. Переходный процесс изменения идентифицированных коэффициентов матрицы B при размере буфера 0,5 с представлен на рис. 2.9.

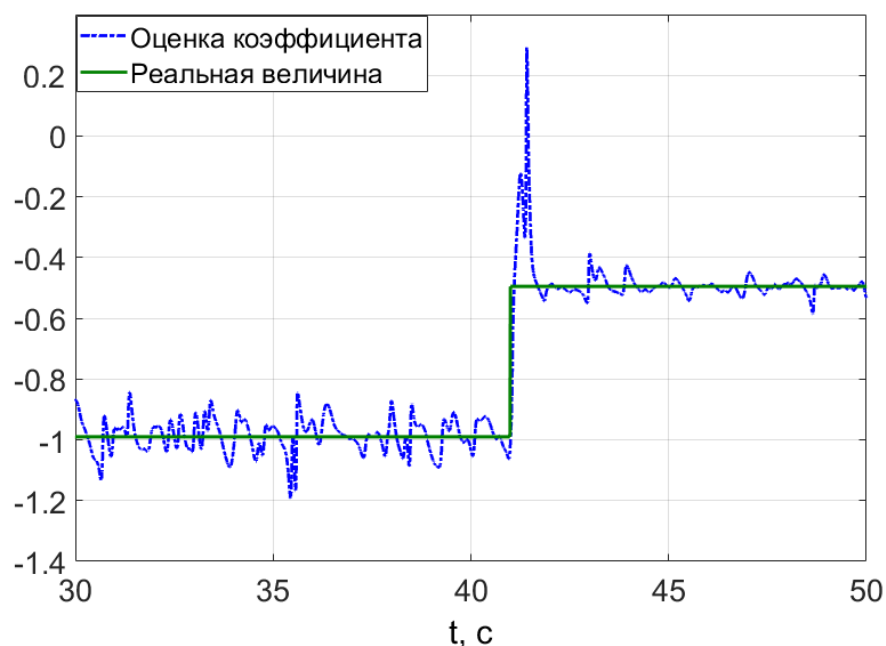


Рисунок 2.9 – Изменение оценки коэффициента матрицы B при длине буфера 0,5 с.

В момент наступления отказа виден существенный «заброс» коэффициентов матрицы эффективности, однако, неустойчивых процессов не развивалось, поскольку величина коэффициента, поступающего в регулятор, была ограничена величиной $-0,2$. Время подстройки коэффициентов с учетом «заброса» составило $\sim 0,7$ сек. Кроме заброса, заметны отклонения оценки от реального значения, обусловленные неточностями численного решения дифференциальных уравнений при моделировании, а также шумами от датчика положения рычага управления.

При размере буфера $l = 1$ с, переходный процесс стал более плавным, не происходит забросов коэффициентов (рис. 2.10). Время сходимости оценок составляет менее 1 секунды.

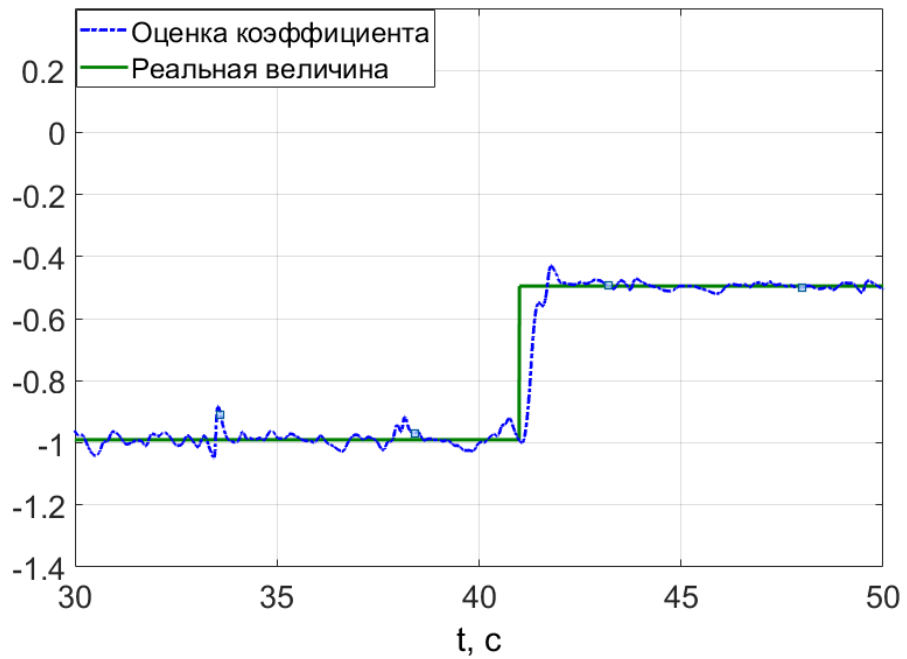


Рисунок 2.10 – Изменение оценки коэффициента матрицы B при длине буфера 1 с.

Дальнейшее увеличение длины буфера до $l = 3 \dots 4$ с приводит к тому, что сходимость оценок к их исходным величинам достигается более чем за 2 секунды (рис. 2.11).

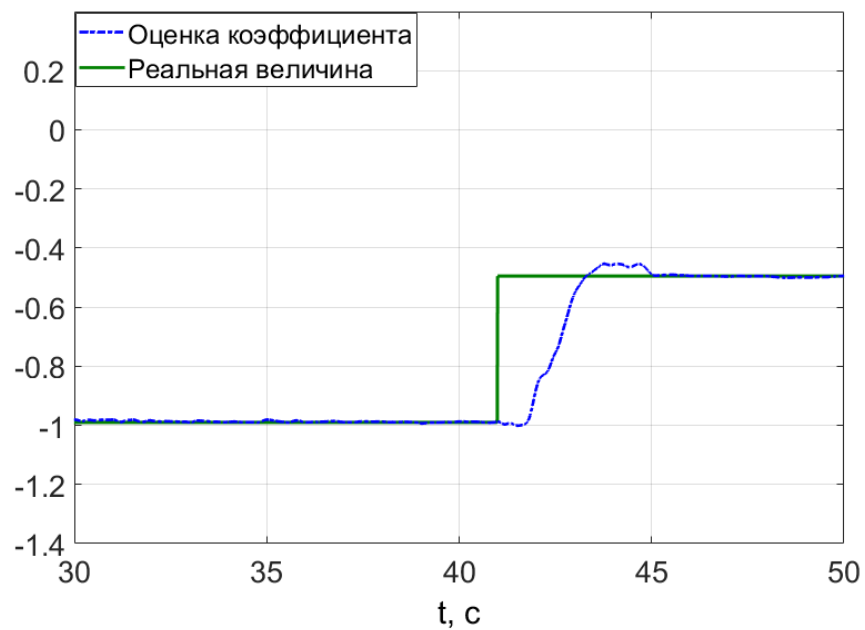


Рисунок 2.11 – Изменение оценки коэффициента матрицы B при длине буфера 3 с.

Несмотря на то, что точность оценки коэффициентов улучшается, во время адаптации повышается вероятность развития неустойчивых процессов, так как вычисление оценок происходит с существенным запаздыванием.

На рис. 2.12. Показаны величины дисперсии ошибки отслеживания, полученные при выполнении задачи точного отслеживания. Объектом управления является математическая модель самолета с адаптивной системой управления в продольном канале с разной величиной буфера данных в блоке идентификации.

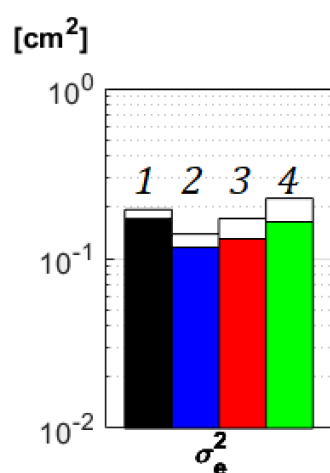


Рисунок 2.12 – Дисперсии ошибки при разных величинах l .

Здесь 1 – $l = 0,5$ с, 2 – $l = 1$ с, 3 – $l = 2$ с, 4 – $l = 3$ с.

Очевидно, что некоторый оптимум длины буфера l находится в пределах от 100 до 200 точек данных, что при частоте дискретизации 100 Гц соответствует 1-2 секундам записи параметров полета. При дальнейшем увеличении размерности буфера данных дисперсия ошибки практически не изменяется. Рациональное значение l должно определяться как компромисс между скоростью сходимости оценок и точностью их определения, а также в зависимости от решаемой задачи пилотирования.

2.5 Влияние шумов измерителей на точность идентификации. Борьба с негативным влиянием шумовой составляющей

При выполнении процедуры идентификации коэффициентов уравнений движения ЛА крайне важно учитывать шумовую составляющую, вводимую измерительными устройствами. В данном разделе проводится исследование влияния шумов на точность онлайн-идентификации параметров динамики ЛА.

Поскольку датчики, измеряющие скорость изменения углов атаки $\dot{\alpha}$ и скольжения, а также угловые ускорения $\dot{\omega}_{x,y,z}$, в авиации не применяются, то компоненты вектора производных состояния \dot{x} предполагается вычислять путем численного дифференцирования соответствующих сигналов. При этом происходит усиление вводимой датчиками шумовой составляющей, что влияет на точность идентификации, и оценки коэффициентов уравнений движения отличаются от реальных на несколько порядков.

Для определения параметров шума, который будет использоваться в математическом моделировании, использована запись временного процесса изменения угловой скорости тангажа реального полета одного летательного аппарата самолетного типа. Фрагмент записи с данными, полученными с датчика угловой скорости тангажа, приведен на рисунке 2.13.

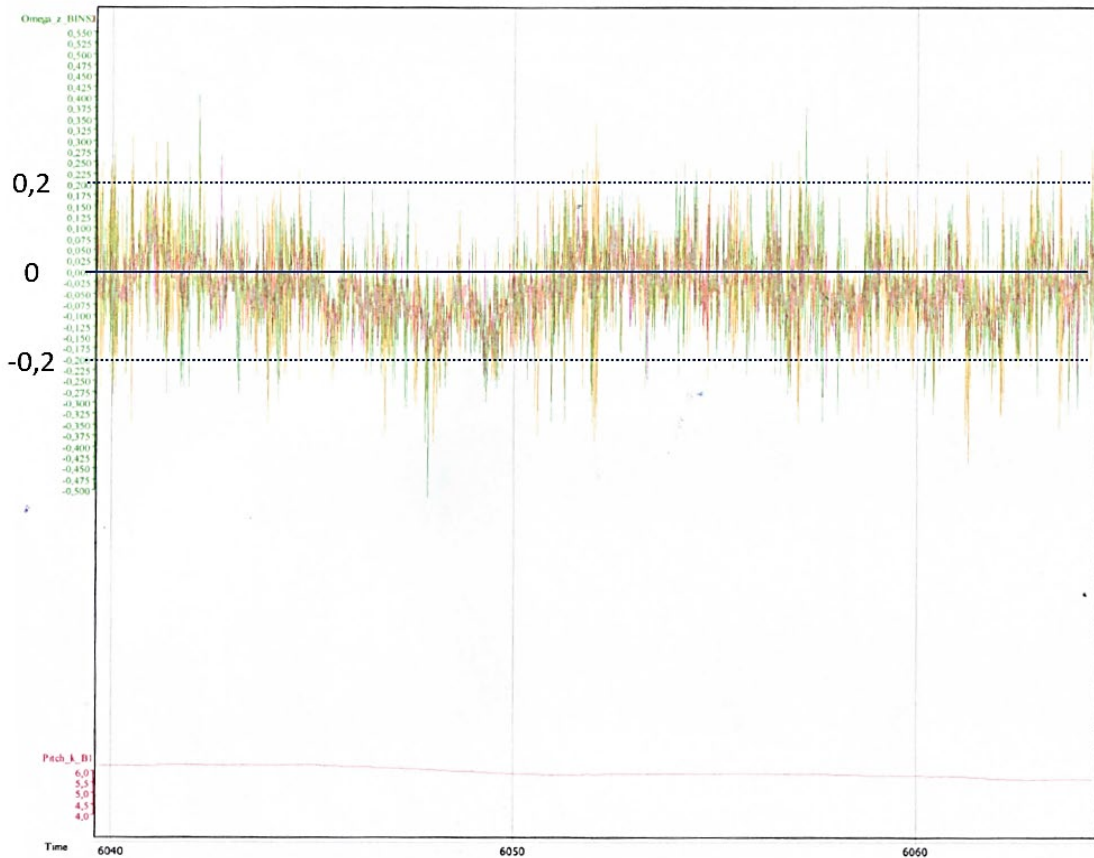


Рисунок 2.13 – Фрагмент записи временного процесса изменения угловой скорости тангажа, полученного в реальном полете летательного аппарата самолетного типа.

Видно, что амплитуда шумовой составляющей сигнала находится в пределах $\pm 0,15-0,2$ град/с от «полезного» сигнала. На основе этой записи были определены параметры шума, используемого для моделирования. На рисунке 2.14 приведены временные процессы исходного и зашумленного сигналов угловой скорости, полученные при математическом моделировании.

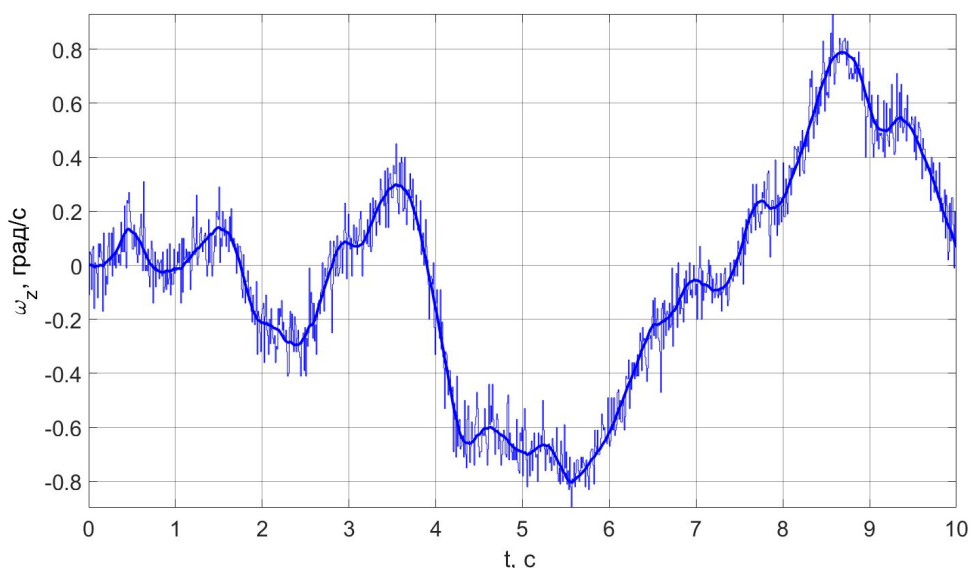


Рисунок 2.14 – Моделирование временных процессов изменения угловой скорости тангажа без и с учетом влияния шумовой составляющей.

Сигналы углового ускорения, полученные путем численного дифференцирования сигнала угловой скорости без и с учетом шумов, показаны на рисунке 2.15.

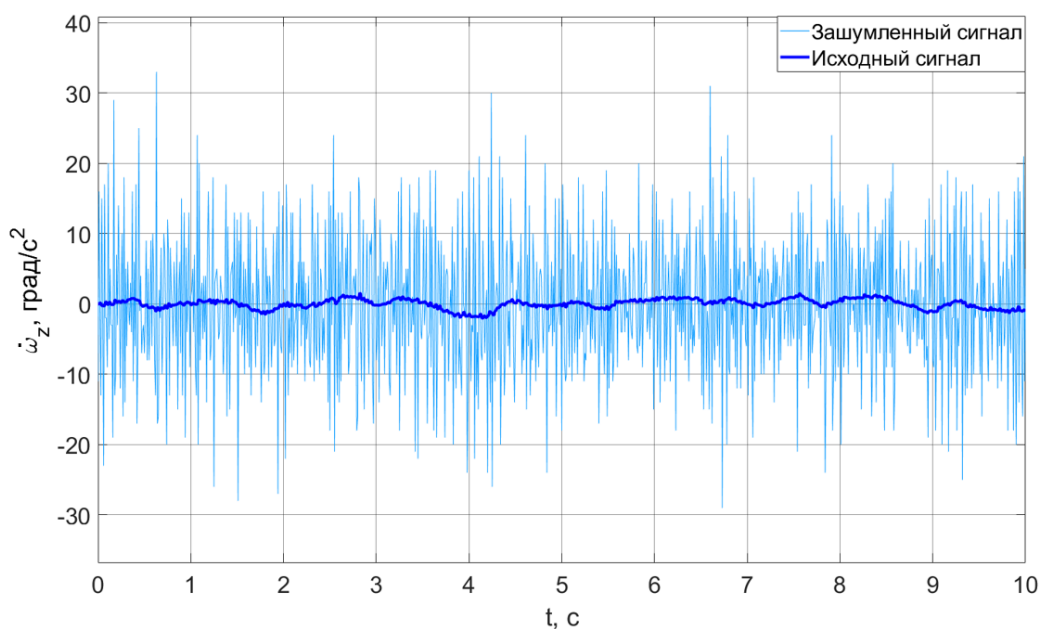


Рисунок 2.15 – Временные процессы изменения углового ускорения тангажа с учетом и без учета шума.

Очевидно существенное усиление высокочастотной составляющей, обусловленной шумами. Сигнал, полученный с учетом шумов измерителей, отличается от реальной производной угловой скорости на порядок.

Проведем процесс идентификации-онлайн с использованием зашумленных сигналов. На рисунках 2.16-2.17 приведены временные процессы изменения идентифицированных коэффициентов матриц A и B при их идентификации в режиме онлайн, полученные в условиях влияния шумов.

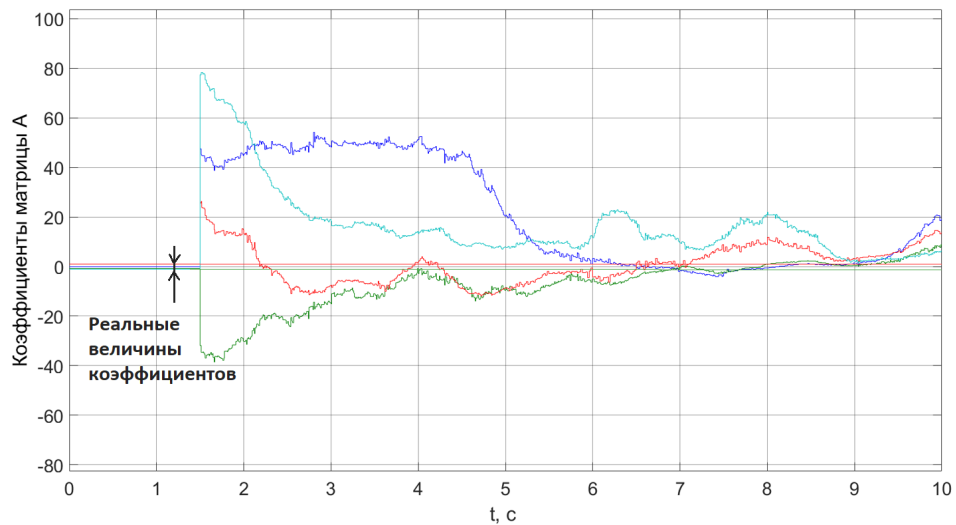


Рисунок 2.16 – Оценки коэффициентов матрицы A , полученные с учетом шумов.

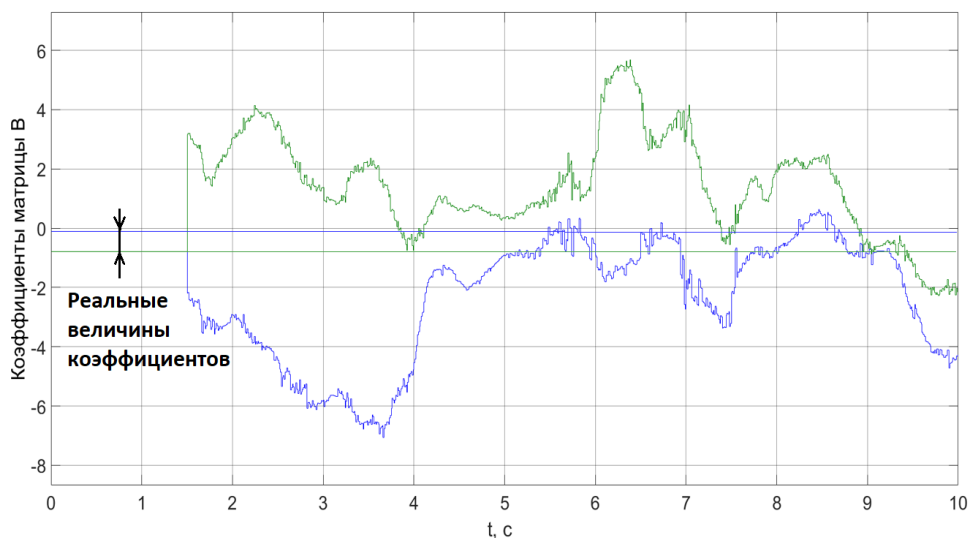


Рисунок 2.17 – Оценки коэффициентов матрицы B , полученные с учетом шумов.

Математическое моделирование показало, что добавление шумовой составляющей приводит к существенному искажению значений идентифицированных оценок коэффициентов уравнений движения даже в случае, если исходная система является линейной и стационарной. В отдельные моменты времени идентифицированные оценки на два порядка отличаются от их реальных значений, а также меняют знак. Следовательно, использовать такие идентифицированные оценки для построения регулятора на базе обратной динамики невозможно. Особенно сильным будет негативное влияние от неточности идентификации коэффициентов матрицы B , поскольку на привод рулевой поверхности поступает сигнал, обратно пропорциональный этим коэффициентам.

Предварительные исследования показывают существенное ухудшение характеристик при введении шумов. На рисунке 2.18 показаны оценки дисперсии ошибки в задаче точного слежения угла тангажа, полученные в эксперименте на пилотажном стенде с учетом и без учета шумов.

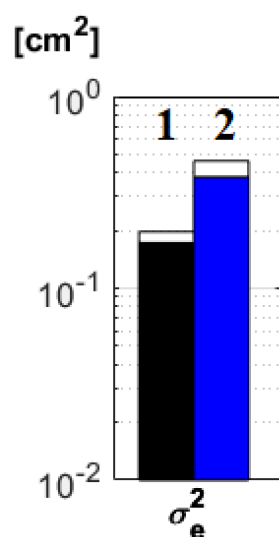


Рисунок 2.18 – Дисперсии сигнала ошибки с учетом и без учета шума.

Здесь 1 – эксперимент без учета шумовой составляющей, 2 – эксперимент с учетом шума.

Из-за существенно неточного определения коэффициентов регулятора, желаемая динамика не обеспечивается, что приводит к ухудшению точности выполнения задачи в 2,3 раза по сравнению со случаем, когда шум не учитывался. Частотные характеристики объекта управления с адаптивной системой управления, полученные методом коэффициентов Фурье, также демонстрируют значительные искажения (рис. 2.19).

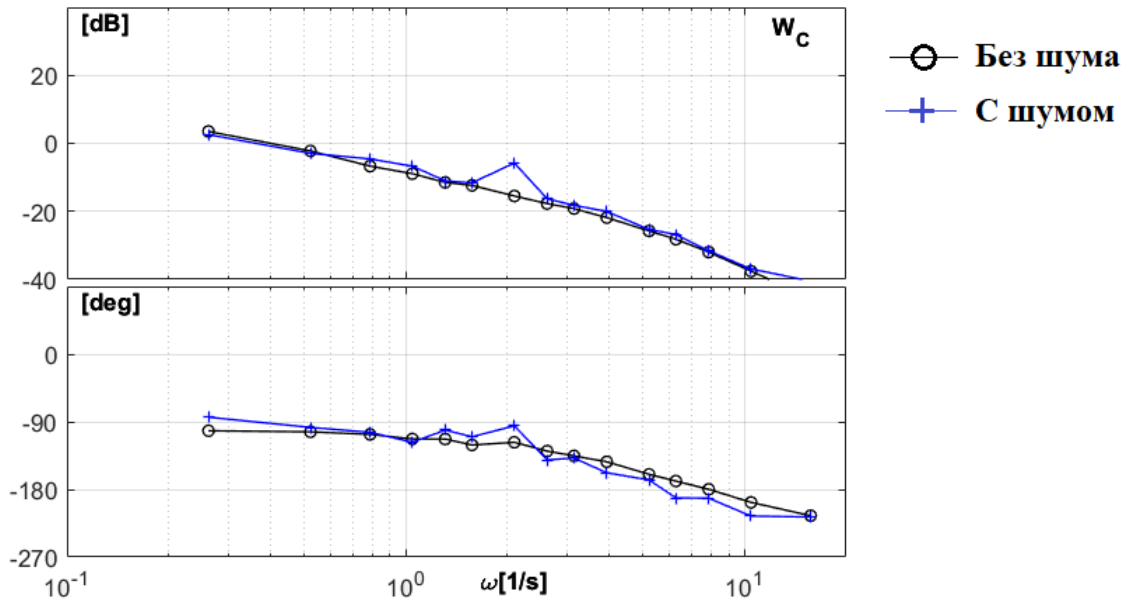


Рисунок 2.19 – Частотные характеристики объекта управления с адаптивной системой без и с влиянием шумов сигналов.

Для уменьшения эффекта влияния шумовой составляющей, предлагается сглаживать поступающие на блок идентификации сигналы с помощью фильтров. В качестве фильтра было выбрано звено первого порядка:

$$W_F(p) = \frac{1}{Tp + 1} \quad (2.16)$$

Величина постоянной времени фильтра T определяется как компромисс между необходимым сглаживанием сигнала и вводимым им фазовым запаздыванием. Результаты математического моделирования показывают, что сглаживания сигналов, поступающих на блок идентификации фильтром с постоянной времени $T \geq 0,1$ с, достаточно для выполнения процедуры

идентификации с достаточной точностью, не вводя при этом значительного дополнительного запаздывания. Следует отметить, что одинаковый фильтр необходимо устанавливать на всех сигналах, попадающих в блок онлайн-идентификации, в том числе и на управляющий сигнал u . Это позволит исключить динамику фильтра из процедуры идентификации. Если устанавливать фильтры только на сигналы фазовых координат, то в таком случае коэффициенты регулятора будут определяться неверно и регулятор не будет обеспечивать желаемую динамику. Частотные характеристики объекта управления, полученные методом коэффициентов Фурье, показаны на рисунке 2.20.

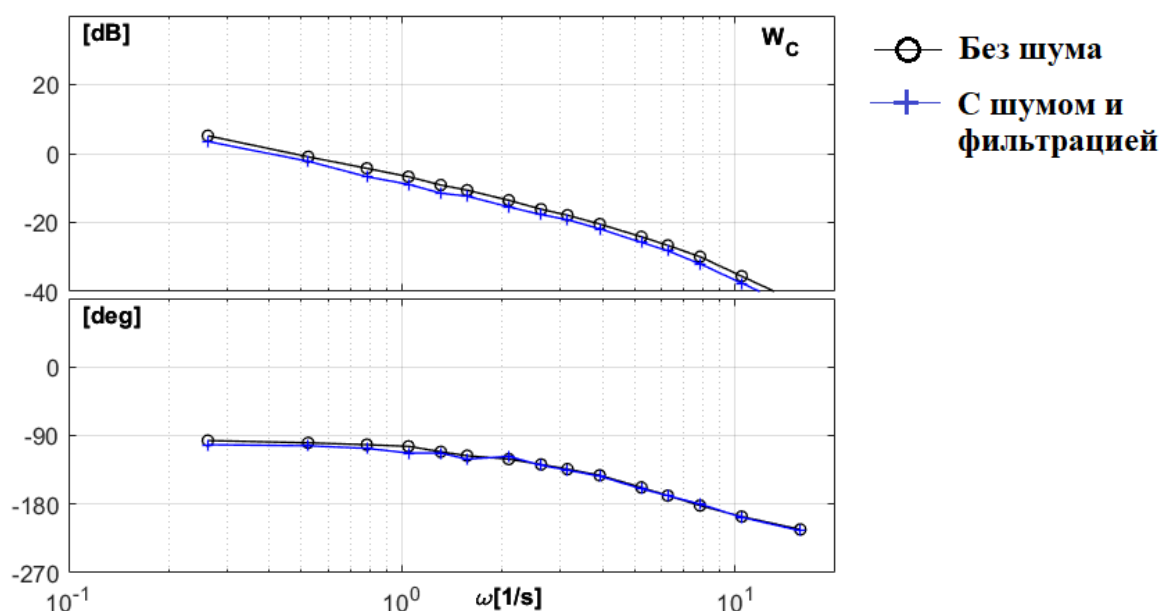


Рисунок 2.20 – Частотные характеристики объекта управления с учетом и без учета шумов датчиков с фильтрацией всех сигналов в блоке идентификации.

Видно, что полученные экспериментальным путем частотные характеристики объекта управления совпадают на широком диапазоне частот.

Точность выполнения задачи отслеживания угла тангажа как в случае без учета, так и с учетом влияния шумовой составляющей, осталась практически одинаковой (рис. 2.20).

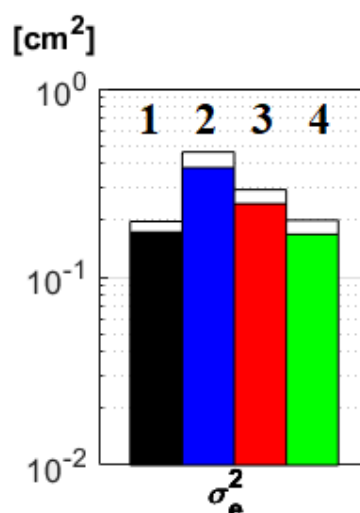


Рисунок 2.20 – Дисперсии сигнала ошибки в различных условиях.

Здесь **1** – шумы сигналов не вводятся, **2** – введены шумы и не производится фильтрация сигналов, **3** – с учетом шумов и фильтрацией сигналов фазовых координат, **4** – с учетом шумов и фильтрацией фазовых координат и входного сигнала. Разница дисперсии ошибки случаев **1** и **4** незначительна и составляет около **1%**.

Результаты экспериментальных исследований позволяют сделать вывод, что введение фильтров первого порядка позволяет обеспечить достаточную точность идентификации в режиме онлайн даже с учетом шумов измерителей и синтезировать адаптивный регулятор на базе принципа обратной динамики, позволяющий обеспечить инвариантность динамических свойств объекта управления при изменении параметров его динамики. На рис. 2.21 приведены временные процессы изменения оценок коэффициентов матрицы B , полученные при наличии фильтров сигналов. Реальные величины коэффициентов обозначены пунктирными линиями. Оценки коэффициентов и их реальные величины практически точно совпадают.

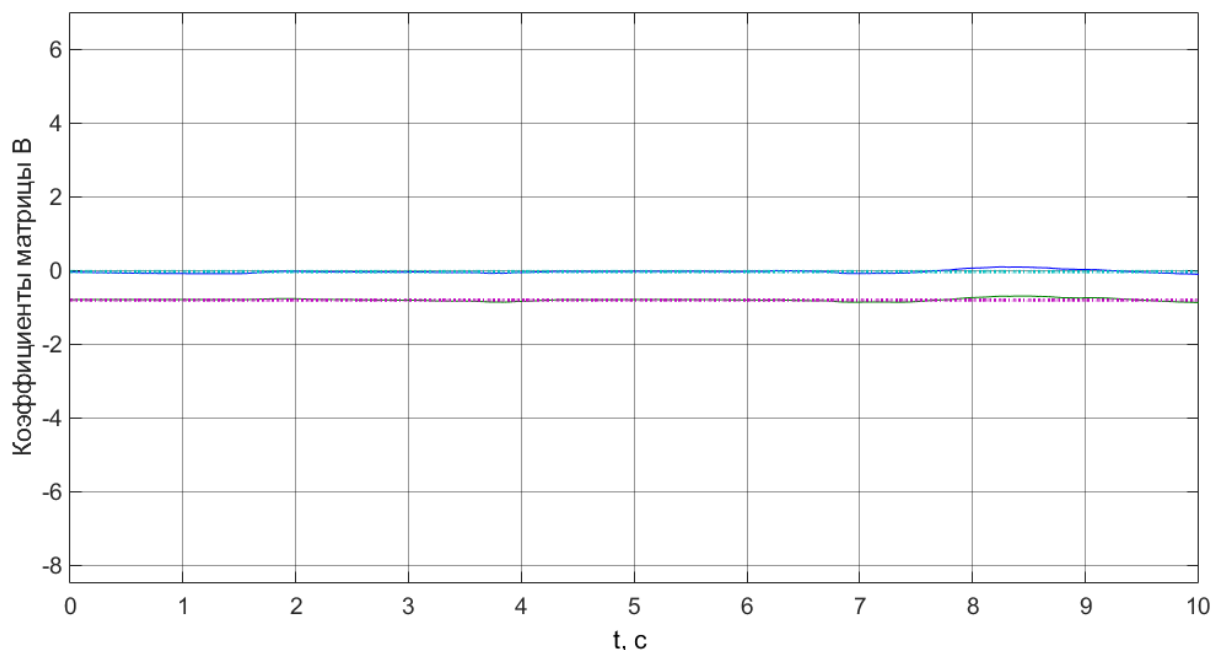


Рисунок 2.21 – Изменение коэффициентов матрицы B при фильтрации сигналов

Высокоавтоматизированным системам управления присуща особенность, которая заключается в высоких потребных скоростях отклонения рулевых поверхностей. В следующей главе настоящей работы приводится описание специального корректирующего устройства – нелинейного префилтра, который позволяет уменьшить потребные скорости отклонения рулевых поверхностей, требуемых для реализации закона управления на базе принципа обратной динамики, не вводя при этом дополнительного запаздывания в линейной области, и не ухудшая пилотажные свойства.

ГЛАВА 3 Разработка нелинейного префильтра, обеспечивающего уменьшение потребной скорости работы исполнительного устройства и подавление явления раскачки самолета летчиком

Одной из особенностей летательных аппаратов, оснащенных высокоавтоматизированными системами управления, является высокая потребная скорость отклонения рулевых поверхностей для обеспечения желаемой динамики объекта управления. Приводы рулей ЛА имеют ограничения на скорость перемещения выходных звеньев. В пересчете на угловую скорость поворота рулевых поверхностей, эти ограничения в среднем составляют несколько десятков градусов в секунду.

Характерные величины располагаемых скоростей отклонения рулевых поверхностей для разных типов ЛА приблизительно имеют следующие порядки:

- маневренные самолеты – 50-60 градусов в секунду;
- неманевренные самолеты – 25-40 градусов в секунду;

Отдельно следует рассмотреть ЛА, выполняющие полет без двигателя – спускаемые космические многоразовые аппараты («Буран», «Спейс Шаттл»). Располагаемые скорости отклонения рулевых поверхностей у таких аппаратов находятся в пределах 10-20 градусов в секунду. Кроме того, эти ограничения зависят от распределения мощности между каналами управления и максимальные скорости отклонения рулей снижаются при интенсивном одновременном управлении в нескольких каналах.

Если потребная скорость отклонения выходного звена привода превышает располагаемую, то в контуре управления появляется значительное дополнительное фазовое запаздывание. Это приводит к уменьшению запасов устойчивости замкнутой системы и может стать причиной возникновения колебаний, в худшем случае – расходящихся и незатухающих. Это явление известно под названием «раскачка самолета летчиком» или «pilot-induced

oscillations», PIO [44-49]. Раскачка, вызванная выходом привода в нелинейную зону работы, относится к так называемой второй категории этого явления [46, 47, 48, 49].

Повышение располагаемой скорости движения выходных звеньев приводов рулевых поверхностей путем установки на борт более мощных насосов гидросистем приводит к росту массы ЛА. Поэтому для борьбы с возникновением PIO второй категории создан ряд корректирующих устройств и алгоритмов – так называемых префильтров. Их общий принцип работы сводится к уменьшению величин и/или скоростей сигналов, поступающих на вход контура управления или привода.

Один из широко известных примеров «традиционного» класса является ограничитель, представляющий собой аperiodический ограничитель скорости сигнала, поступающего от рычага управления на вход контура регулятора. Его структурная схема показана на рисунке 3.1.

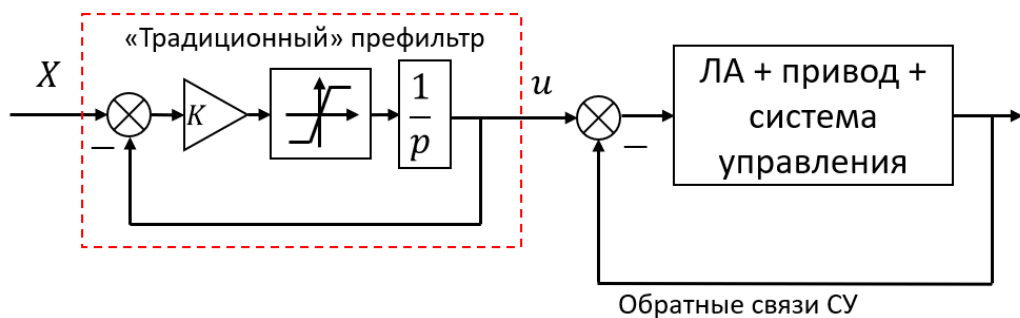


Рисунок 3.1 – Структурная схема «Традиционного» префильтра.

Однако, такой «традиционный» вариант префильтра вводит существенное дополнительное фазовое запаздывание даже в случае, если потребная скорость отклонения рулевых поверхностей не превышает установленные пределы, а также не уменьшает скорость сигнала. Кроме того, в случае если система управления вынуждена парировать внешние возмущения (например, интенсивную атмосферную турбулентность) и требуются большие потребные скорости отклонения рулей, префильтр традиционного класса не поможет избежать существенного превышения располагаемой скорости перекаладки рулей и возникновения раскачки.

Другим известным вариантом подавителей раскачки II-й категории является префильтр, имеющий название «Rate Limiter with Feedback and Bypass» [47, 48]. Он разработан шведской компанией SAAB и установлен на самолете JAS-39 «Gripen», который потерпел две аварии из-за возникновения РЮ второй категории. Принцип его работы заключается в введении фазовой компенсации при выходе привода системы управления на максимальную скорость.

Модификация этого префильтра, заключающаяся в интеграции его с вариантом корректирующего устройства, разработанного в МАИ [49], показывает более высокую эффективность в борьбе с возникновением РЮ. Структурная схема модифицированного префильтра показана на рис. 3.2.

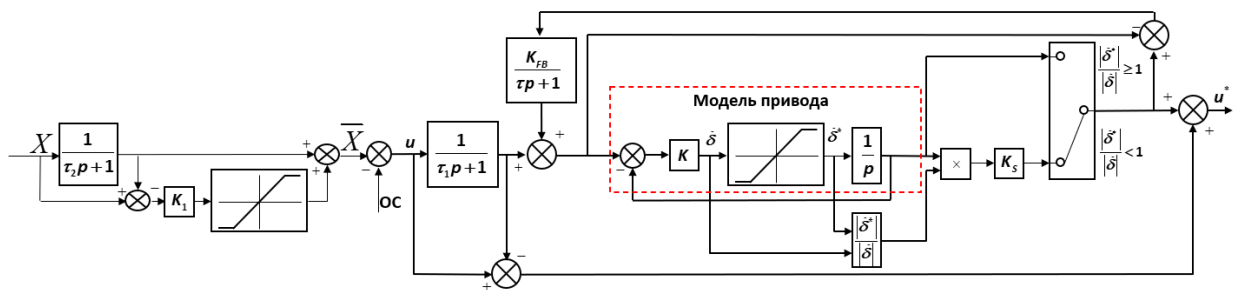


Рисунок 3.2 – Структурная схема модифицированного префильтра МАИ.

На рисунке 3.3 показаны логарифмические амплитудная и фазовая частотные характеристики (ЛАФЧХ) различных префильтров: традиционного, префильтра SAAB и модифицированного префильтра МАИ.

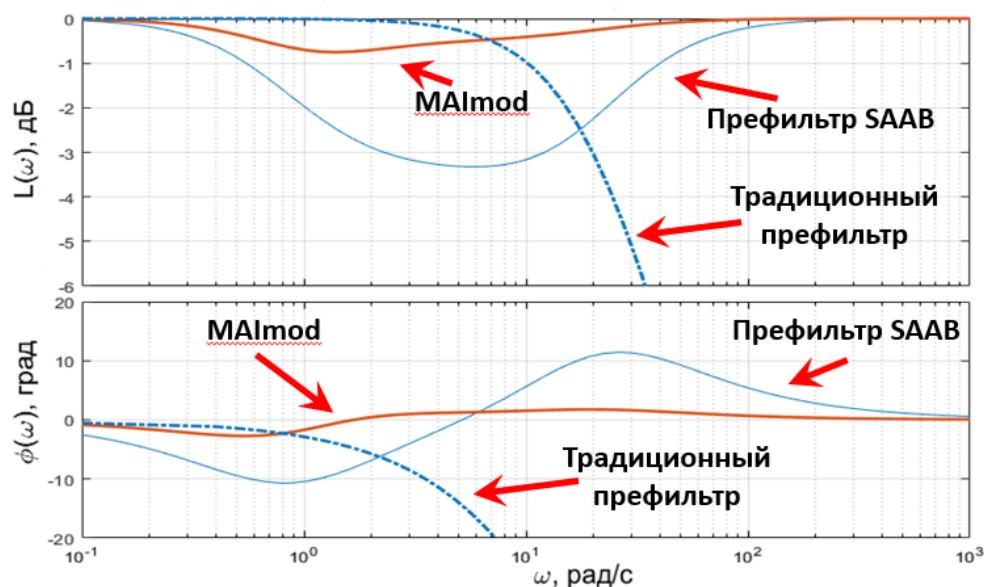


Рисунок 3.3 – Частотные характеристики различных вариантов префильтров

Приведенные ЛАФЧХ показывают, что традиционный префильтр вносит существенное фазовое запаздывание и искажение амплитудной характеристики. Префильтр SAAB и модифицированный префильтр МАИ вносят значительно меньшие искажения ЛАФЧХ. Стоит отметить, что эти искажения вносятся в динамику объекта управления даже в случае, если привод не выходит на ограничение по скорости перемещения выходного звена.

Существует другой вариант префильтра – так называемый «Derivative switching» [48]. Он также используется для подавления раскачки самолета летчиком, однако сравнительные исследования показывают, что такой вариант префильтра не помогает избежать раскачки, а наоборот является триггером к ее возникновению, поэтому в настоящей работе данный вариант корректирующего устройства не рассматривается.

В настоящей работе была поставлена задача создания альтернативного варианта префильтра, который должен обеспечивать подавление явления раскачки самолета летчиком путем снижения потребных скоростей работы привода. Решение было найдено в виде формирования корректирующего сигнала путем сравнения сигналов потребной и располагаемой скоростей перемещения выходного звена привода. Сигнал потребной скорости

отклонения руля может быть вычислен с использованием упрощенной нелинейной модели привода. В упрощенной модели привода этот сигнал является сигналом ошибки, умноженным на собственную частоту модели привода. Структурная схема альтернативного префильтра имеет вид, показанный на рисунке 3.3.

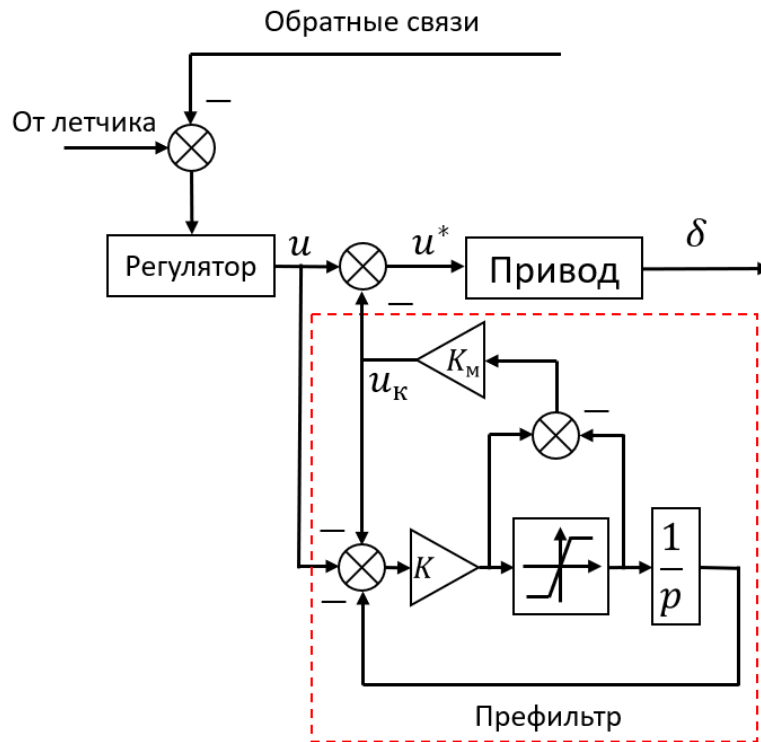


Рисунок 3.3 – Структурная схема альтернативного варианта префильтра.

Здесь u – управляющий сигнал регулятора, u_k – корректирующий сигнал, u^* – скорректированный сигнал, K – собственная частота упрощенной модели привода в префильтре, K_M – масштабирующий коэффициент.

Важно отметить, что параметры модели привода в префильтре отличаются от параметров реального привода. В частности, собственная частота, определяемая коэффициентом усиления K , должна быть выше, чем у реального привода, а ограничения максимальной скорости в модели – меньше, чем у реального привода. Если необходимая скорость отклонения в модели привода не превышает располагаемую, то сигнал от префильтра равен нулю и не воздействует на сигнал от регулятора. Использование такого префильтра позволяет существенно уменьшить требуемые скорости отклонения рулевых

поверхностей. На рисунке 3.4 показаны ЛАФЧХ традиционного и альтернативного префильтров.

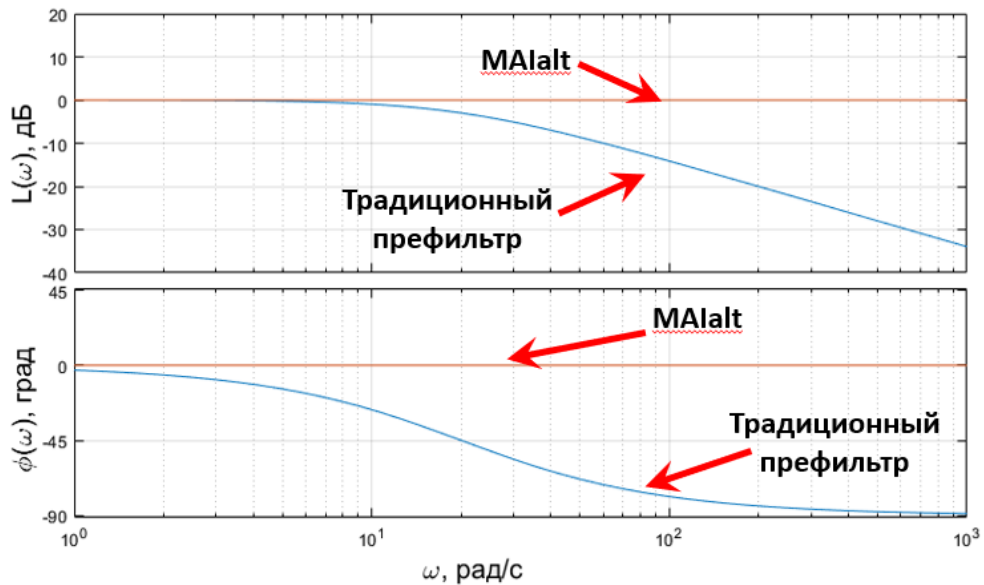


Рисунок 3.4 – ЛАФЧХ традиционного и альтернативного префильтров

Очевидно, что альтернативный вариант префильтра не искажает ЛАФЧХ объекта управления в линейной области, поскольку если в модели привода необходимая скорость не превышает заданного ограничения, то корректирующий сигнал от префильтра равен нулю.

Предварительные исследования показывают высокую эффективность предложенного префильтра. Потребные скорости отклонения руля высоты, полученные при выполнении задачи точного отслеживания угла тангажа при отсутствии префильтра, показаны на рисунке 3.5.

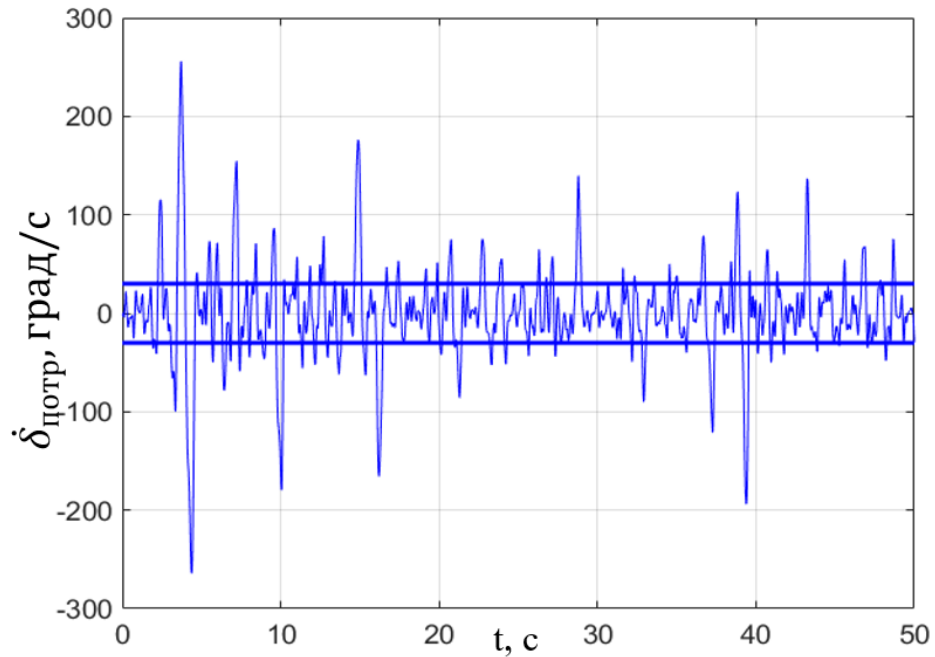


Рисунок 3.5 – Изменение требуемой скорости отклонения руля в задаче отслеживания угла тангажа при использовании регулятора на базе принципа обратной динамики без префильтра.

При величине располагаемой скорости привода, равной ± 30 град/с, требуемые значения в отдельные моменты времени превышают 250 град/с. Введение префильтра в контур управления позволило существенно уменьшить требуемые скорости отклонения органов управления вплоть до полного исключения выхода привода на максимальную скорость отклонения рулевой поверхности на протяжении всего эксперимента. Временной процесс изменения требуемой скорости отклонения руля в эксперименте показан на рисунке 3.6.

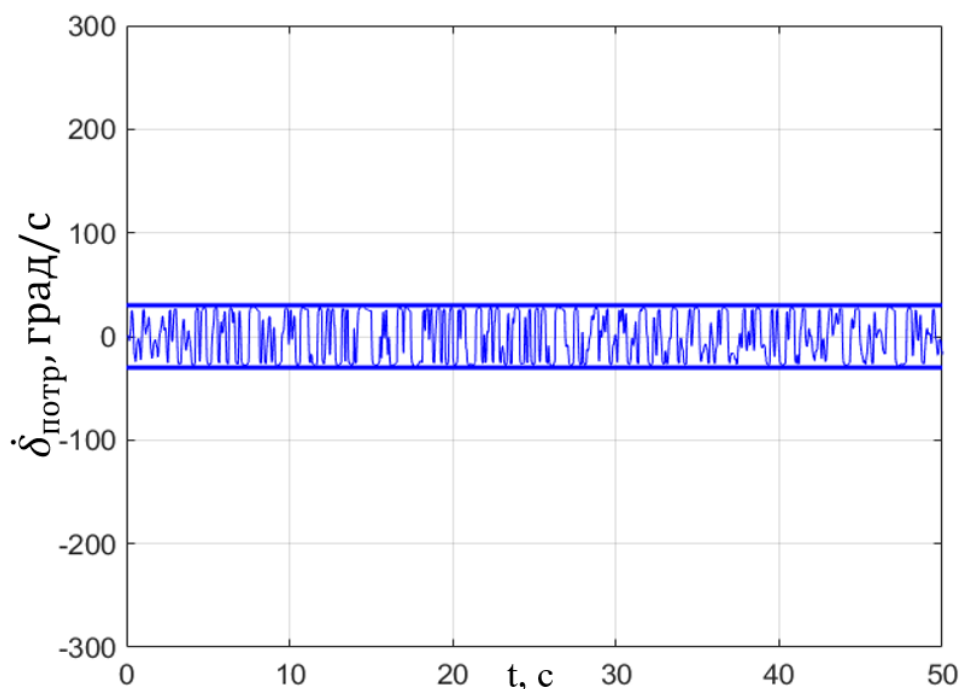


Рисунок 3.6 – Изменение потребной скорости отклонения руля в задаче отслеживания угла тангажа при использовании регулятора на базе принципа обратной динамики с альтернативным префильтром.

Из рисунка 3.6 видно, что потребные скорости отклонения руля не достигают предельных значений, поэтому привод находится в линейной области работы на всем протяжении эксперимента.

Более высокие потребные скорости отклонения рулей были получены с использованием другого входного сигнала при выполнении задачи точного отслеживания угла тангажа. Кроме того, характеристики привода ухудшены путем уменьшения располагаемой скорости отклонения рулей до 15 град/сек, что соответствует отказной ситуации (падению давления в гидравлической системе самолета).

Эксперименты также были проведены с использованием дискретного входного сигнала, приведенного в АС 25-7С [56]. Такой входной сигнал используют для оценки склонности ЛА к возникновению явления РЮ. Максимальные величины потребных скоростей отклонения рулей в случае, если в контуре управления нет префильтра, достигают 800 град/сек и более (рис. 3.7).

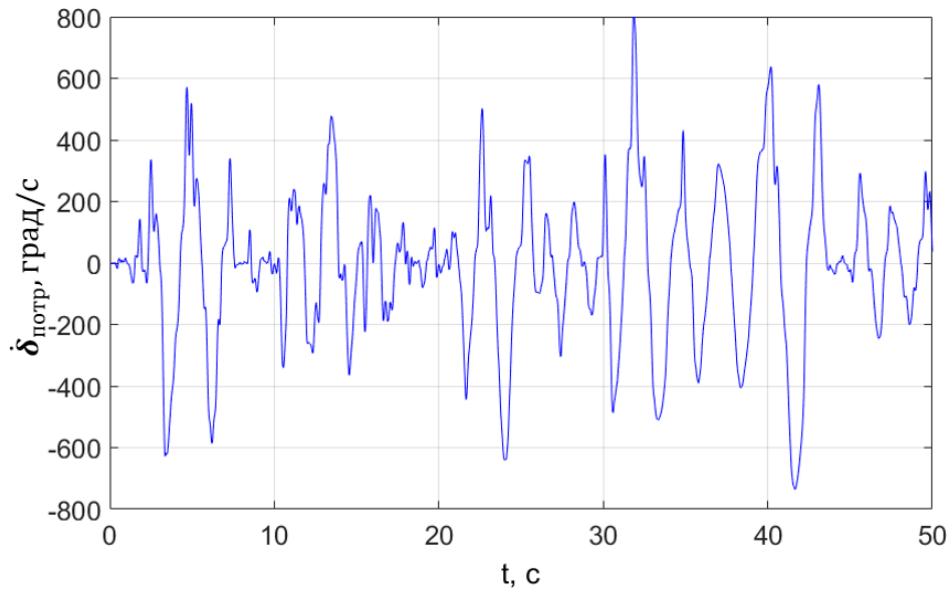


Рисунок 3.7 – Потребные скорости отклонения руля при отсутствии префильтра.

Выполнение задачи отслеживания практически на всем протяжении эксперимента сопровождалось возникновением колебаний, которые останавливались при уменьшении интенсивности управляющих действий. Временной процесс показан на рис. 3.8.

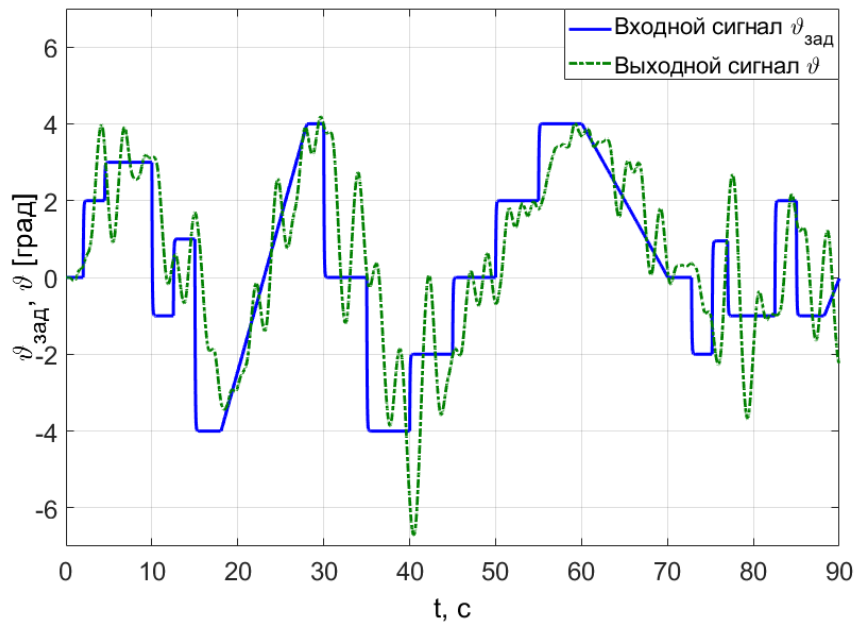


Рисунок 3.7 – Возникновение колебаний при выполнении задачи отслеживания угла тангажа.

При введении в контур управления модифицированного префилтра МАИ, неустойчивые процессы при выполнении задачи не развиваются (рис. 3.9).

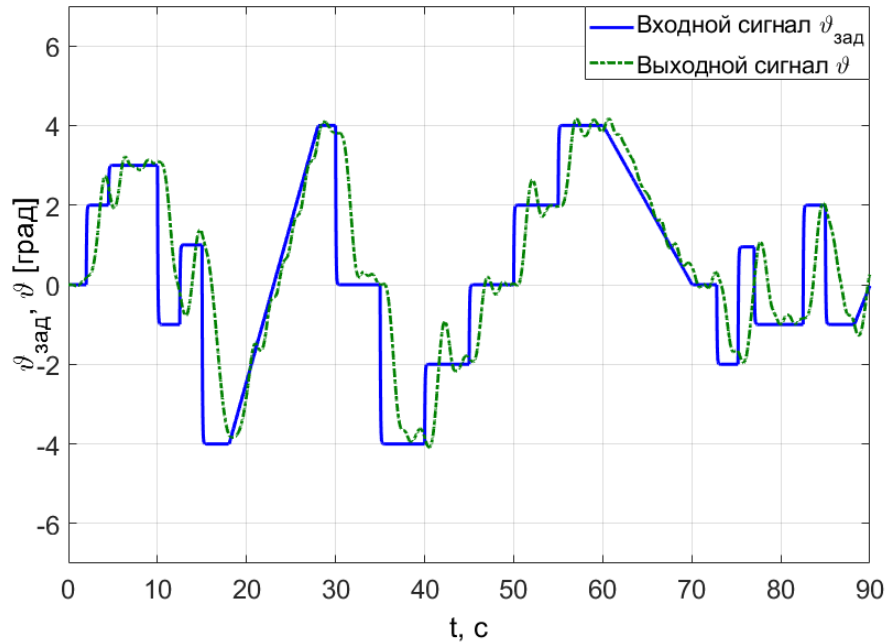


Рисунок 3.9 – Подавление колебаний с помощью модифицированного префилтра МАИ.

Потребные скорости отклонения рулей при использовании такого префилтра значительно уменьшаются, однако в отдельные моменты достигают величин, превышающих 100 град/с (рис. 3.10).

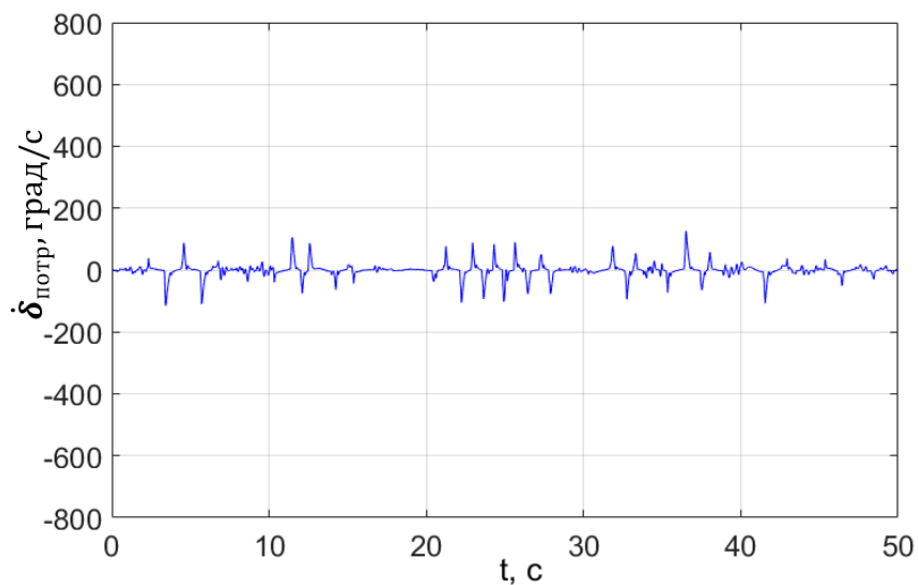


Рисунок 3.10 – Потребные скорости отклонения рулей при введении модифицированного префилтра в контур управления.

Применение альтернативного варианта префилтра также позволяет избежать возникновения неустойчивых процессов при выполнении задачи пилотирования, что показано на рис. 3.11.

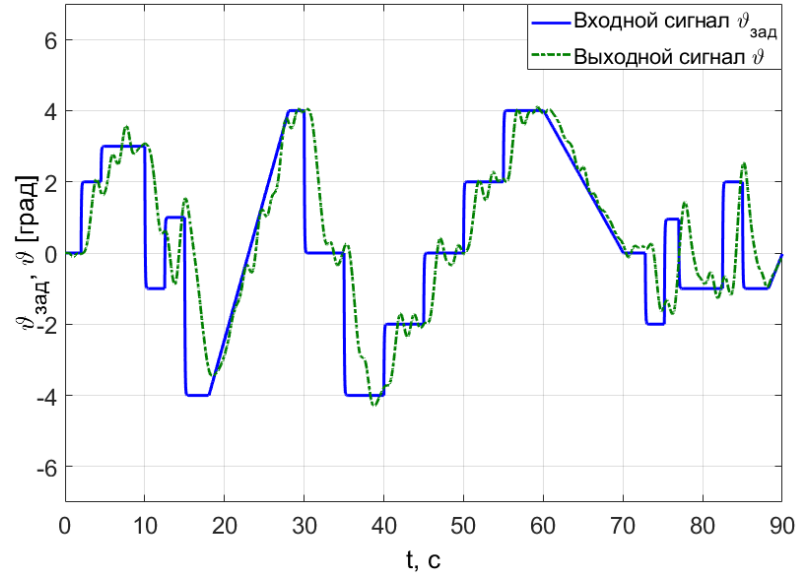


Рисунок 3.11 – Подавление колебаний с помощью альтернативного префилтра.

Введение альтернативного префилтра в контур управления позволило значительно снизить требуемые скорости отклонения рулей вплоть до полного исключения выхода на ограничение, что показано на рисунке 3.12.

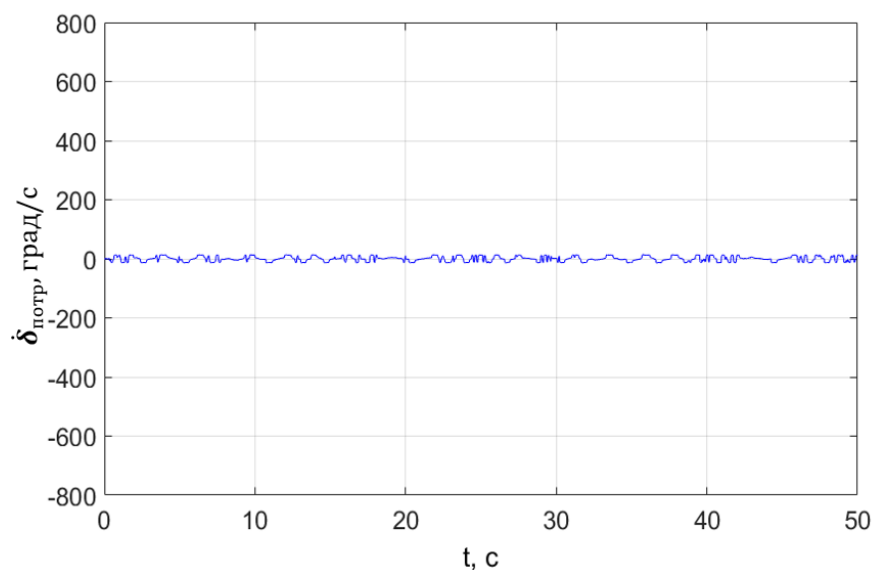


Рисунок 3.12 – Потребные скорости отклонения руля в задаче отслеживания при введении префилтра.

Предложенный альтернативный вариант префилтра более эффективно уменьшает потребные скорости отклонения рулевых поверхностей, чем известный вариант префилтра, разработанный фирмой SAAB – «rate limiter with feedback and bypass», а также модифицированный префилтр МАИ. Дополнительные исследования эффективности разработанного в рамках настоящей работы альтернативного префилтра приведены в гл. 4.

ГЛАВА 4 Экспериментальные исследования эффективности разработанной адаптивной системы управления на базе принципа обратной динамики

Данная глава настоящей работы посвящена описанию результатов экспериментальных исследований по оценке эффективности предложенных алгоритмов управления. Экспериментальные исследования проводились на пилотажных стендах лаборатории НИЛ ПССЛ МАИ. Лаборатория обладает несколькими пилотажными стендами, различающимися между собой системами визуализации (рис. 4.1).



Рисунок 4.1 – Пилотажные стенды лаборатории НИЛ ПССЛ МАИ

Часть исследований проводилась с использованием наземной рабочей станции, оснащенной боковой ручкой управления (рис. 4.2).



Рисунок 4.2 – Наземная рабочая станция.

Экспериментальные исследования представляют собой выполнение задач ручного пилотирования в различных условиях – начиная от задач точного отслеживания в стационарных условиях, так и задачи с

моделированием возникновения отказов и действия атмосферной турбулентности. Для выполнения экспериментов использованы модели динамики ЛА различных классов – как линеаризованными моделями ЛА различных классов, полученными из открытых источников, так и нелинейными моделями динамики ЛА, характеристики которых априорно являются неизвестными. Во всех использованных моделях учитывалась динамика приводов органов управления, включая их нелинейные характеристики. В одной из использованных моделей движения – нелинейной полной модели динамики соосного вертолета – включена динамика штатных исполнительных механизмов, соответствующая реальным приводам.

Сравнению с предложенными алгоритмами управления подлежали как законы управления, штатно предусмотренные в модели движения или приведенные в источниках регуляторы, построенные для конкретной модели динамики объектов управления.

В процессе выполнения экспериментальных исследований выполнялись следующие задачи:

- Задача точного отслеживания угла тангажа или крена;
- Задача разгона ЛА в горизонтальном полете;
- Целевые задачи из перечня нормативных требований США к винтокрылым ЛА ADS-33-PRF [57] (для модели динамики вертолета).

В рамках настоящего исследования было выполнено свыше 350 экспериментов. В каждой серии для одной конфигурации выполнялось не менее 5 экспериментов, результаты которых усреднялись. В экспериментах участвовало 4 опытных оператора и 1 летчик-инструктор. Данные, полученные в ходе выполнения экспериментов, обрабатывались с использованием специализированного программного обеспечения, разработанного в МАИ. Основные результаты экспериментов, на основе которых проводится анализ эффективности:

- Дисперсия сигнала ошибки отслеживания σ_e^2 ;
- Дисперсия сигнала перемещения рычага управления σ_c^2 ;

- Описывающая функция летчика $W_L(j\omega)$;
- ЛАФЧХ объекта управления $W_C(j\omega)$;
- ЛАФЧХ разомкнутой системы самолет-летчик $W_{OL}(j\omega)$;
- ЛАФЧХ замкнутой системы самолет-летчик $\Phi(j\omega)$.

Кроме того, оценивались характеристики временных процессов, такие как потребные скорости отклонения рулевых поверхностей и пр.

4.1 Выполнение задачи точного отслеживания

Цель оператора при выполнении задачи точного отслеживания заключается в минимизации в каждый момент времени рассогласования между текущим и заданным углом тангажа или крена (сигнала ошибки e). Для измерения характеристик использовался разработанный в МАИ универсальный метод коэффициентов Фурье, описанный в [1]. В исследованиях используется полигармонический входной сигнал, являющийся суммой 15 гармоник на ортогональных частотах, имеющий вид:

$$i(t) = \sum_k A_k \cos \omega_k t \quad (4.1)$$

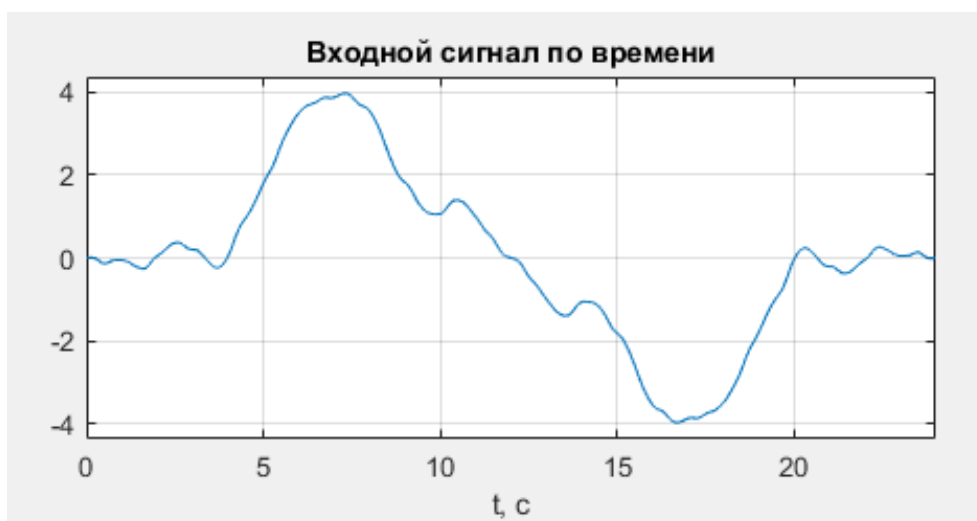


Рисунок 4.3 – Полигармонический входной сигнал.

Ортогональность частот составляющих полигармонического входного сигнала необходима для выполнения условий идентифицируемости и определения коэффициентов Фурье, требуемых для вычисления частотных

характеристик. Структурная схема задачи компенсаторного отслеживания угла тангажа показана на рисунке 4.4.

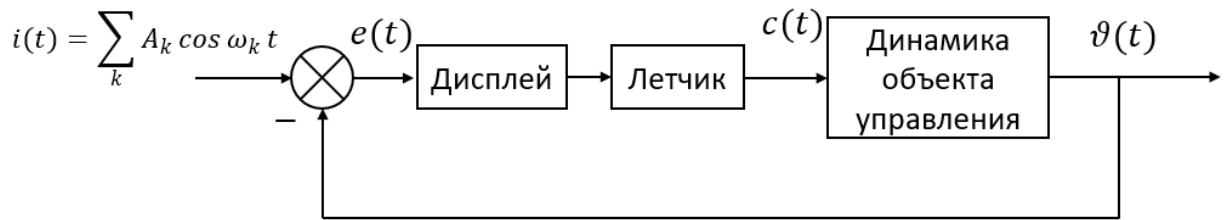


Рисунок 4.4 – Структурная схема задачи компенсаторного отслеживания угла тангажа.

Для оценки эффективности регулятора эксперименты проводились как в штатных стационарных условиях, так и с изменением характеристик объекта управления в процессе выполнения эксперимента.

В качестве объекта управления используется линеаризованная модель динамики регионального самолета, описанная в работе [51]. Она представлена в виде набора передаточных функций по углу атаки и угловой скорости тангажа, описывающих динамику самолета без влияния систем автоматического управления:

$$W_c(p) = \frac{n_i(p)}{\Delta(p)}$$

$$n_\alpha(p) = -0,051(p + 16,6)(p^2 + 0,0345p + 0,064);$$

$$n_{\omega_z}(p) = -0,825p(p + 0,59)(p + 0,109);$$

$$\Delta(p) = (p^2 + 1,3p + 1)(p^2 + 0,0067p + 0,04368);$$

В первой группе экспериментов проводилось сравнение двух описанных в работе вариантов реализации регулятора на базе обратной динамики – с помощью фильтра G^{-1} и адаптивного NDI-регулятора, динамика привода при этом не учитывалась. Сравнение показало, что вариант реализации регулятора с использованием фильтра в разомкнутой цепи даже при условии точного знания динамики объекта управления обеспечивает менее высокую точность пилотирования, что показано на рисунке 4.5.

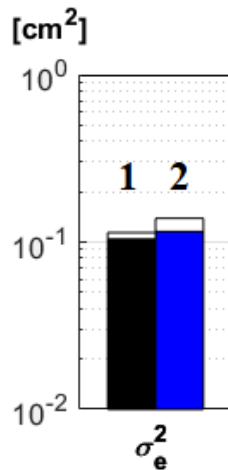


Рисунок 4.5 – Дисперсии сигнала ошибки отслеживания при использовании разных вариантов реализации регулятора.

Здесь 1 – реализация регулятора с помощью обратных связей, 2 – реализация с помощью фильтра G^{-1} . Даже в идеальных условиях (то есть, при стационарной и точно известной динамике объекта управления, отсутствии нелинейностей в системе) адаптивный регулятор на базе обратной динамики, реализованный путем обратных связей, обеспечивает более высокую точность выполнения задачи.

Вторая группа экспериментов посвящена сравнению разработанного регулятора с традиционной методикой автоматизации. Для используемого объекта управления в работе [51] приводятся несколько вариантов автоматизации контура ручного управления на основе интегральных законов. Поскольку регулятор на базе обратной динамики обеспечивает желаемую динамику по угловой скорости тангажа, в сравнение взята конфигурация I-2-4-а, называемая в этом источнике Pitch Rate Command. Структурная схема конфигурации I-2-4-а показана на рисунке 4.6.

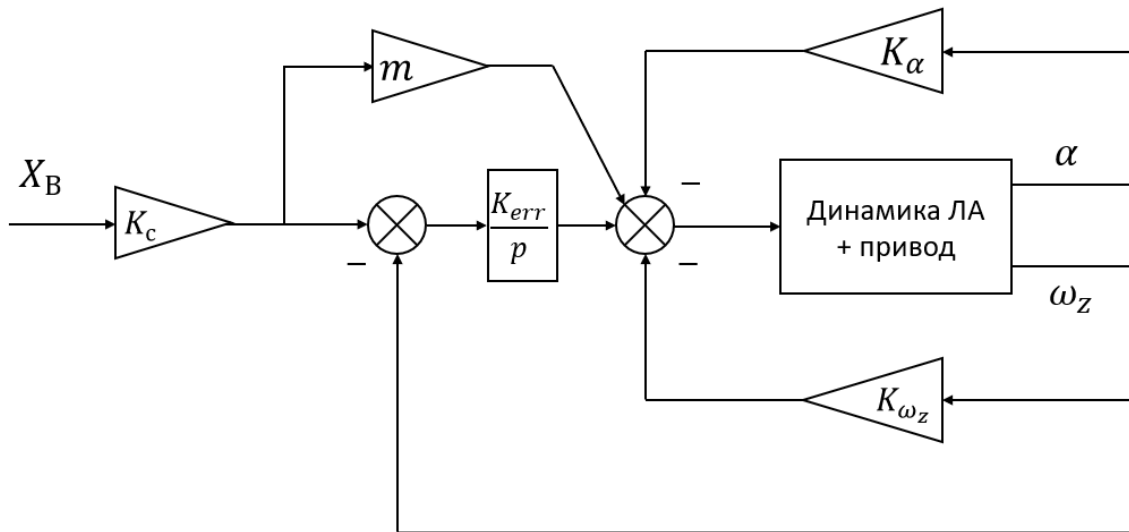


Рисунок 4.6 – Конфигурация I-2-4-а

Здесь X_B – отклонение рычага управления, m – коэффициент прямой связи, K_{err} – коэффициент интегральной составляющей, K_{ω_z} – коэффициент обратной связи по угловой скорости тангажа, K_α – коэффициент обратной связи по углу атаки. Величины коэффициентов представлены в таблице 1.

Таблица 4.1. Параметры системы управления в конфигурации I-2-4-а.

Коэффициент	Значение
m	-4,15
K_{err}	-6,223
K_{ω_z}	-2,9893
K_α	2,74
K_c	0,003

На рисунке 4.7 в виде диаграмм показаны оценки дисперсии сигнала ошибки для разных вариантов автоматизации, полученные без учета динамики привода.

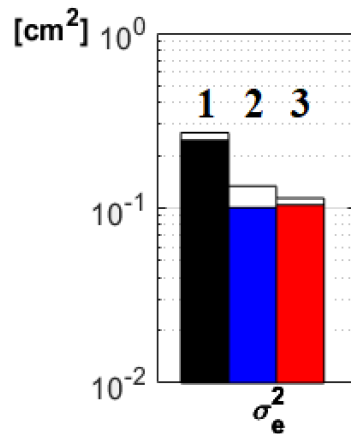


Рисунок 4.7 – Дисперсии сигнала ошибки при использовании различных конфигураций объекта управления.

Здесь 1 – динамика самолета без системы управления, 2 – конфигурация I-2-4-а, 3 – адаптивный регулятор на базе обратной динамики. Величины дисперсий сигнала ошибки для различных конфигураций приведены в таблице 4.2. Отсюда видно, что использование адаптивного регулятора на базе принципа обратной динамики, позволяет уменьшить дисперсию ошибки в 1,21 раза по сравнению с конфигурацией I-2-4-а, а также в 2,5 раза по сравнению со случаем отсутствия автоматизации контура управления.

Таблица 4.2. Дисперсии сигнала ошибки.

Конфигурация	σ_e^2
Без СУ	0,27
I-2-4-а	0,138
Адаптивный регулятор	0,114

На рисунке 4.8 приведены частотные характеристики рассматриваемых конфигураций объектов управления, полученные экспериментальным путем.

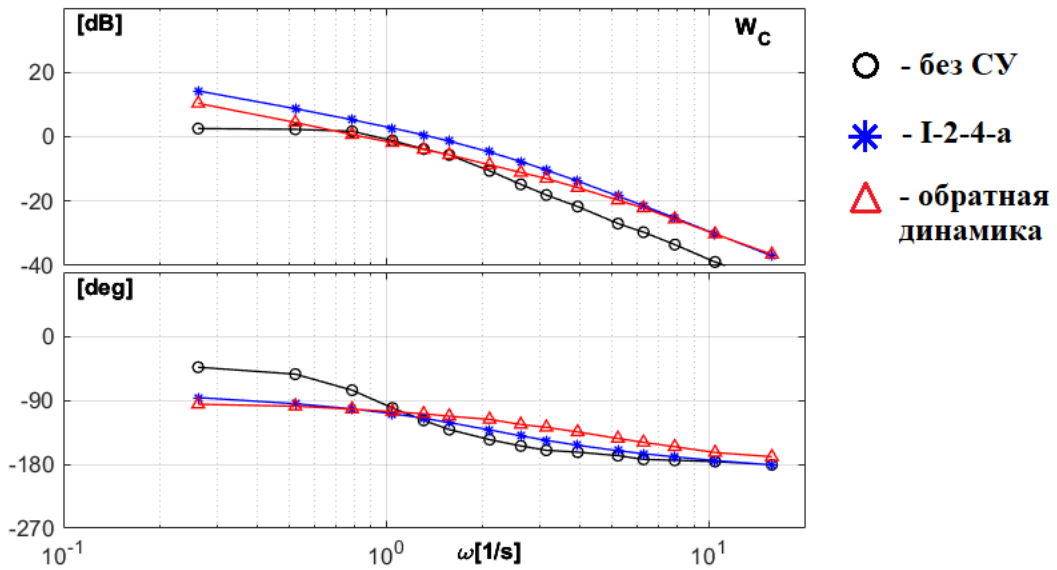


Рисунок 4.8 – Частотные характеристики объекта управления с различными регуляторами.

Адаптивный регулятор на базе обратной динамики обеспечивает меньшее значение фазовой частотной характеристики в диапазоне частот более 1 рад/с по сравнению с объектом управления без СУ и с интегральным законом I-2-4-a.

Одним из оцениваемых параметров является полоса пропускания замкнутой системы самолет-летчик ω_{BW} , которая определяется как частота, на которой фазовая характеристика замкнутой системы Φ пересекает -90 градусов. Частотные характеристики замкнутой системы самолет-летчик для рассматриваемых конфигураций приведены на рисунке 4.9.

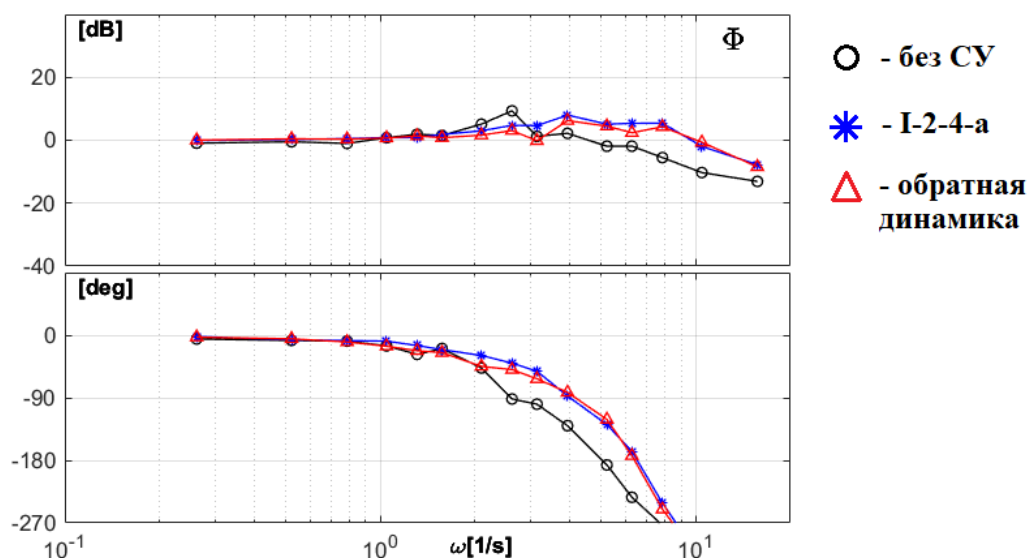


Рисунок 4.9 – Частотные характеристики замкнутой системы самолет-летчик.

Использование как регулятора конфигурации I-2-4-a, так и построенного на базе принципа обратной динамики, позволяет увеличить полосу пропускания замкнутой системы приблизительно в 2 раза.

Третья серия экспериментов посвящена оценке влияния динамики исполнительных механизмов, обеспечивающих отклонение рулевых поверхностей у ЛА с системами автоматизации управления. Приводы рулей имеют собственную динамику, а также ограничения на скорость и величину перемещения рулей.

Известно, что в случае выхода привода в нелинейную зону его работы, например, если потребная скорость его отклонения превышает располагаемую, возможно возникновение явления раскачки самолета летчиком, упомянутого в п.3. Поэтому динамику нелинейного привода необходимо учитывать при выполнении математического моделирования или экспериментальных исследований.

В работах [46-49], посвященных исследованию явления раскачки самолета по причине выхода привода в нелинейную зону, используется упрощенная нелинейная модель привода, структурная схема которой приведена на рисунке 4.10.

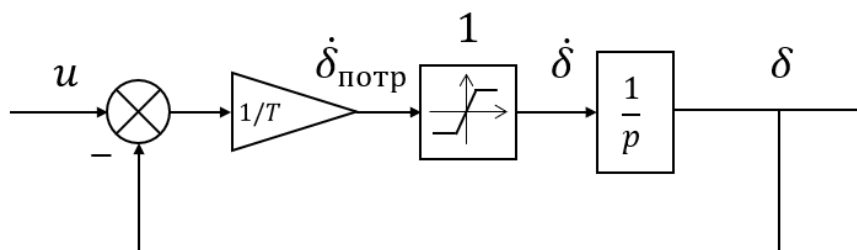


Рисунок 4.10 – Упрощенная нелинейная модель привода с ограничением на скорость отклонения.

Здесь u – управляющий сигнал, T – постоянная времени привода, δ – перемещение выходного звена, нелинейным элементом 1 задаются ограничения на скорость перемещения выходного звена привода. Максимальная скорость отклонения рулевых поверхностей (в пересчете на угол поворота рулевой поверхности) у пассажирских самолетов составляет 25-40 градусов в секунду. В экспериментальных исследованиях ограничение на скорость отклонения рулей принято равным 40 градусам в секунду, а постоянная времени привода была выбрана равной 0,04 сек.

Необходимо отметить, что во всех проведенных экспериментальных исследованиях величины отклонения руля высоты не превышали ± 10 градусов, что значительно меньше характерных максимальных отклонений руля у гражданских самолетов. В связи с этим ограничением на максимальную величину отклонения можно пренебречь.

Обоснованием выбора максимальной располагаемой скорости отклонения руля в модели привода служат фрагменты записей реальных полетов самолетов, в ходе которых происходил выход привода на максимальную скорость. Первой из них является запись полета самолета RRJ-95, где имеет место выход привода на максимальную скорость [57], временной процесс приведен на рисунке 4.11. Максимальная скорость отклонения руля высоты составила 28-30 градусов в секунду.

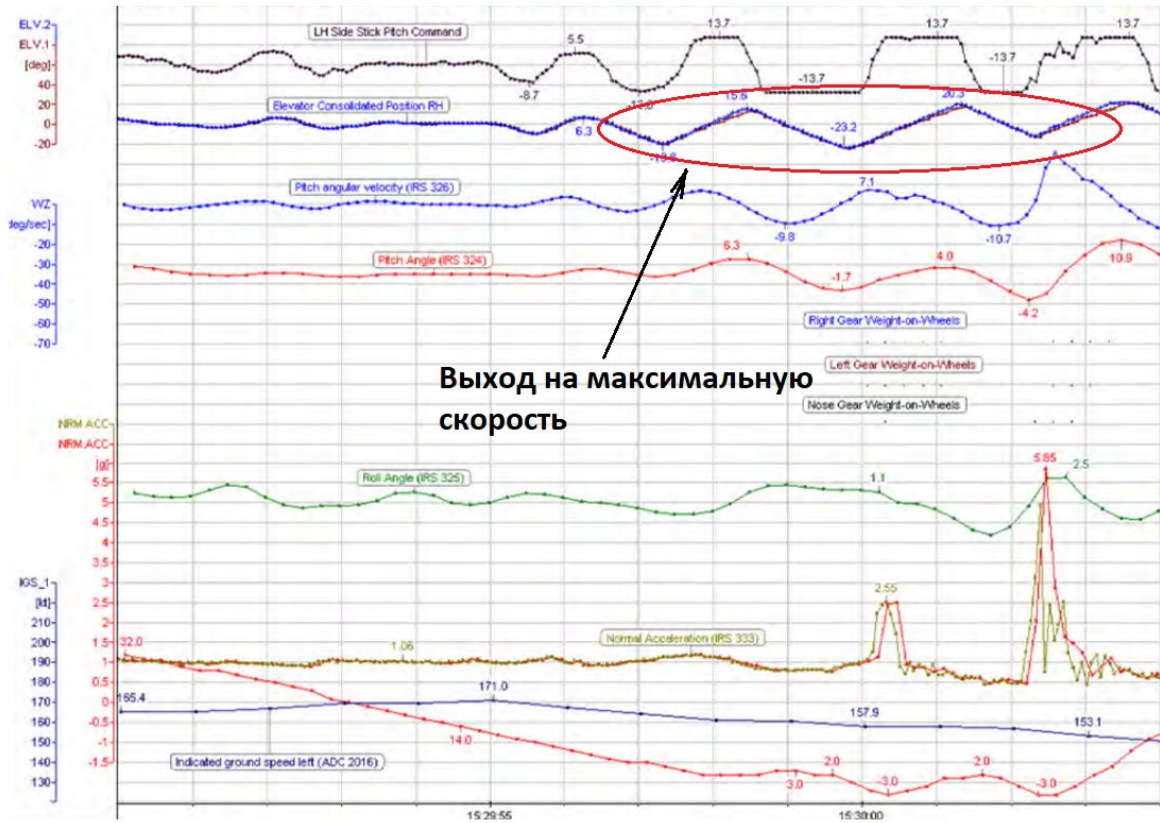


Рисунок 4.11 – Временной процесс изменения параметров полета самолета RRJ-95.

Помимо записи параметров полета RRJ-95, для оценки использован также фрагмент записи полетных параметров самолета Боинг-777, полученный в ходе летных испытаний [58]. Во время выполнения пробега по ВПП с поднятой носовой стойкой шасси, возникли колебания по тангажу с выходом приводом руля высоты на максимальную скорость отклонения, которая составила приблизительно 40 градусов в секунду (рисунок 4.12).

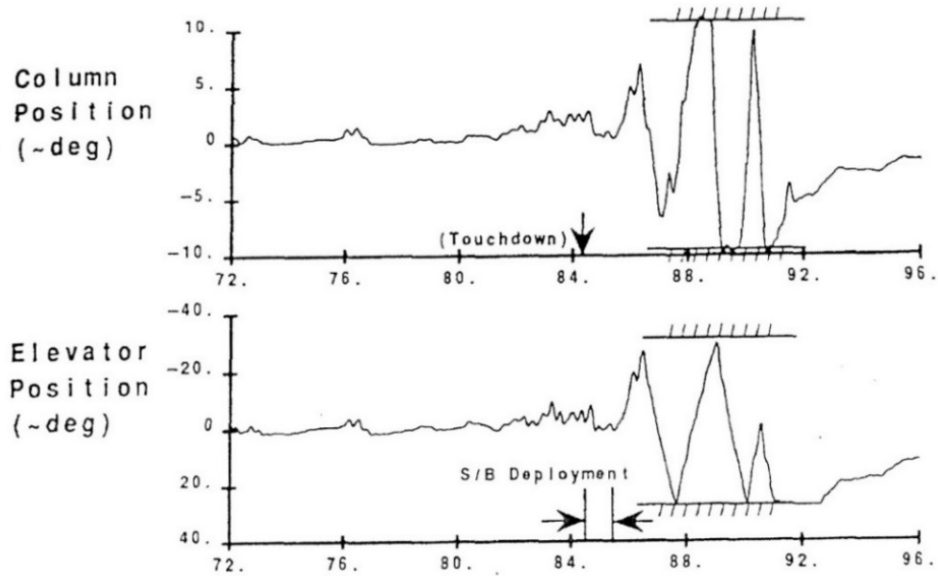


Рисунок 4.12 – Фрагмент записи параметров полета самолета Boeing-777.

Как упомянуто в п.2, выбор коэффициента усиления в контуре угловой скорости регулятора на базе обратной динамики является компромиссом между желаемым быстродействием и возможностями исполнительской части. Исходя из этого, коэффициент усиления $1/T$ в прямой цепи управления был выбран равным **4** – при такой величине не наблюдается возникновения неустойчивых процессов на всем протяжении эксперимента. На рисунке 4.13 приведен временной процесс изменения потребной скорости отклонения руля высоты, полученный в ходе эксперимента с регулятором, построенным на базе обратной динамики. В процессе выполнения эксперимента происходят кратковременные выходы привода на максимальную скорость перемещения, однако эти выходы не приводят к развитию неустойчивых процессов в замкнутой системе.

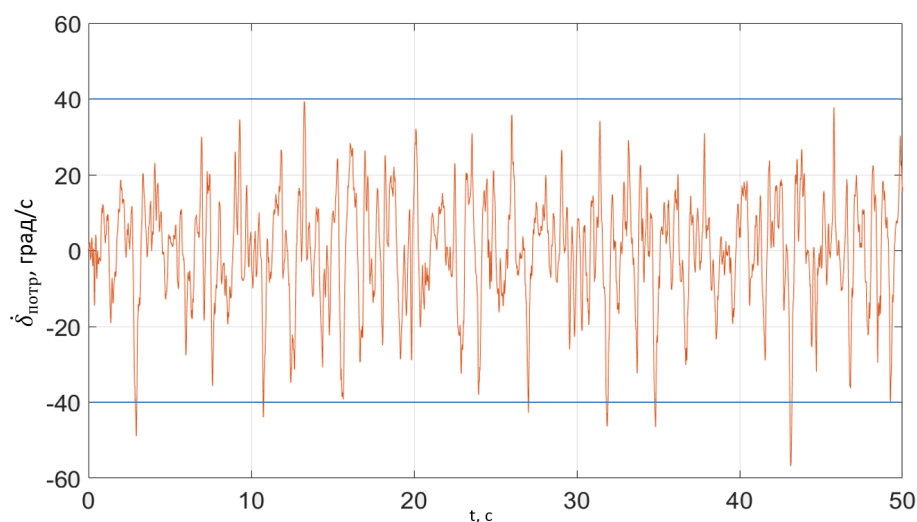


Рисунок 4.13 – Потребная скорость отклонения привода в эксперименте.

Для рассматриваемых ранее конфигураций, но с учетом динамики привода, была проведена серия экспериментов по отслеживанию угла тангажа. Результаты экспериментов показаны на рисунках 4.14 – 4.15.

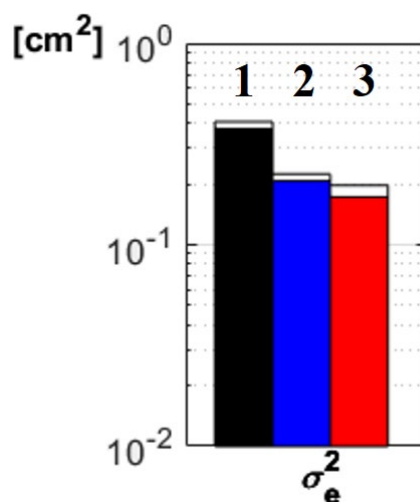


Рисунок 4.14 – Дисперсии сигнала ошибки в задаче точного отслеживания с учетом динамики привода.

Здесь 1 – динамика самолета без системы управления, 2 – конфигурация I-2-4-а, 3 – адаптивный регулятор на базе обратной динамики.

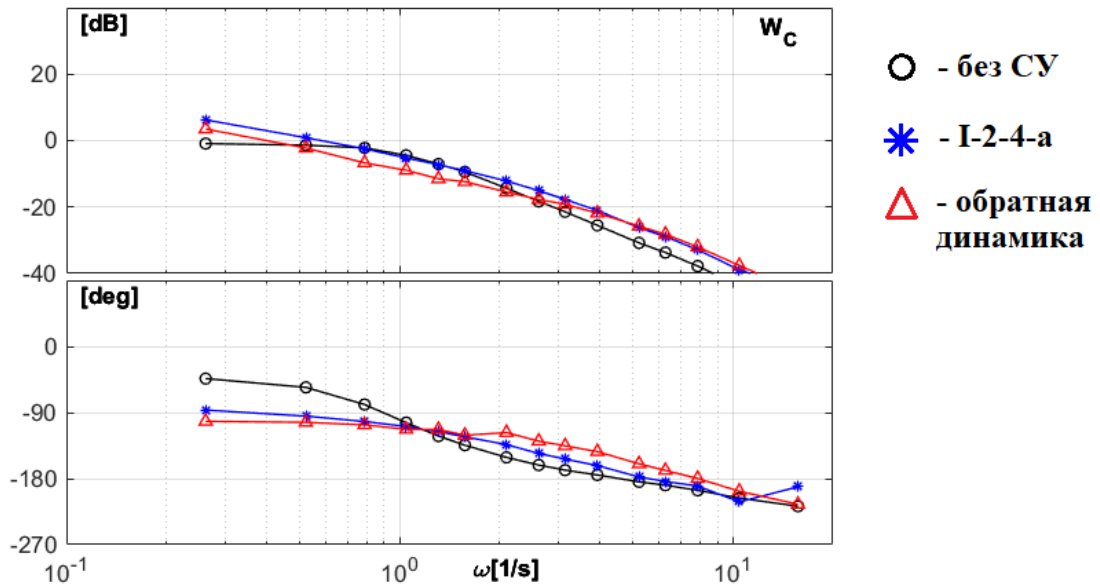


Рисунок 4.15 – Частотные характеристики объектов управления с учетом динамики привода.

Видно, что введение модели привода в систему привело к ухудшению в целом точности выполнения задачи в среднем в 1,3-1,4 раза для каждой конфигурации по сравнению с экспериментами, в которых динамика привода не учитывалась. Однако, по сравнению с конфигурацией I-2-4-a, при использовании регулятора, построенного на базе обратной динамики, дисперсия сигнала ошибки уменьшилась в 1,14 раза (см. таблицу 4.3).

Таблица 4.3. Дисперсии сигнала ошибки с учетом динамики привода.

Конфигурация	σ_e^2
Без СУ	0,376
I-2-4-a	0,225
Адаптивный регулятор	0,197

Частотная характеристика объекта управления систем с приводом показывает, что регулятор, построенный на базе обратной динамики, также обеспечивает динамику замкнутой системы, близкую к интегрирующему звену, на большем диапазоне частот по сравнению с конфигурацией I-2-4-a.

На рисунке 4.16 показаны частотные характеристики замкнутой системы самолет-летчик с учетом динамики исполнительного устройства.

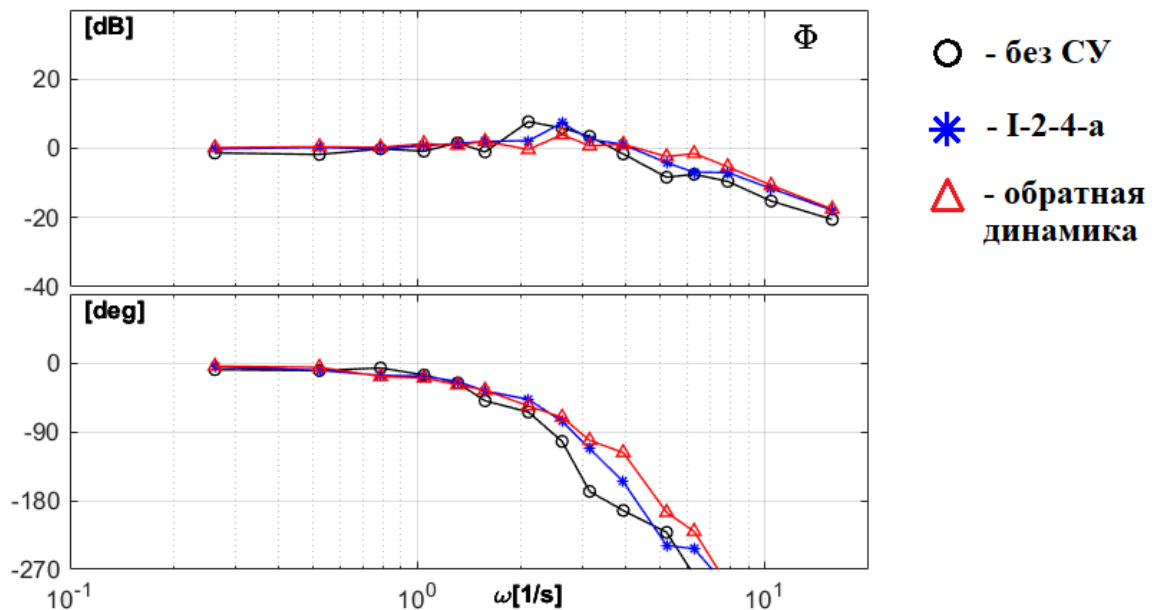


Рисунок 4.16 – Частотные характеристики замкнутой системы самолет-летчик.

В общем случае полоса пропускания замкнутой системы самолет-летчик после введения модели привода уменьшилась в 1,4 раза. По сравнению с конфигурацией I-2-4-a, полоса пропускания замкнутой системы увеличивается на ~6% при использовании регулятора на базе обратной динамики. Помимо увеличения полосы пропускания, при использовании регулятора на базе обратной динамики также уменьшается величина резонансного пика.

4.2 Выполнение задачи разгона самолета в горизонтальном полете

В данной серии экспериментальных исследований задачей оператора было выдерживание постоянной нулевой вертикальной скорости ($V_y = 0$). Целью данной серии экспериментов, помимо сравнения с другими алгоритмами автоматизации, является оценка эффективности работы алгоритмов идентификации в нестационарных условиях, а также обоснование необходимости обеспечения адаптивных свойств регулятора на базе принципа обратной динамики.

В качестве объектов управления выбраны две нелинейные математические модели динамики продольного движения – сверхзвукового пассажирского самолета и регионального самолета. В обоих моделях предусмотрено управление тягой двигателей, что позволяет выполнять разгон.

Сверхзвуковой пассажирский самолет является статически неустойчивым на дозвуковых скоростях, и управление им без средств улучшения устойчивости и управляемости является крайне сложной задачей. В качестве средств автоматизации используются статическая обратная связь по приращению угла атаки, регулятор на базе принципа обратной динамики с фиксированными коэффициентами, а также адаптивный регулятор на базе принципа обратной динамики.

Математическая модель регионального самолета включает в себя штатные средства автоматизации контуров ручного пилотирования на базе интегральных законов, который также сравнивается с адаптивным регулятором обратной динамики.

Считается, что в начальный момент времени эксперимента самолет сбалансирован в прямолинейном горизонтальном полете на скорости 300 км/ч и высоте 500 м, затем происходит ступенчатое увеличение тяги двигателей и разгон самолета. Эксперимент останавливался при достижении скорости 800 км/ч в случае, когда объектом управления является сверхзвуковой самолет, и 650 км/ч для случая, когда используется модель регионального самолета. Для усложнения задачи и приближения к реальным условиям, в процессе полета действуют ветровые возмущения.

После выполнения эксперимента по записи параметров полета вычисляется дисперсия вертикальной скорости $\sigma_{V_y}^2$. На рисунке 4.17 приведены значения дисперсий вертикальной скорости для разных случаев.

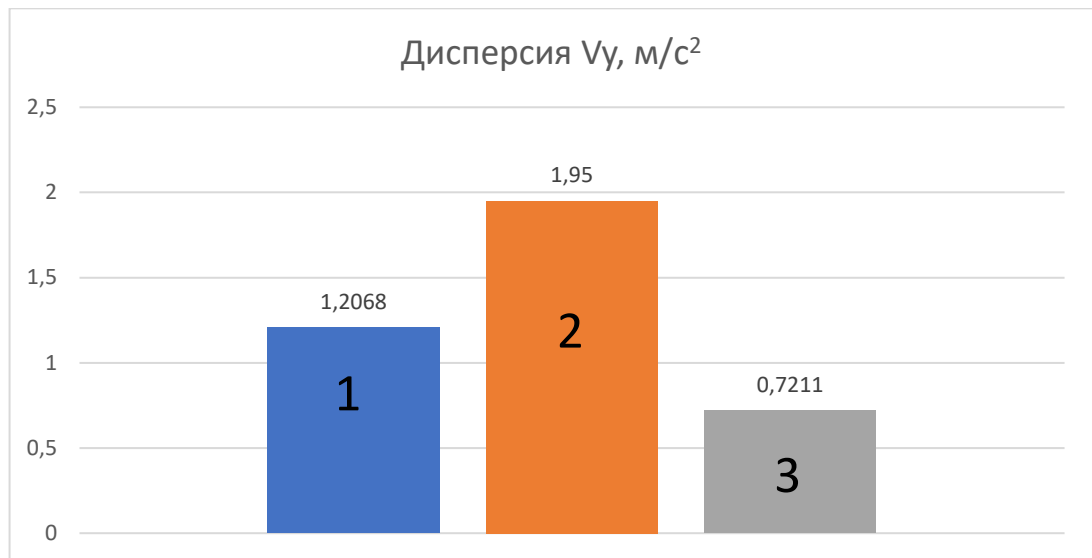


Рисунок 4.17 – Дисперсии вертикальной скорости при выполнении задачи разгона сверхзвукового пассажирского самолета в горизонтальном полете.

Здесь 1 – самолет, не имеющий дополнительной СУУ, кроме обратной связи по углу атаки, 2 – самолет с «обратной динамикой» с постоянными коэффициентами, 3 – самолет с «обратной динамикой» с самонастраивающимися коэффициентами.

Дисперсия вертикальной скорости при использовании самонастраивающейся «обратной динамики» в 1.68 раза меньше по сравнению со случаем, когда СУУ отсутствуют, и в 2.71 раза меньше, чем при использовании «обратной динамики» с фиксированными коэффициентами. На рисунке 4.18 приведены временные процессы изменения вертикальной скорости в процессе эксперимента.

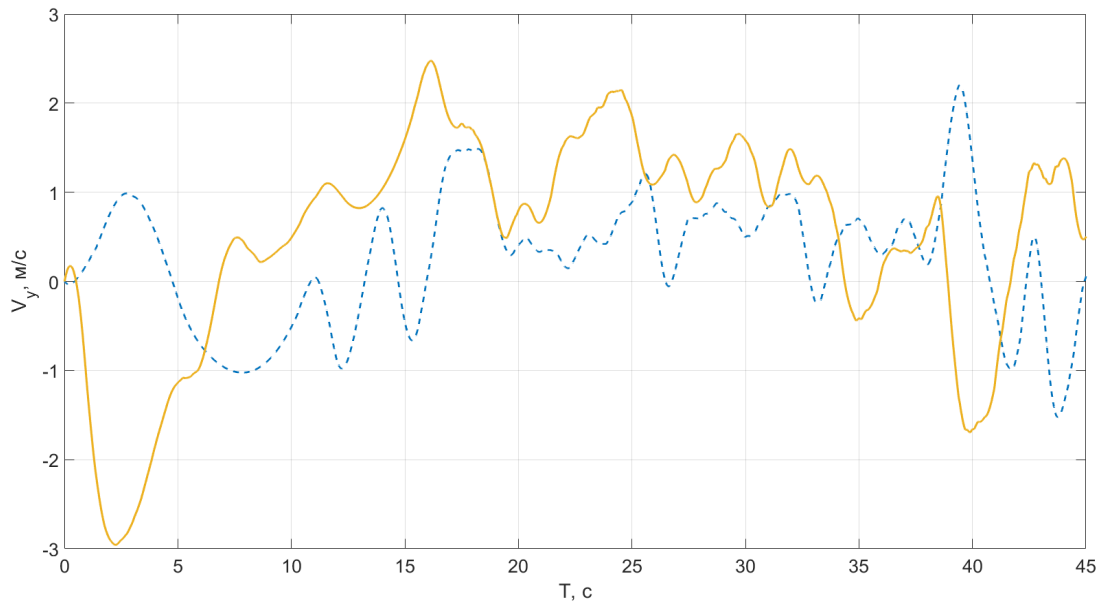


Рисунок 4.18 – Изменение вертикальной скорости сверхзвукового пассажирского самолета в процессе полетов с разными регуляторами.

Здесь сплошной линией обозначен случай, когда используется только обратная связь по углу атаки, прерывистой – самолет с адаптивным регулятором. Очевидно, что амплитуды изменения вертикальной скорости в случае использования регулятора на базе обратной динамики меньше в сравнении с автоматизацией обратными связями.

Необходимо отметить, что дисперсия вертикальной скорости в случае использования регулятора на базе обратной динамики с фиксированными коэффициентами в 2,71 раза выше, чем при использовании адаптивного варианта такого регулятора. Это позволяет сделать вывод о том, что необходимо постоянно настраивать коэффициенты в обратных связях регулятора для обеспечения желаемой динамики на всех режимах полета.

В качестве иллюстрации значительного изменения коэффициентов уравнений, на рисунке 4.19 приведен временной процесс изменения коэффициентов матрицы B , получаемых в процессе идентификации.

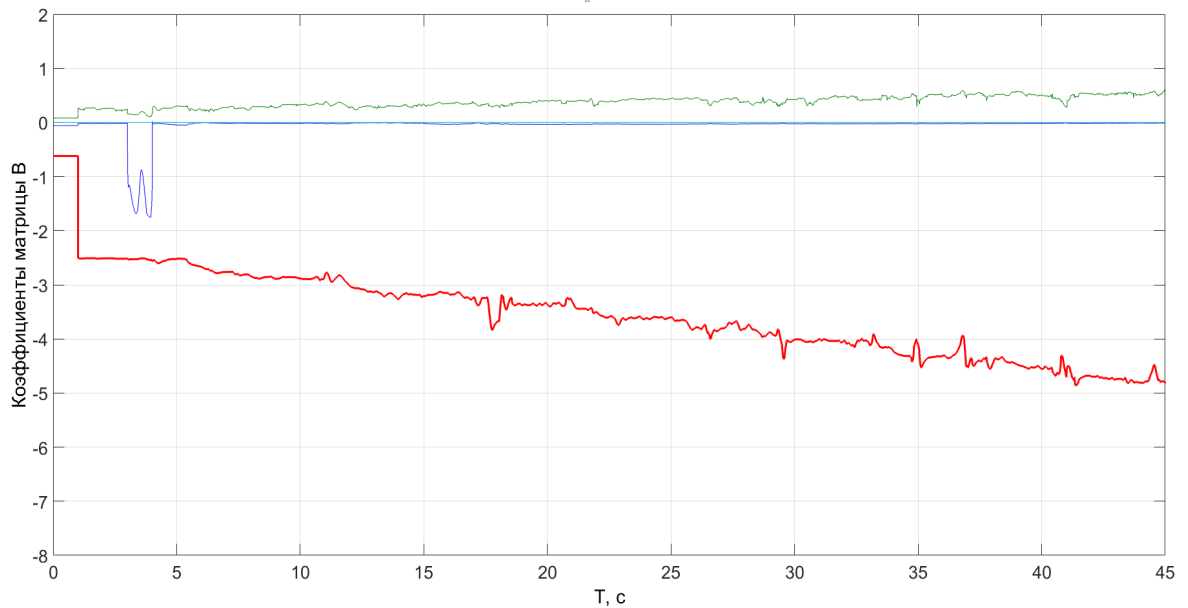


Рисунок 4.19 – Изменение коэффициентов матрицы B при выполнении разгона (случай сверхзвукового пассажирского самолета).

В процессе разгона коэффициенты значительно меняются, поэтому для обеспечения желаемых характеристик на всех режимах полета необходимо использовать алгоритмы идентификации или вводить табличные зависимости как для обратной динамики, так и для других вариантов регуляторов.

Далее рассматриваются результаты, полученные с использованием модели регионального самолета. На рисунке 4.20 приведены СКО вертикальной скорости для двух вариантов – штатный закон управления и адаптивная система на базе принципа обратной динамики.

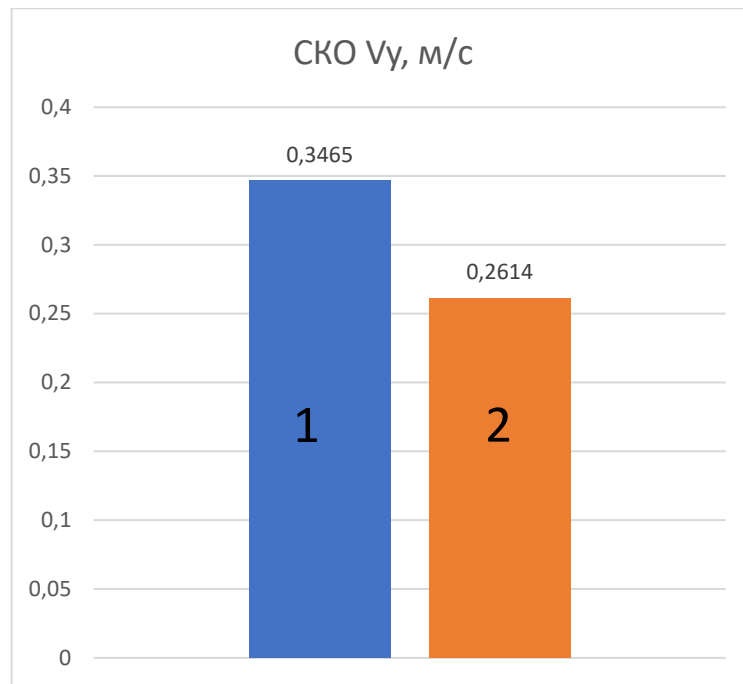


Рисунок 4.20 – СКО вертикальной скорости в задаче разгона.

Здесь 1 – интегральный закон, 2 – адаптивная система управления. При использовании адаптивной системы управления, СКО вертикальной скорости уменьшается в 1,3 раза по сравнению с традиционным методом построения регулятора. Для наглядности на рисунке 4.21 приведен временной процесс изменения вертикальной скорости при выполнении экспериментов.

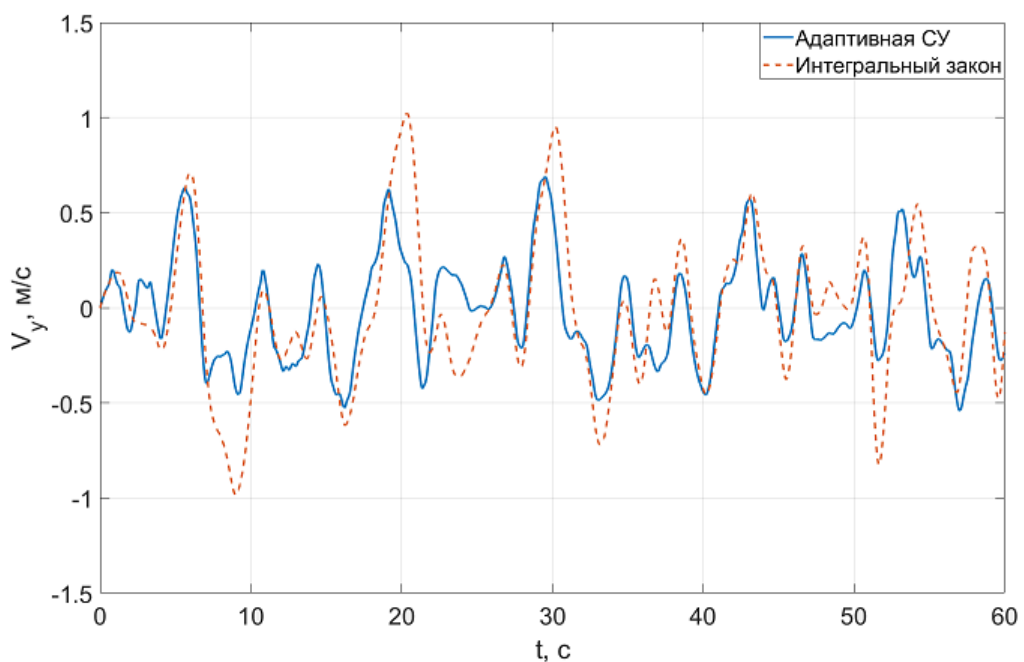


Рисунок 4.21 – Временные процессы изменения вертикальной скорости в экспериментах с различными законами управления.

Рисунок 4.21 иллюстрирует, что в случае использования адаптивного регулятора разбросы вертикальной скорости меньше, чем при использовании интегрального закона, подтверждая тем самым приведенные на рисунке 4.20 величины СКО вертикальной скорости.

4.3 Выполнение целевых задач из перечня ADS-33-PRF

Данная серия экспериментальных исследований посвящена оценке предложенных алгоритмов управления для ЛА вертолетного типа. В качестве объекта управления используется полная нелинейная модель динамики вертолета вида «черный ящик», т.е. без известных параметров динамики [59]. В модели присутствует возможность включения так называемого штатного автопилота, характеристики которого также являются неизвестными, и могут быть лишь косвенно оценены по частотным характеристикам и временным процессам.

Оценка эффективности разработанных алгоритмов была выполнена путем математического моделирования динамики вертолета, а также выполнения задач пилотирования на пилотажном стенде, а именно ряд целевых задач из перечня ADS-33-PRF [60].

Одной из ключевых особенностей динамики вертолета является его неустойчивость в продольном и поперечном каналах управления без использования средств автоматизации. Особенно сильно неустойчивые свойства проявляются на малых скоростях полета. Кроме того, между каналами управления присутствуют значительные перекрестные связи. На рисунках 4.21 – 4.22 показана реакция вертолета на режиме висения на отклонение рычага управления в продольном и поперечных каналах соответственно. Переходные процессы изменения углов тангажа и крена наглядно демонстрируют неустойчивость вертолета.

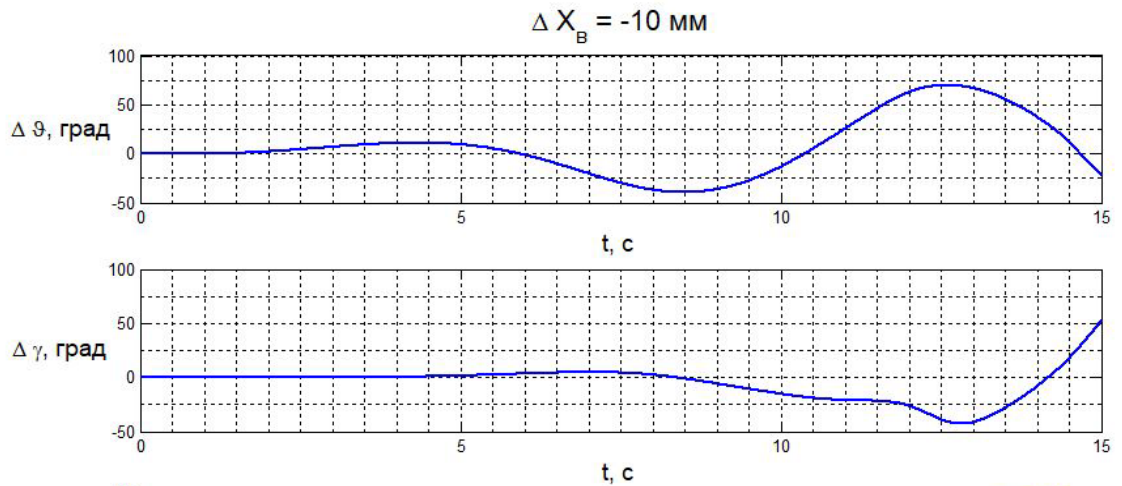


Рисунок 4.21 – Переходные процессы изменения углов тангажа и крена нелинейной модели вертолета на режиме висения при отклонении рычага управления в продольном канале без автоматизации

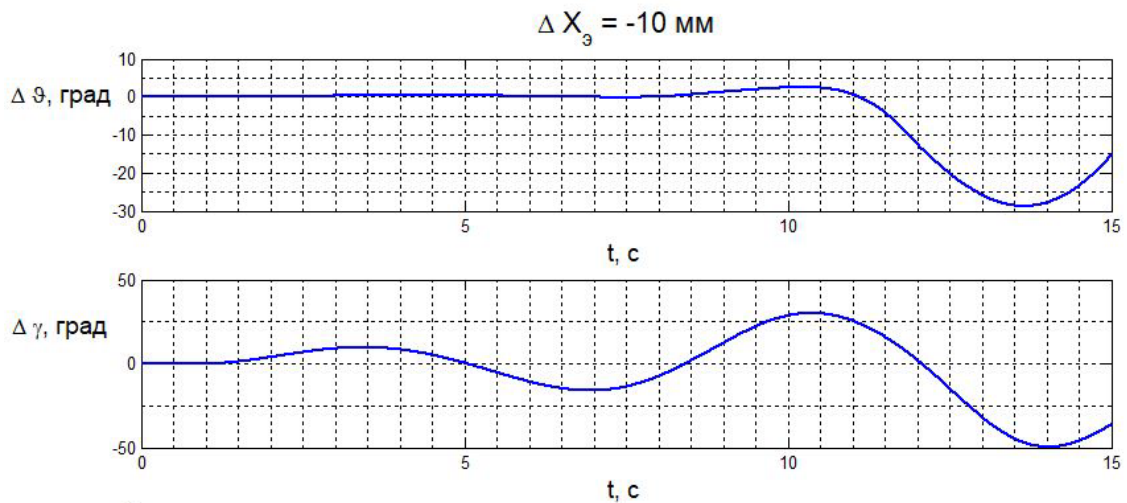


Рисунок 4.22 – Переходные процессы изменения углов тангажа и крена нелинейной модели вертолета на режиме висения при отклонении рычага управления в поперечном канале без автоматизации

Присутствующие в модели алгоритмы штатного автопилота обеспечивают устойчивость вертолета в заданных каналах управления, а также подавляют взаимосвязи продольного и бокового движений.

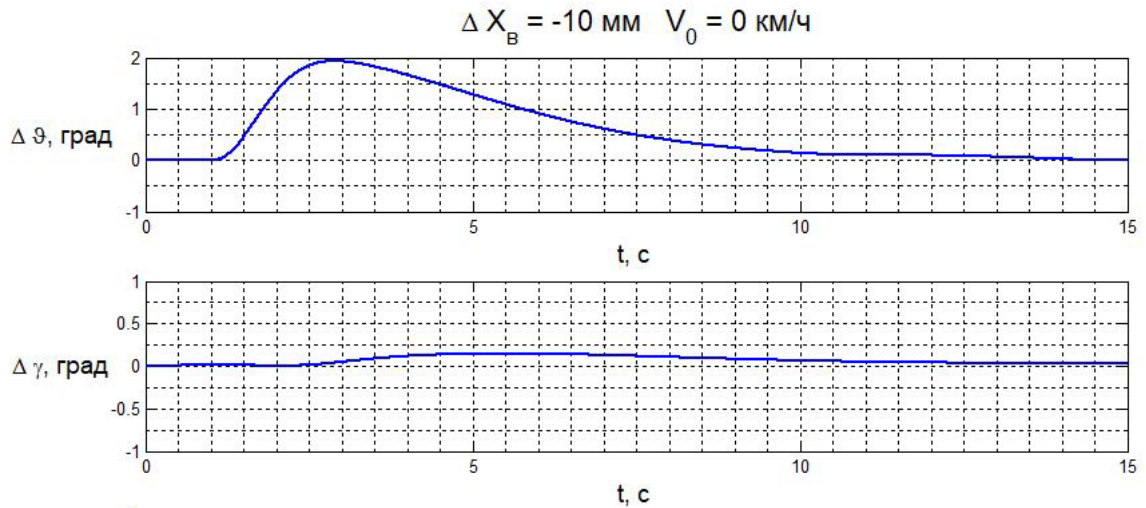


Рисунок 4.23 – Переходные процессы изменения углов тангажа и крена нелинейной модели вертолета со включенными штатными средствами автоматизации на режиме висения при отклонении рычага управления в продольном канале

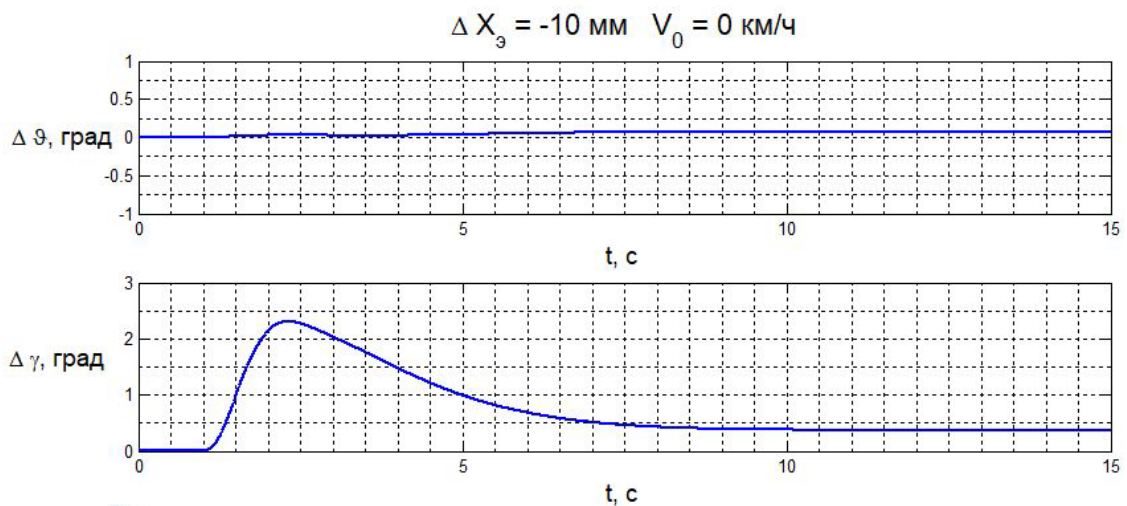


Рисунок 4.24 – Переходные процессы изменения углов тангажа и крена нелинейной модели вертолета со включенными штатными средствами автоматизации на режиме висения при отклонении рычага управления в поперечном канале

Адаптивный регулятор в продольном и поперечных каналах управления реализует два типа реакции: Rate Command Attitude Hold (RCAH), когда управляемой координатой является угловая скорость в заданном канале управления; Attitude Command Attitude Hold (ACAH), когда управляемой координатой в заданном канале управления является заданный угол Эйлера

(тангаж или крен). В путевом канале реализуется только принцип РСАН, когда отклонение педалей пропорционально угловой скорости рыскания.

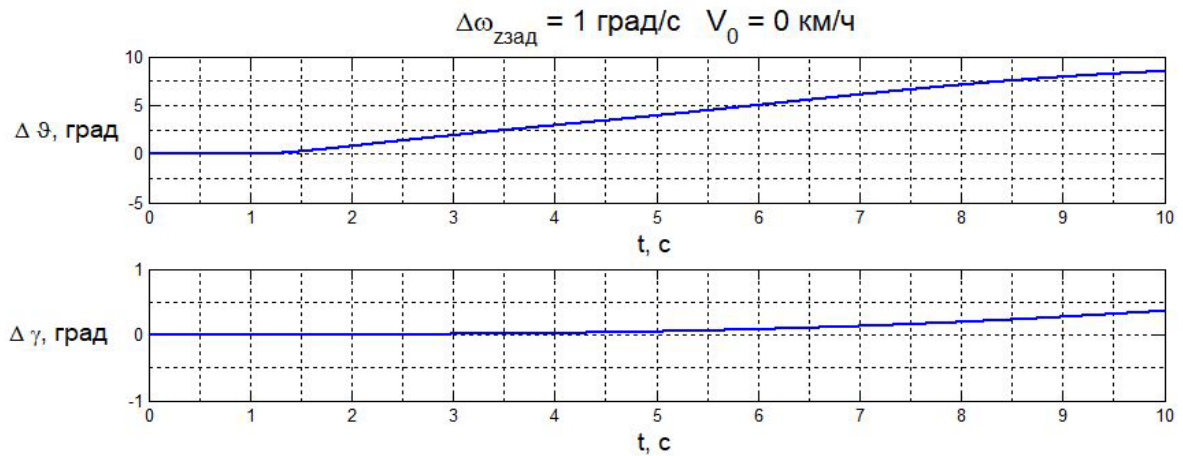


Рисунок 4.25 – Переходные процессы изменения углов тангажа и крена на режиме висения при использовании адаптивной системы управления, реализующей тип реакции РСАН при отклонении рычага управления в продольном канале

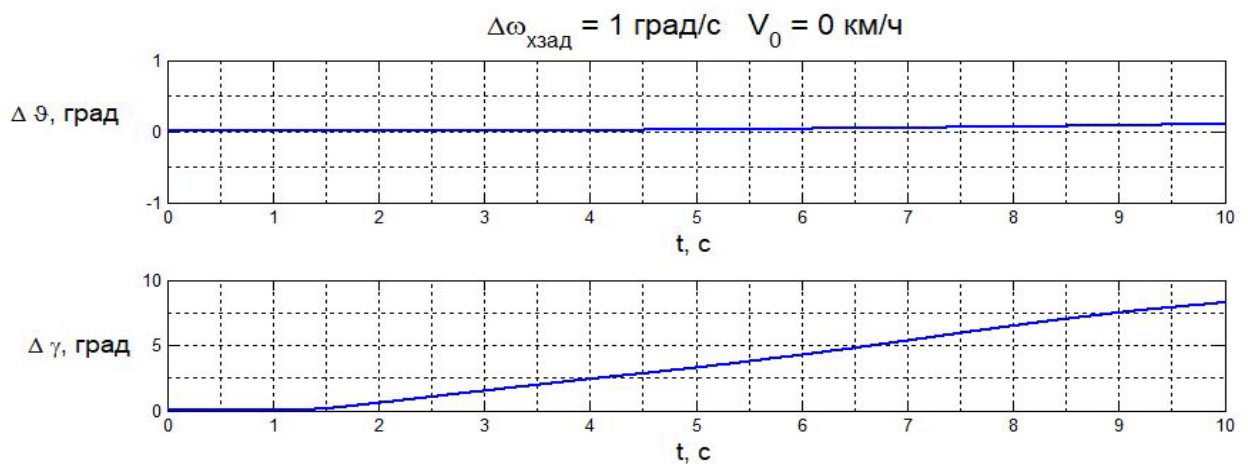


Рисунок 4.26 – Переходные процессы изменения углов тангажа и крена на режиме висения при использовании адаптивной системы управления, реализующей тип реакции РСАН при отклонении рычага управления в продольном канале

Использование адаптивной системы управления при реализации типа реакции РСАН позволяет обеспечить динамику вертолета по углам Эйлера, близкую к интегрирующему звену. На рисунках 4.27 – 4.28 приведены

переходные процессы с использованием адаптивной системы управления, реализующей тип реакции АСАН на режиме висения.

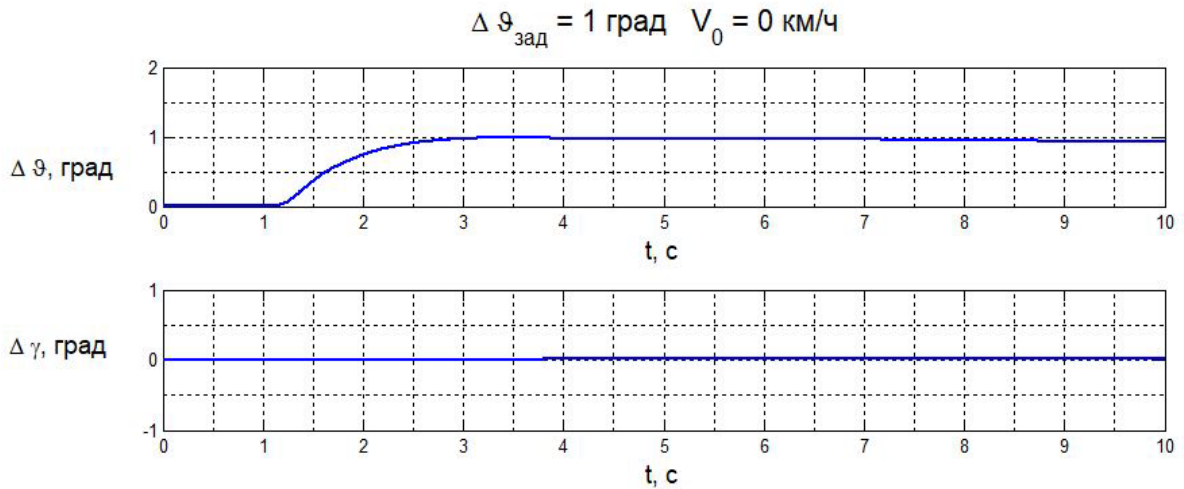


Рисунок 4.27 – Переходные процессы изменения углов тангажа и крена на режиме висения при использовании адаптивной системы управления, реализующей тип реакции АСАН при отклонении рычага управления в продольном канале

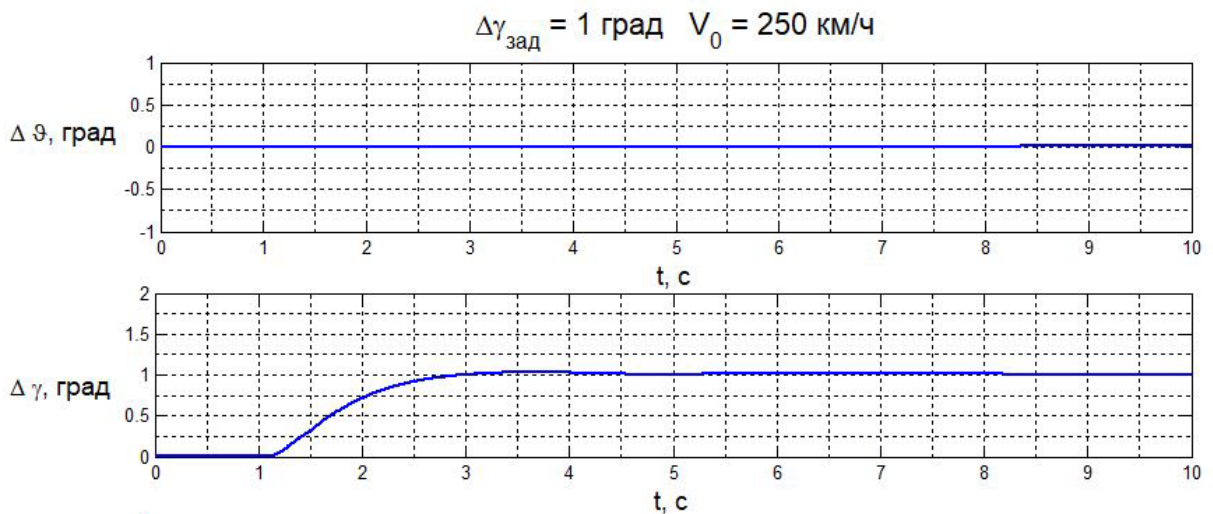


Рисунок 4.28 – Переходные процессы изменения углов тангажа и крена на режиме висения при использовании адаптивной системы управления, реализующей тип реакции АСАН при отклонении рычага управления в поперечном канале

При использовании адаптивной системы, реализующей тип реакции АСАН, обеспечивается апериодический характер изменения углов тангажа и крена, а также эффективная развязка каналов управления.

Для вертолета со штатным автопилотом и адаптивными алгоритмами (для всех типов реакции) были получены частотные характеристики на скоростях 0 и 250 км/ч (рис. 4.29-4.31).

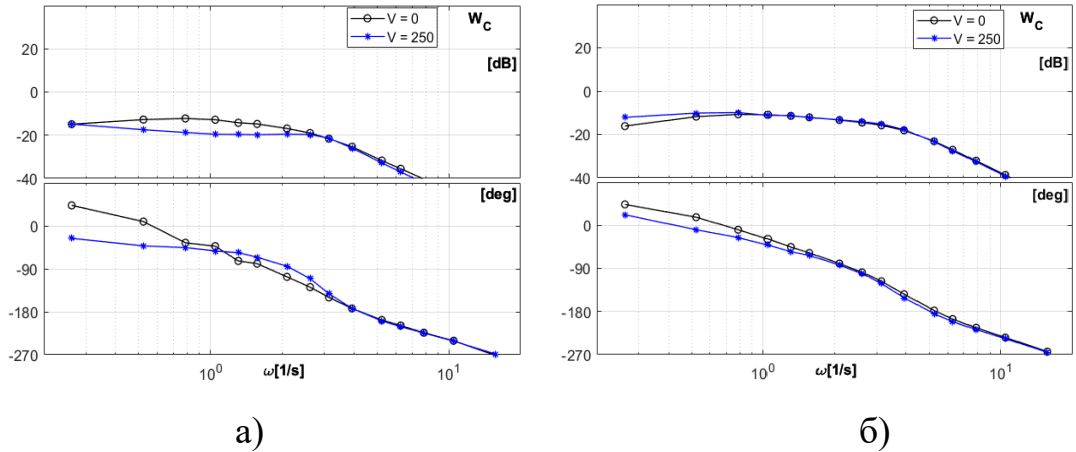


Рисунок 4.29 – Частотные характеристики вертолета по углам тангажа (а) и крена (б) со штатным автопилотом

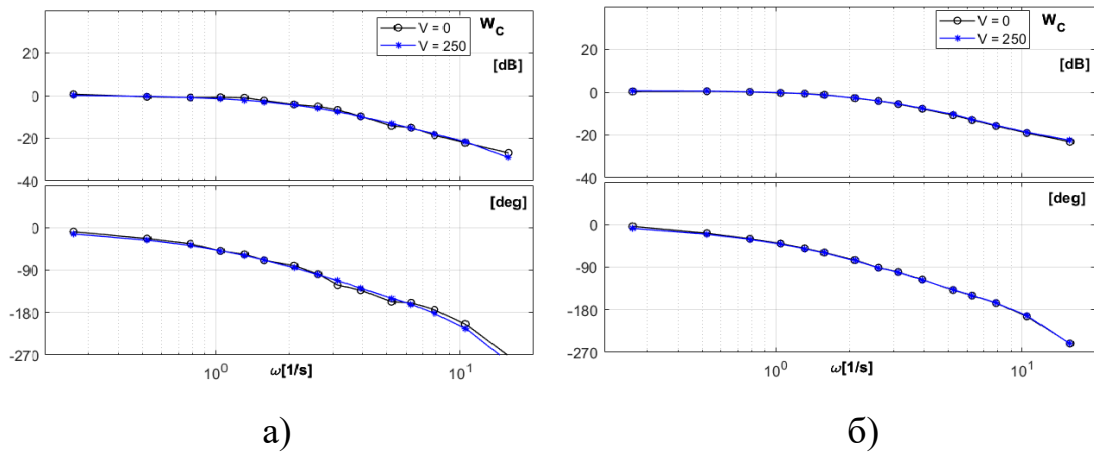


Рисунок 4.30 – Частотные характеристики вертолета по углу тангажа (а) и крена (б) с адаптивной системой (тип реакции – АСАН)

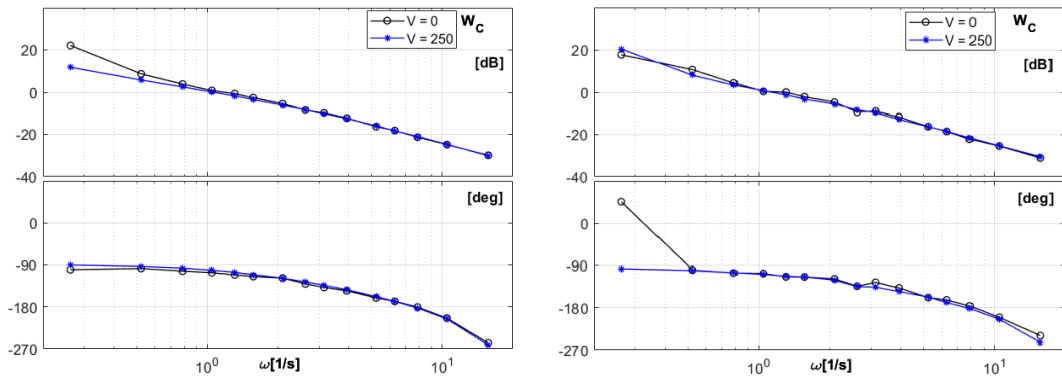


Рисунок 4.31 – Частотные характеристики вертолета по углу тангажа (а) и крена (б) с адаптивной системой (тип реакции – РСАН)

При использовании адаптивных алгоритмов управления частотные характеристики на скоростях 0 и 250 км/ч практически идентичны. В случае использования штатных алгоритмов управления частотные характеристики на разных режимах различаются. Особенно сильно различия проявляются на частотах меньше 2 рад/с.

Для оценки пилотажных характеристик вертолета с разработанными алгоритмами управления было проведено несколько серий экспериментов, в которых выполнялись целевые задачи из перечня ADS-33-PRF: **слалом, разворот на цель, горка/пикирование, разгон и торможение**. Подробное описание выполнения этих маневров приведено в [60]. К этим исследованиям были привлечены три опытных оператора, а также летчик-инструктор, освоивший 10 типов вертолетов. Суммарный налет на разных типов вертолета – более 7800 часов. Для выполнения маневров «слалом» и «разгон и торможение» были разработаны соответствующие сценарии для визуализации внешней обстановки на пилотажном стенде. Полигон для выполнения задачи «слалом» показан на рис. 4.32.



Рисунок 4.32 – Сценарий для выполнения задачи «слалом»

Оценка пилотажных характеристик производилась в терминах шкалы Купера-Харпера [1, 61] (рис. 4.32). Эту шкалу часто используют для оценки пилотажных характеристик из-за понятных числовых значений оценок,

выставленных летчиком. Самой высокой оценкой летчика является $PR = 1$, что соответствует наилучшим пилотажным характеристикам. Оценка летчика $PR = 4$ определяет границу I уровня пилотажных характеристик, при обеспечении точности не хуже «желаемой». Оценка $PR = 6$ определяет границу II уровня пилотажных характеристик, «адекватных» характеристик выполнения задачи. Оценки $PR > 7$ соответствуют пилотажным характеристикам, которые не обеспечивают «адекватные» характеристики выполнения задачи. Оценка $PR = 10$ соответствует случаю, когда любая попытка летчика управлять ЛА приводит к появлению неустойчивых процессов в замкнутой системе. Таким образом, $9 < PR < 10$ является границей пилотажных характеристик (например, $PR = 9.5$), при которых еще возможно осуществлять ручное управление.



Рисунок 4.32 – Шкала Купера-Харпера

Для оценки пилотажных характеристик после выполнения серии экспериментов оператор или летчик заполнял специальные опросные листы. Пример такого опросного листа приведен на рис. 4.33.

Дата:
летчик:

«ГОРКА/ПИКИРОВАНИЕ» PR =

Характеристики рычага управления циклическим шагом (РШПУ):
По тангажу - усилия: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**
 - расходы РШПУ: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**
По крену - усилия: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**
 - расходы РШПУ: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**

Характеристики рычага «шаг-газ» (РОШ):
 - усилия: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**
 - расходы РОШ: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**

Характеристики педалей:
 - усилия: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**
 - расходы педалей: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**

Управление в продольном канале:

- По отклонению РШПУ:
 - запаздывание: **нет; заметное, но несущественное; умеренное; большое, недопустимое**
 - чувствительность: **оптимальная, приемлемая, очень большая, очень малая**
- Предсказуемость движения: **предсказуемо, не предсказуемо**
- Компенсация недостатков: **без компенсации, минимальная, умеренная, значительная, максимальная**
- Взаимосвязь каналов управления: **нет; заметная, но несущественная; умеренная; большая, недопустимая**

Управление в боковом канале:

- запаздывание на отклонение РШПУ: **нет; заметное, но несущественное; умеренное; большое**
- запаздывание на отклонение педалей: **нет; заметное, но несущественное; умеренное; большое**
- чувствительность по ω_{χ} : **оптимальная, приемлемая, очень большая, очень малая**
- чувствительность по рысканью: **оптимальная, приемлемая, очень большая, очень малая**
- предсказуемость движения: **предсказуемо, не предсказуемо**

Компенсация недостатков: **без компенсации, минимальная, умеренная, значительная, максимальная**

Взаимосвязь каналов управл-я: **нет; заметная, но несущественная; умеренная; большая, недопустимая**

Управление по высоте: **оптимальное, приемлемое, затруднено, неприемлемое**
 Расходы РОШ: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**
 Компенсация недостатков: **без компенсации, минимальная, умеренная, значительная, максимальная**

Склонность к раскачке: PIOR =

	Желаемые	Адекватные	Рез-т эксперимента
Достичь нормальной перегрузки, близкой к максимальной ($n_{Y_{max}}$ (+)) в течение X секунд от начального управляющего воздействия	1 сек	2 сек	
Поддерживать не менее $n_{Y_{max}}$ (+) в течение не менее X секунд	2 сек	1 сек	
Выполнить переход от кабрирования с перегрузкой $n_{Y_{max}}$ (+) к пикированию с перегрузкой, не превышающей отрицательную допустимую нормальную перегрузку n_Y (-), в течение X секунд.	2 сек	4 сек	
Поддерживать перегрузку не более n_Y (-) в течение как минимум X секунд.	2 сек	1 сек	
Поддерживать угловые отклонения по крену и рысканию в пределах $\pm X$ градусов от начального установившегося горизонтального полета до завершения маневра.	10 град	15 град	

Требуемая манера пилотирования: **плавная, энергичная, резкая**
Дополнительные факторы, влияющие на выполнение задачи:
 - взаимосвязь каналов: **повлияла, не повлияла**

Обобщенный комментарий

Итоговая оценка PR

Положительные качества (что нравится):

Основные недостатки:

Рисунок 4.33 – Пример опросного листа для задачи «Горка/пикирование»

Значения выставленных оценок по шкале Купера-Харпера в различных задачах пилотирования и для разных вариантов автоматизации приведены в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Оценки по шкале Купера-Харпера

Тип СУУ	Слалом	Разворот на цель	Горка/пикирование	Разгон-торможение
Штатная	5	5	4	5
Адаптивная, РСАН	3.5	4	2	3
Адаптивная, АСАН	3.5	3.5	2.5	3.5

Выставленные оценки показывают, что применение адаптивных алгоритмов позволило достичь I уровня пилотажных характеристик для всех целевых задач, в то время как штатные алгоритмы автопилота обеспечивают II уровень пилотажных характеристик. В задаче «разворот на цель» I уровень ПХ достигается только с использованием адаптивной системы, реализующей тип реакции АСАН. При использовании адаптивных алгоритмов управления отмечалась плавность и предсказуемость реакции вертолета на управляющие воздействия.

4.4 Исследование эффективности альтернативного префильтра для подавления явления раскачки самолета летчиком

Дополнительная к приведенной в гл.3 серия экспериментов по оценке эффективности заключалась в выполнении задачи точного отслеживания угла тангажа с использованием полигармонического входного сигнала. Было выполнено две группы экспериментов:

1. Объектом управления является линеаризованная модель динамики продольного движения космического челнока типа «Буран» («Спейс Шаттл») с учетом системы управления, структурная схема которой приведена на рис. 4.34. В модель включена нелинейная динамика

привода с ограничением на максимальную скорость отклонения управляющих поверхностей $\dot{\delta}_{max} = \pm 15$ град/с.

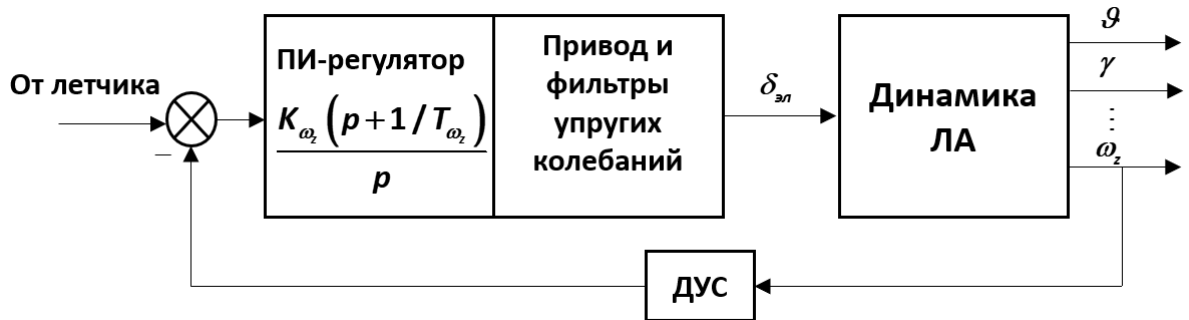


Рисунок 4.34 – Структурная схема объекта управления типа «Буран» («Спейс Шаттл»).

При попытке выполнении задачи отслеживания возникают расходящиеся колебания, которые не прекращаются при возврате рычага управления в нейтральное положение.

2. В качестве объектов управления используются линеаризованные модели продольного движения космического челнока и сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) на посадочном режиме. В этой группе экспериментов моделируется отказ, который представляет собой резкое уменьшение максимальных скоростей отклонения управляющих поверхностей $\dot{\delta}_{max}$ (с 19 до 11 град/с у космического челнока и с 40 до 15 град/с у СПС). Оценивается возможность подавления явления РЮ II категории с помощью введения нелинейного префильтра в контур управления.

В исследованиях разработанный префильтр сравнивается с модифицированным префильтром МАИ.

Результаты экспериментальных исследований показали эффективность разработанного нелинейного ограничителя. В частности, при его включении в контур управления не возникает неустойчивых процессов в замкнутой системе самолет-летчик. На рисунке 4.35 приведена диаграмма оценок величин оценки дисперсий сигнала ошибки при различных вариантах префильтров, полученная в первой группе экспериментов.

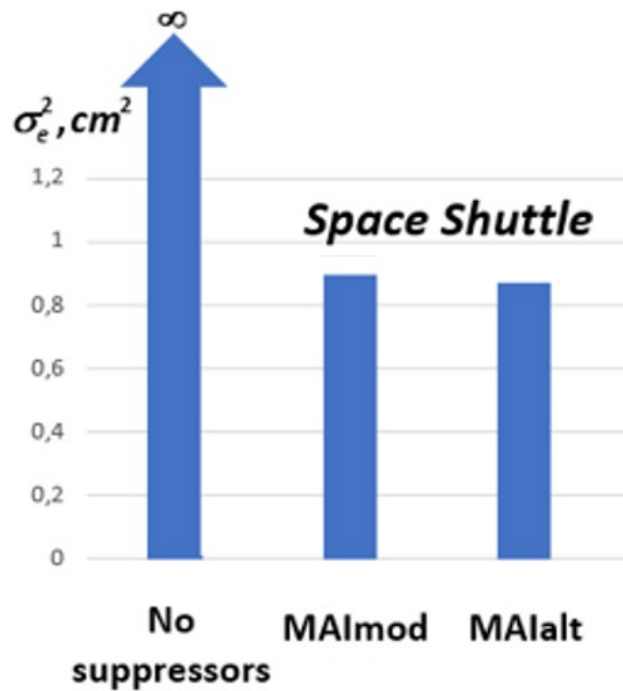


Рисунок 4.35 – Диаграмма величин оценки дисперсий сигнала ошибки при различных вариантах префильтров в первой серии экспериментов.

Без использования средств подавления явления РЮ управление при возникновении отказа является невозможным, поскольку возникают расходящиеся незатухающие колебания. Оба варианта ограничителей подавляют явление РЮ и позволяют выполнить задачу пилотирования даже в условиях отказов. Дисперсия сигнала ошибки при использовании альтернативного варианта префильтра несколько ниже, чем в случае с модифицированным префильтром МАИ.

На рисунке 4.36 приведены оценки дисперсии сигналов ошибки, полученные во второй группе экспериментов.

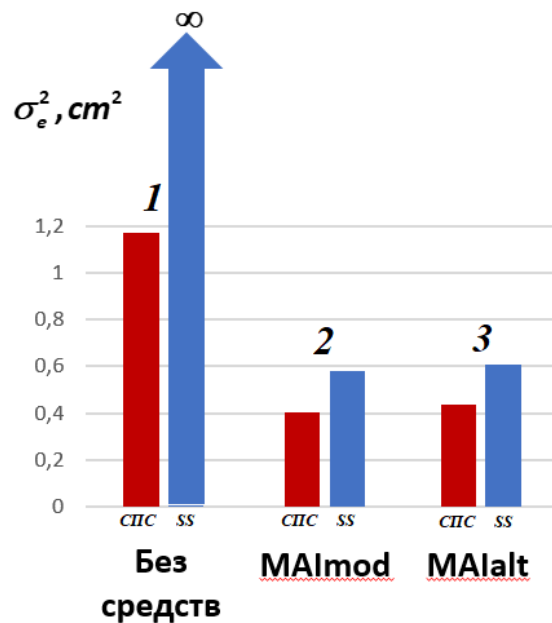


Рисунок 4.36 - Диаграмма величин оценки дисперсий сигнала ошибки при различных вариантах префильтров во второй серии экспериментов.

Здесь 1 – нет префильтров в контуре управления, 2 – используется модифицированный префильтр МАИ, 3 – используется альтернативный префильтр МАИ. Результаты данной группы экспериментов показывают, что в случае, когда объектом управления является динамика космического челнока, выполнить задачу пилотирования без введения префильтров невозможно, как и в первой группе экспериментов. В случае, когда используется модель динамики СПС, оба варианта префильтра позволяют выполнить задачу пилотирования без возникновения расходящихся колебаний и уменьшить дисперсию сигнала ошибки приблизительно в 3 раза.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Настоящая диссертационная работа посвящена исследованию и разработке алгоритмов адаптивного регулятора, базирующегося на принципе обратной динамики, а также нелинейного префильтра-гасителя колебаний, который позволяет избежать возникновения неустойчивых процессов по причине проявления нелинейных свойств исполнительных устройств системы управления ЛА. Основные результаты диссертационной работы:

- Проведено исследование существующих методик построения регуляторов систем управления ЛА. Определен тип регулятора, который обеспечивает желаемую динамику объекта управления. Исследовано несколько вариантов реализации такого регулятора, выбран наиболее практичный и подходящий для реализации на борту ЛА.

- Разработаны алгоритмы идентификации параметров динамики объекта управления в режиме реального времени. Методика идентификации основана на методе наименьших квадратов. В качестве входных данных для идентификации используются измеренные или вычисленные в процессе математического моделирования значения фазовых координат и управляющих воздействий. Предложен алгоритм обновляемого массива (буфера) данных, обеспечивающий непрерывность процесса идентификации. Результатом работы алгоритмов являются коэффициенты линеаризованной модели динамики ЛА. Исследованы особенности реализации алгоритмов идентификации, заключающиеся в обеспечении условий идентифицируемости, требуемой размерности массива входных данных и влиянии шумов сигналов на точность идентификации. Предложены решения, заключающиеся в фильтрации сигналов, позволяющие устранить негативные явления, возникающие при влиянии шумов.

- Разработанные алгоритмы идентификации позволили синтезировать адаптивные алгоритмы управления, обеспечивающие высокий уровень робастности за счет подстройки коэффициентов в режиме реального времени.

Также использование идентификации позволило использовать для синтеза регуляторов упрощенные модели движения.

- Разработан нелинейный префильтр-гаситель колебаний, позволяющий уменьшить потребные скорости отклонения рулевых приводов и не допустить тем самым возникновения неустойчивых процессов, известных как раскачка самолета летчиком (Pilot Induced Oscillations). В линейной области такой префильтр не вводит дополнительного фазового запаздывания.

- Оценка эффективности разработанных средств автоматизации производилась путем математического моделирования на ЭВМ, а также проведением экспериментальных исследований на пилотажных стендах. Всего в рамках настоящей работы проведено более 350 экспериментов. Исследования проводились с использованием моделей динамики ЛА различных классов как в стационарных и штатных условиях, так и в нестационарных условиях, и при возникновении отказов. Для выполнения экспериментальных исследований привлекались опытные операторы, а также летчики. Предложенные адаптивные законы управления сравнивались с традиционными алгоритмами управления. В задаче точного отслеживания угла тангажа адаптивный регулятор позволил обеспечить улучшение точности отслеживания на 13%. При возникновении отказа, заключающегося в резком изменении эффективности управления, дисперсия сигнала ошибки отслеживания увеличилась более чем в 2 раза, тогда как при использовании адаптивных законов управления дисперсия сигнала ошибки изменилась лишь на 5%. В задаче разгона самолета в горизонтальном полете при действии внешних возмущений при использовании адаптивных законов управления удалось достичь уменьшения дисперсии вертикальной скорости в 1,68 раза по сравнению с традиционным регулятором управления. Для ЛА вертолетного типа были проведены эксперименты, заключающиеся в выполнении типовых маневров из перечня ADS-33-PRF. В исследованиях принимал участие опытный летчик, имеющий большой опыт пилотирования различных вертолетов. Пилотажные характеристики вертолета оценивались по шкале

Купера-Харпера. Проведенные экспериментальные исследования показали, что использование адаптивных алгоритмов управления позволило обеспечить I уровень пилотажных характеристик во всех рассмотренных задачах, в то время как штатные алгоритмы автоматизации управления, предусмотренные в модели динамики вертолета, позволили обеспечить II уровень пилотажных характеристик. Отмечена предсказуемость и плавность реакции вертолета на управляющие воздействия при использовании адаптивных алгоритмов управления.

- В ходе выполнения диссертационной работы полученные результаты были опубликованы в научных изданиях ВАК, а также индексирующихся в базе данных Scopus. Были представлены доклады на конференциях различного уровня. На структуру и алгоритмы разработанного нелинейного префильтра получен патент РФ на исследования. Полученные результаты отражают новизну и актуальность диссертационной работы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефремов А.В. Система самолет—летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. — М.: Изд-во МАИ, 2017.
2. Efremov, A.V., Tyaglik, M.S., Irgaleev, I.K. et al. Methodology for Assessing the Risks of the Human Factor due to Pilot Errors in the Process of Piloting an Aircraft // Russ. Aeronaut., 2020. — 63. — pp. 241–248. <https://doi.org/10.3103/S1068799820020087>.
3. Lalitesh, K., Prawendra, K., & Subhojit, G. (2014). Design of PI controller: A multiobjective optimization approach. // International conference on advances in computing, communications and informatics (ICACCI). — pp. 834–838. IEEE.
4. Phunpeng, V., Wanna, W., Kerdphol, T. (2023). Design of PI Controller for Longitudinal Stability of Fixed-Wing UAVs. // Research Developments in Sustainable Aviation. ISSASARES 2021. Sustainable Aviation. Springer, Cham. — pp. 117-126. — https://doi.org/10.1007/978-3-031-37943-7_16.
5. Куликов В. Е. Пропорционально-интегральный регулятор с позиционным компенсатором в продольном канале системы автоматического управления самолета. // Труды Московского института электромеханики и автоматики. — М.: МИЭА, 2019. — Вып. 25. — С. 70–83.
6. Баженов С.Г., Козяйчев А.Н., Королев В.С. Частотные методы анализа устойчивости самолета с многосвязной системой управления // Проблемы управления. — 2020. — №2. — URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/chastotnye-metody-analiza-ustoychivosti-samoleta-s-mnogosvyaznoy-sistemoy-upravleniya>.

7. M. G. Skarpetis, F. N. Koumboulis and A. S. Ntellis, Longitudinal flight multi condition control using robust PID controllers // ETFA2011, Toulouse, France, 2011. – pp. 1-7. – doi: 10.1109/ETFA.2011.6059071.
8. Kim, D., Oh, HS. Black-box Optimization of PID Controllers for Aircraft Maneuvering Control // Int. J. Control Autom. Syst. – 20. – pp. 703–714 (2022). DOI:10.1007/s12555-020-0915-6.
9. Pettersson, A., Åström, K. J., Robertsson, A., & Johansson, R. (2013). Nonlinear Feedforward and Reference Systems for Adaptive Flight Control // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. – 2013. – <https://doi.org/10.2514/6.2013-5001>.
10. Leonov, Gennady & Andrievsky, Boris & Kuznetsov, Nikolay & Pogromskii, A. Aircraft control with anti-windup compensation // Differential Equations. – 2012. – 48. doi:10.1134/S0012266112130022.
11. Hippe, P., Windup in Control: Its Effects and Their Prevention // New York: Springer-Verlag, 2006.
12. Агеев А.М., Сизых В.Н. Синтез оптимальных регуляторов системы управления самолетом через решение обратной задачи АКОР // Научный вестник НГТУ. – Т. 56. – №3, 2014.
13. Степаньянц Г.А. Структура законов управления неустойчивыми объектами, оптимальных по критерию минимума интеграла от квадрата управляющего воздействия // Вестник Московского авиационного института. – 2012. – Т.19, №4. – с. 135-140
14. Пантелеев А.В., Яковлева А.А. Синтез H_{∞} регуляторов на конечном промежутке времени // Моделирование и анализ данных. – 2021. – Том 11. – № 1. – С. 5-19. DOI:10.17759/mda.202111010
15. H. Ozbay, “Stable H_{∞} Controller Design for the Longitudinal Dynamics of an Aircraft,” NASA Technical Memorandum 106847, February 1995.

16. Voicu, Serena Cristiana and Florentin Alin Butu. H-Infinity Design for Automatic Landing System // International Journal of Modeling and Optimization. – vol. 7, 2017. – pp. 173-178.
17. Сторожев С.А., Хижняков Ю.Н. Новый метод адаптации регулятора состояний с применением нечеткой логики // Труды МАИ. – 2021. – № 118. DOI: 10.34759/trd-2021-118-16.
18. Luo, J., Lan, E. (1995). Fuzzy Logic Controllers for Aircraft Flight Control. In: Fuzzy Logic and Intelligent Systems. International Series in Intelligent Technologies, vol 3. Springer, Dordrecht. https://doi.org/10.1007/978-0-585-28000-4_4
19. Troudet, Terry & Garg, Sanjay & Merrill, Walter. (1991). Neural network application to aircraft control system design // AIAA Paper 91-2715-CP.
20. Emami, Seyyed Ali & Castaldi, Paolo & Banazadeh, Afshin. Neural Network-based Flight Control Systems: Present and Future // Annual Reviews in Control, 2022.
21. Burken, J.J., Williams - Hayes, P., Kaneshige, J.T., and Stachowiak, S.J. (2006). Adaptive control using neural network augmentation for a modified F-15 aircraft. In 2006, 14th Mediterranean Conference on Control and Automation, 1–6. IEEE.
22. Mbikayi, Z., Efremov, A.V., & Efremov, E. (2020). Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 868.
23. Efremov, A.V., Mbikayi, Z. and Efremov, E.V., "Comparative study of different algorithms for a flight control system design and the potentiality of their integration with a sidestick." Aerospace, 8(10), p.290, 2021.

24. Tol, Henry & De Visser, Coen & Van Kampen, Erik-Jan & Chu, Q.P. (2013). Multivariate simplex spline based nonlinear dynamic inversion control of high-performance aircraft. AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference.
25. Ducard, Guillaume & Geering, Hans. (2008). Stability Analysis of a Dynamic Inversion Based Pitch Rate Controller for an Unmanned Aircraft. 2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS. 360-366. 10.1109/IROS.2008.4651117.
26. Колесников Е. Н., Сидорюк М. Е. Комбинация методов инверсной динамики и H_∞ -оптимизации в задаче управления пространственным движением самолета // Ученые записки ЦАГИ. – 2007. – №3-4.
27. Taherinezhad, Maryam & Ramirez-Serrano, Alejandro. (2023). NDI/INDI Control Scheme for Tilt-rotorcraft Unmanned Aircraft Systems. 10.11159/cdsr23.212.
28. Smeur, Ewoud & Chu, Q.P. & Croon, Guido. (2015). Adaptive Incremental Nonlinear Dynamic Inversion for Attitude Control of Micro Air Vehicles. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 39. 1-12. 10.2514/1.G001490.
29. Arterburn et al. “UH-60M Upgrade Fly-By-Wire Flight Control Risk Reduction using the RASCAL JUH-60A In-Flight Simulator.” (2008).
30. Tischler, Mark & Blanken, Chris & Cheung, Kenny & Swei, Sean & Sahasrabudhe, Vineet & Faynberg, Alexander. (2004). Optimization and Flight Test Results of Modern Control Laws for the UH-60 Black Hawk.
31. Harris, Jeffrey. (2018). F-35 Flight Control Law Design, Development and Verification. 10.2514/6.2018-3516.

32. Anuradha M. Annaswamy. Model reference adaptive control. Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, USA, 1999.
33. Ajel, A.R.; Humaidi, A.J.; Ibraheem, I.K.; Azar, A.T. Robust Model Reference Adaptive Control for Tail-Sitter VTOL Aircraft. *Actuators* 2021,10, 162.
34. Dydek, Zachary, Anuradha Annaswamy, and Eugene Lavretsky. Adaptive Control and the NASA X-15-3 Flight Revisited // *IEEE Control Systems Magazine*. – 30.3 (2010). – pp. 32–48.
35. Li, Y., Liu, X., He, Q. et al. L1 Adaptive Structure-Based Nonlinear Dynamic Inversion Control for Aircraft with Center of Gravity Variations // *Intell. Robot Syst* 106. – 4 (2022). <https://doi.org/10.1007/s10846-022-01691-4>.
36. V. Veleba, P. Pivonka, Adaptive Controller with Identification Based on Neural Network for Systems with Rapid Sampling Rates // *Proceedings of the 6th WSEAS Int. Conf. on NEURAL NETWORKS*, Lisbon, Portugal, June 16-18, 2005. – pp. 10-13.
37. Yang, S., Xi, L., Hao, J. et al. Aerodynamic-Parameter Identification and Attitude Control of Quad-Rotor Model with CIPHER and Adaptive LADRC. *Chin. J. Mech. Eng.* 34, 1 (2021). <https://doi.org/10.1186/s10033-020-00524-5>.
38. Lungu, Mihai & LUNGU, Romulus & ROTARU, Constantin. (2011). New Systems for Identification, Estimation and Adaptive Control of the Aircrafts Movement. *Studies in Informatics and Control*. 20. 273-284. 10.24846/v20i3y201108.
39. Живов Ю.Г., Мурзагалин Р.М. Обеспечение заданных характеристик продольного короткопериодического движения ЛА на основе идентификации аэродинамических характеристик. *Труды*

Московского физико-технического института, 2018, Том 10, №3.

40. Живов Ю.Г., Поединок А.М. Адаптивная система управления продольным движением самолета / Ученые записки ЦАГИ №5, Т. XLIII, 2012, с. 91-100.
41. Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles / A.V. Efremov, E.V. Efremov, M.S. Tiaglik, I. Kh Irgaleev, A.I. Shcherbakov, Z. Mbikayi // Acta Astronautica. – 2022. – p. 1 – 12.
42. Joseph Gaudio. Adaptive Flight Control in the Presence of Limits on Magnitude and Rate // IEEE Access. 2022.
43. Shengping Gong, Ziqi Xu, Lin Cheng, Xu Huang, Self-organizing model reference adaptive control for aircraft with enhanced persistent excitation // Aerospace Science and Technology. – Vol. 145. – 2024. – 108875, ISSN 1270-9638. – <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.108875>.
44. National Research Council. 1997. Aviation Safety and Pilot Control: Understanding and Preventing Unfavorable Pilot-Vehicle Interactions. Washington, DC: The National Academies Press. doi: 10.17226/5469.
45. McRuer, D., (1995), Pilot Induced Oscillations and Human Pilot Behavior, NASA CR-4386, Edwards, CA, USA: NASA Dryden Flight Research Center.
46. Klyde D., Mitchell D. Investigating the role of rate limiting in pilot-induced oscillations // J. of Guidance, Control, and Dynamics. 2004. Vol. 27, no. 5. P. 804–813.
47. L. Rundqwist and R. Hillgren, “Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen,” AIAA paper 96-3368, 1996.

48. Hanley, James G. A Comparison of Nonlinear Algorithms to Prevent Pilot Induced Oscillations caused by Actuator Rate Limiting // Master's Thesis, AFIT/GAE/ENY/03-4, 2003, Wright Patterson AFB, Dayton OH.
49. Ефремов А.В., Щербаков А.И., Корзун Ф.А., Проданик В.А. Перспективные средства подавления явления раскачки самолета летчиком. Вестник Московского авиационного института, 2022, Том 29, №1.
50. Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных заведений / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др.; под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Машиностроение, 2011.
51. Field, E. (1995), Flying Qualities of Transport Aircraft: Precognitive or Compensatory? // PhD Thesis, Cranfield University, Cranfield, UK.
52. R. Steffensen, A. C. Steinert, Z. Mbikayi, S. Raab, J. Angelov, F. Holzapfel. Filter and sensor delay synchronization in incremental flight control laws // Aerospace Systems. – Vol. 6, 2023.
53. C. Kamali, A.A. Pashilkar., and J.R. Raol. Real-time Parameter Estimation for Reconfigurable Control of Unstable Aircraft // Defense Science Journal. – Vol. 57. – No. 4. – July 2007. – pp. 381-391.
54. Morelli, E. A., Real-Time Aerodynamic Parameter Estimation Without Air Flow Angle Measurements // Journal of Aircraft. – Vol. 49. – No. 4. – July–Aug. 2012. – pp. 1064–1074.
55. Grauer, J. A., and Boucher, M. J. Real-Time System Identification of Flexible Aircraft // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. – AIAA Paper 2018-3155. – June 2018.
56. AC 25-7B, Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes.
57. Interstate aviation committee. RRJ-95B RA-89098 Interim Report.

58. National Research Council. 1997. Aviation Safety and Pilot Control: Understanding and Preventing Unfavorable Pilot-Vehicle Interactions. Washington, DC: The National Academies Press. doi: 10.17226/5469.
59. Отчет о НИР «Разработка алгоритмов для комплексной системы управления, обеспечивающих заданные пилотажные характеристики перспективных вертолетов», договор от 16.05.2024, №64200-01130/ИЦВ-24-0896-48, Москва, 2024 г.
60. Aeronautical design standard handling qualities requirements for military aircraft. ADS – 33E–RPF, March 2000
61. Cooper, George E.; Harper, Robert P., Jr. (April 1969). The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities (Technical report). NASA. NASA TN D-5153.