Московский Государственный Технический Университет им. Н. Э. Баумана

Домашнее задание по курсу

«Расчет и проектирование систем стабилизации ЛА»

Вариант 3211223

Выполнил: студент гр. ИУ1- 92 Созаев И.С.

Проверил: Евстифеев В. В

Москва 2010-2011 г.

**Содержание**

Техническое задание. Технические требования, предъявляемые к системе стабилизации ЛА. Исходные данные.

Введение

[1 Динамическая модель ЛА. 6](#_Toc105215359)

[2 Структурный синтез системы стабилизации ЛА. 10](#_Toc105215360)

[3 Структурные схемы системы стабилизации ЛА. Описание работы системы стабилизации ЛА. 10](#_Toc105215361)

[4 Рулевой привод ЛА. 11](#_Toc105215362)

[4.1 Предварительный параметрический синтез системы стабилизации ЛА с использованием МСК. 11](#_Toc105215363)

[4.2 Выбор типа рулевого привода. 14](#_Toc105215364)

[4.3 Определение динамических и статических показателей рулевого привода. 16](#_Toc105215365)

[4.4 Расчёт рулевой машинки. 17](#_Toc105215366)

[4.4.1 Структурная схема нагруженной рулевой машинки. 17](#_Toc105215367)

[4.4.2 Определение статической составляющей угла отклонения руля ЛА . 18](#_Toc105215368)

[4.4.3 Определение статической составляющей угла отклонения руля ЛА . 18](#_Toc105215369)

[4.4.4 Определение динамических составляющих угла отклонения руля ЛА  и . 19](#_Toc105215370)

[4.4.5 Определение параметров рулевой машинки. 21](#_Toc105215371)

[4.4.6 Оценка энергетических параметров рулевой машинки. 21](#_Toc105215372)

[5 Параметрическая оптимизация внутреннего контура системы стабилизации ЛА с ДГ. 23](#_Toc105215373)

[6 Параметрический синтез системы стабилизации ЛА с использованием ЛЧХ. 26](#_Toc105215374)

[7 Моделирование системы стабилизации ЛА и оценка её качественно - точностных показателей. 27](#_Toc105215375)

[7.1 Режим стабилизации. 27](#_Toc105215376)

[7.2 Режим наведения. 28](#_Toc105215377)

[7.3 Моделирование системы стабилизации с учётом нелинейностей рулевого привода. 28](#_Toc105215378)

[8 Выводы. 29](#_Toc105215379)

**Техническое задание.**

Рассчитать систему стабилизации в продольной плоскости статически устойчивого ЛА для двух режимов полёта – максимальной () и минимальной () скоростей. Наведение ЛА на цель осуществляется по методу пропорциональной навигации.

**Технические требования.**

Система стабилизации должна удовлетворять следующим техническим требованиям:

Система стабилизации должна быть устойчивой и иметь:

* запасы устойчивости по амплитуде ;

по фазе ;

* быстродействие ;
* показатель колебательности ;
* статическую ошибку по угловой скорости тангажа ;

по нормальному ускорению .

**Исходные данные.**

Летательный аппарат:

* аэродинамическая схема – нормальная;
* режим полёта – горизонтальный на заданной высоте ;
* скорость полёта ;



* масса ;
* площадь крыла ;
* САХ крыла ;
* мидель корпуса ;



* момент инерции ;
* максимальный шарнирный момент ;
* тяга двигательной установки ;
* допустимая перегрузка ЛА ;
* максимальный возмущающий момент ;
* параметры стандартной атмосферы приведены в таблице 1;
* изменение аэродинамических коэффициентов ЛА в зависимости от числа *М* приведено в таблице 2.

Система стабилизации:

* время полёта ЛА ;
* коэффициенты передачи измерительных устройств:
  + дифференцирующего гироскопа ;
  + датчика линейных ускорений ;
* динамика рулевого привода (РП) описывается колебательным звеном:
  + коэффициент передачи обратной связи РП ;
  + коэффициент передачи кинематической передачи ;
  + коэффициент передачи ЭМП ;
  + коэффициент запаса по шарнирному моменту ;
* давление рабочего тела, подаваемого от источника питания на рулевую машинку:
  + пневматическую ;
  + гидравлическую ;
  + на горячем газе ;
* питание электрической рулевой машинки – от бортовой сети постоянного тока ;
* момент трения подвижных частей РП ;
* максимальный управляющий сигнал системы наведения .

Таблица 1. Параметры стандартной атмосферы.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  | 10 | 15 | 20 |
|  | 0,414 | 0,195 | 0,089 |
|  | 299,45 | 295,07 | 295,07 |

Таблица 2. Аэродинамические коэффициенты ЛА.

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |
| 1,0 | 2,08 | 1,5 | 0,19 | 0,25 |
| 1,2 | 2,16 | 1,57 | 0,25 | 0,32 |
| 1,4 | 2,22 | 1, 6 | 0,3 | 0,35 |
| 1,6 | 2,22 | 1,6 | 0,36 | 0,35 |
| 1,8 | 2,15 | 1,5 | 0,41 | 0,33 |
| 2,0 | 2,05 | 1,4 | 0,4 | 0,29 |
| 2,2 | 1,9 | 1,31 | 0,35 | 0,26 |
| 2,4 | 1,7 | 1,24 | 0,32 | 0,23 |
| 2,6 | 1,56 | 1,17 | 0,29 | 0,22 |
| 2,8 | 1,47 | 1,08 | 0,27 | 0,21 |
| 3,0 | 1,4 | 1,0 | 0,25 | 0,2 |
| 3,2 | 1,33 | 0,92 | 0,23 | 0,19 |
| 3,4 | 1,28 | 0,85 | 0,215 | 0,18 |
| 3,6 | 1,24 | 0,79 | 0,20 | 0,178 |
| 3,8 | 1,21 | 0,75 | 0,195 | 0,175 |

Таблица 3. Сводная таблица исходных данных.

| Параметр | Размерность | Значение | Примечание |
| --- | --- | --- | --- |
|  | *км* | 10 |  |
|  | *м/с* | 800 | режим I |
|  | *м/с* | 400 | режим II |
|  | *кг* | 90 |  |
|  | *м2* | 0,4 |  |
|  | *м* | 0,6 |  |
|  | *кг⋅м2* | 18 |  |
|  | *Н⋅м* | 40 |  |
|  | *Н* | 3000 |  |
|  | *Н⋅м* | 240 |  |
|  | *«g»* | 7 |  |
|  | *м/с2* | 2,5 |  |
|  | *рад/с* | 0,02 |  |
|  | *с* | 15 |  |
|  | *В/град⋅с-1* | 0,09 |  |
|  | *В/м⋅с-2* | 0,3 |  |
|  | *В/град. руля* | 0,5 |  |
|  | *рад руля/м* | 17,45 |  |
|  | *рад СТ/А* | 20 |  |
|  |  | 1,2…1,5 | Принято 1,2 |
|  | *В* | 4,5 |  |

**Введение**.

Система автоматической стабилизации (ССТ) является одной из основных частей системы управления полётом и предназначена для стабилизации и управления угловым движением летательного аппарата (ЛА). Основное назначение ССТ заключается в улучшении устойчивости и управляемости ЛА. В беспилотных ЛА ССТ обеспечивает правильность выдачи сигналов управления при самонаведении и телеуправлении по двум каналам наведения.

ССТ представляет собой единую пространственную систему. Однако в процессе проектирования её принято разделять на три составные части: по каналам крена, тангажа и рыскания. Между этими каналами существуют аэродинамические и инерционные перекрёстные связи. Большое влияние ССТ оказывает на уменьшение перекрёстных связей между каналами и повышение точности наведения ЛА.

Качество ССТ определяется способностью парирования внешних возмущений и степенью влияния переменности параметров ЛА на динамические процессы отработки углов крена, тангажа и рыскания.

ССТ строятся по принципу следящих систем на основе отрицательных обратных связей (ОС). Замкнутая система должна быть устойчивой и хорошо демпфированной. Для корректной работы системы следует выбирать частоту среза ССТ в несколько раз (обычно более чем в 3 раза) выше частоты системы наведения. Однако следует иметь в виду, что слишком широкая полоса пропускания приводит к увеличению уровня шумов на выходе, и, как следствие, возрастают динамические ошибки.

Поскольку ССТ работает в двух режимах: режим стабилизации и режим отработки сигнала управления, то расчёт следует вести для каждого режима в отдельности. Кроме того, поскольку ЛА описывается в общем случае нелинейными нестационарными уравнениями, то после линеаризации уравнений возникает необходимость проведения независимых расчётов для нескольких характерных режимов полёта ЛА.

# Динамическая модель ЛА.

Уравнения движения ЛА являются нелинейными нестационарными уравнениями высокого порядка. Их анализ весьма затруднителен, поэтому примем ряд допустимых упрощений, позволяющих проводить анализ динамики ЛА и синтез ССТ.

Поскольку рассматриваемый ЛА представляет собой ракету типа «Воздух-воздух», обладающую относительно малым удлинением, то его можно рассматривать как абсолютно жёсткое тело (упругими колебаниями ЛА пренебрегаем). В этом случае движение ЛА описывается уравнениями движения центра масс ЛА; уравнениями движения вокруг центра масс; кинематическими уравнениями вращательного движения и движения центра масс ЛА, а также уравнениями связи [1].

Далее проводят линеаризацию указанных уравнений, при этом, считая параметры опорного режима известными (их в частности можно получить, решая численными методами исходную систему нелинейных уравнений). В ходе линеаризации учитывают только первые производные ряда Тейлора. При этом, с целью упрощения получаемых линеаризованных уравнений, обычно принимают следующие допущения:

Предполагают углы атаки и рыскания опорного режима малыми, что позволяет избавиться от тригонометрических функций углов.

Предполагают, что составляющие угловой скорости вращения ЛА в невозмущённом полёте малы. Это позволяет не рассматривать слагаемые содержащие эти переменные.

Предполагают, что в невозмущённом движении боковые кинематические параметры и углы отклонения органов управления боковым движением являются достаточно малыми величинами.

В результате система линеаризованных уравнений движения ЛА распадётся на две независимые подсистемы: первая определяет продольное возмущённое движение ЛА, а вторая боковое возмущённое движение.

Поскольку перед нами поставлена задача разработки ССТ для продольного канала, далее будем рассматривать только уравнения продольного возмущённого движения ЛА. Этот тип движения разлагается на быстрое (быстро затухающее) и медленное (медленно затухающее) составляющие движения. Медленное движение является либо колебательным с большим периодом, либо апериодическим с большой постоянной времени. У ЛА с автоматической системой управления этап медленного движения обычно не успевает развиться. Объясняется это тем, что ССТ реагирует на изменение кинематических параметров в медленном движении соответствующими отклонениями органов управления, после чего возникает новое возмущённое движение. Таким образом, допустимым является рассмотрение только первого этапа возмущённого движения – быстрого движения.

Дальнейшее упрощение уравнений продольного движения связано с отбрасыванием слагаемого учитывающего влияние силы тяжести на возмущённое движение аппарата. Для манёвренных ЛА с малой нормальной силой, создаваемой органами управления, коэффициентами, содержащими нормальную силу, пренебрегают.

После проведения всех вышеуказанных упрощений получим следующую систему уравнений продольного движения:

 (1)

Здесь

 (2)

Параметры определяются по таблице 2 в зависимости от режима полёта; скоростной напор рассчитывается по следующей формуле:



.

К системе (1) применим преобразование Лапласа и получим передаточную функцию (ПФ) ЛА от  до :

, где (3)

 (4)

По приведённым формулам произведём расчёт параметров ЛА для двух режимов. Результаты занесём в таблицу 4.

Таблица 4. Сводная таблица результатов.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Параметр | Размерность | Значение  Режим полета | |
| I (Vmax) | II (Vmin) |
|  |  | 2,67 | 1,35 |
|  | *Н / м2* | 132480 | 33120 |
|  | *рад-1* | 1,52 | 2,19 |
|  |  | 1,15 | 1,58 |
|  | *рад-1* | 0,29 | 0,27 |
|  | *рад-1* | 0,22 | 0,34 |
|  | *с-1* | 1,52 | 1,05 |
|  | *с-2* | 512 | 119 |
|  | *с-2* | 388 | 150 |
|  | *кг -1⋅м -2* | 0,06 | 0,06 |
|  | *с-1* | 1,16 | 0,89 |
|  | *с-1* | 0,88 | 1,11 |
|  | *дБ* | 1,15 | 0,93 |
|  | *с* | 0,86 | 1,12 |
|  | *с-1* | 1,16 | 0,89 |
|  |  | 0,06 | 0,05 |
|  | *с* | 0,044 | 0,09 |
|  | *с-1* | 22,7 | 10,9 |
|  |  | 1,35 | 1,03 |
|  | *м / с-2* | 704 | 444 |
|  | *дБ* | 56,95 | 52,9 |
|  |  | 0,06 | 0,08 |

Для 1 режима:

;

для 2 режима:

.

На рис. 1, 2 приведены частотные характеристики вышеприведённых ПФ ЛА для двух режимов.

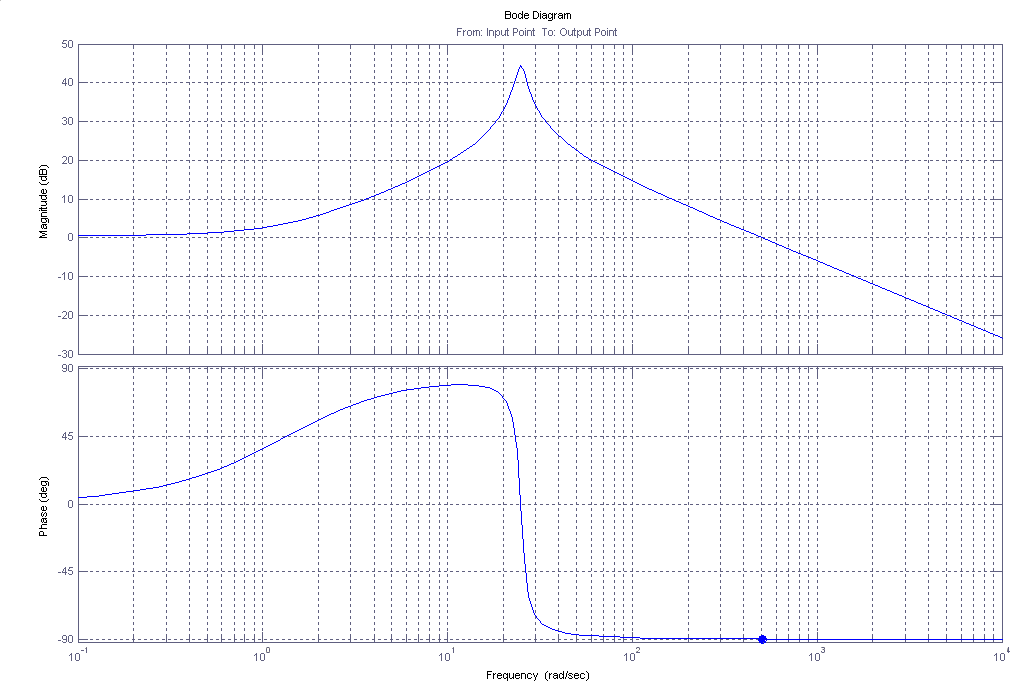
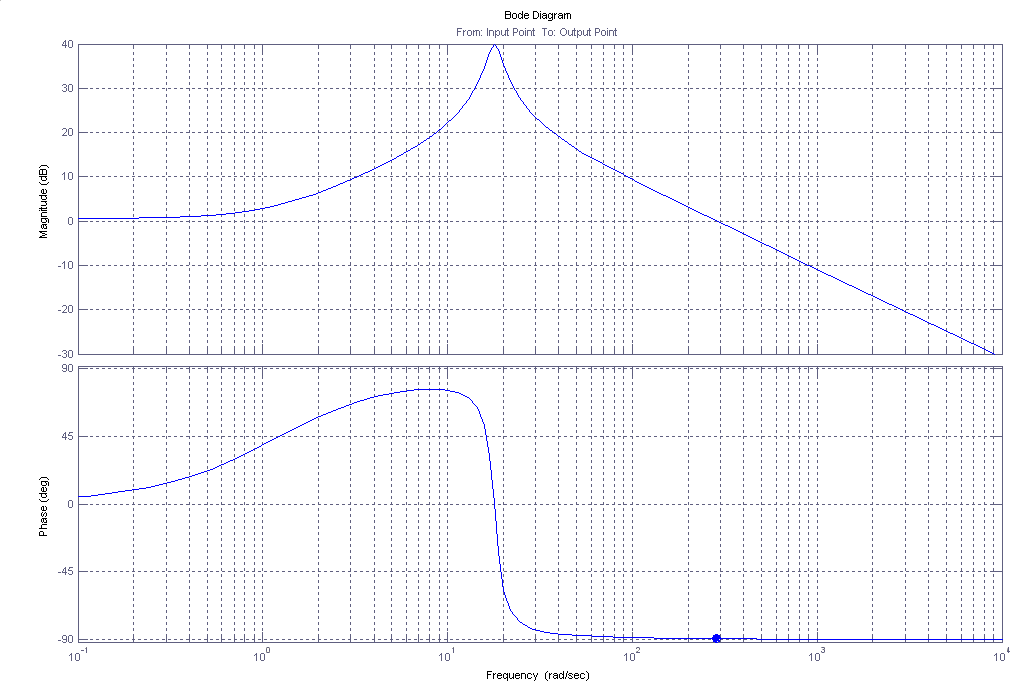


Рис. 1

ЛАЧХ и ЛАФЧХ ЛА для 1 режима.

Рис. 2

ЛАЧХ и ЛАФЧХ ЛА для 2 режима.



# Структурный синтез системы стабилизации ЛА.

Кук уже отмечалось ранее, ССТ строятся на основе принципа ОС. Поскольку наведение ЛА на цель осуществляется по методу пропорционального наведения, то необходимо охватить объект отрицательной ОС по угловой скорости тангажа (). Помимо этого, поскольку на ССТ продольного канала возлагается задача управления нормальными перегрузками, необходимо также использовать ОС по нормальной перегрузке. (На Рис. 3 приведена функциональная схема ССТ).

Для организации ОС требуется наличие в системе измерителей, логико-корректирующих устройств, суммирующих устройств и исполнительных механизмов.

В качестве измерителей в системе будем использовать дифференцирующий гироскоп (ДГ) для измерения угловой скорости тангажа, и датчик линейных ускорений (ДЛУ) для измерения вертикальной составляющей нормальной перегрузки.

Логико-корректирующие устройства используются для сглаживания сигналов измерителей, необходимого усиления сигналов и реализации алгоритма управления. В нашем случае используется 3 корректирующих устройства (КУ1, 2, 3). Первое располагается после ДЛУ, выполняет усиление сигнала от измерителя до требуемого уровня, и производит его фильтрацию. Второе располагается после ДГ. Поскольку сигнал от ДГ имеет низкий уровень шумов, КУ2 необходим только для достижения требуемого усиления сигнала. Третий КУ является предусилителем и служит для согласования сигнала ошибки с исполнительным устройством.

Сумматоры строятся на основе операционных усилителей (либо представляются в виде части алгоритма при использовании в ССТ ЦВМ). При синтезе ССТ следует следить за тем, чтобы уровни суммируемых сигналов были одного порядка.

Исполнительное устройство представляет собой рулевой привод (РП) с кинематической передачей (КП), служащей для сопряжения выходного движения привода (обычно линейного) с перемещением аэродинамических органов управления ЛА.

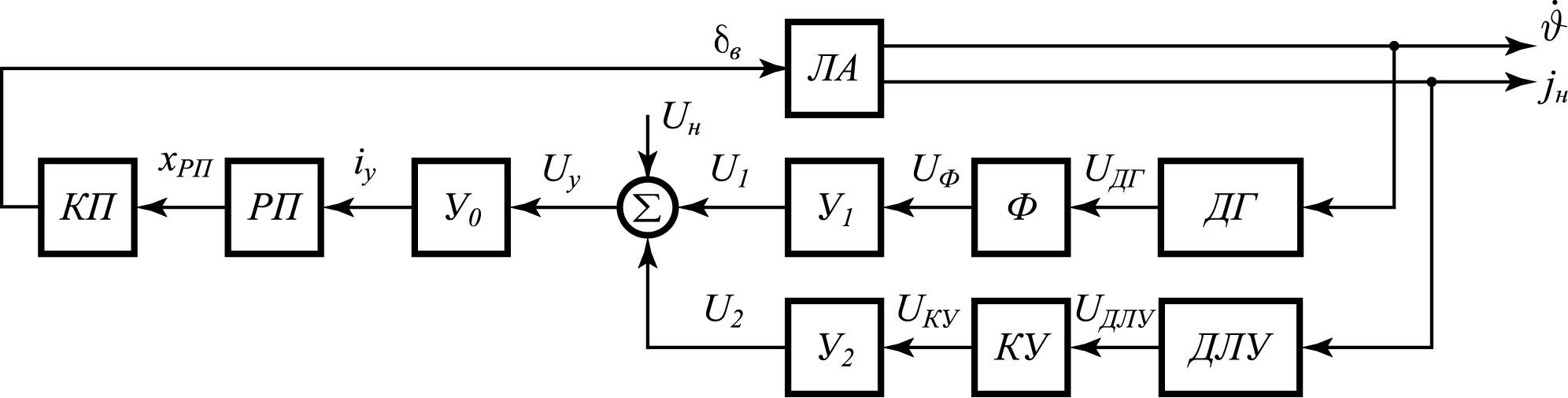


Рис. 3

Функциональная схема ССТ.

# Структурные схемы системы стабилизации ЛА. Описание работы системы стабилизации ЛА.

В процессе полёта ССТ работает в двух режимах: режим наведения и режим стабилизации. Каждый из этих режимов обладает своими особенностями: в режиме стабилизации системой отрабатываются возмущающие воздействия со стороны окружающей среды; в режиме наведения происходит отработка сигнала управления. Поэтому возникает необходимость проводить расчёт для каждого случая отдельно.

Для режима стабилизации возмущающий момент пересчитывают на эквивалентное отклонения руля, и подают непосредственно на ПФ ЛА. При этом сигнал управления не рассматривают.

В режиме наведения входным воздействием является сигнал управления. Разность сигнала управления и сигнала ОС образует сигнал ошибки, который после усиления, в качестве управляющего сигнала, подаётся на рулевой привод.

Структурные схемы ССТ для каждого режима представлены на рис. 4 и 5. При построении структурных схем, для упрощения, будем рассматривать КУ1 и ДЛУ; КУ2 и ДГ; КУ3, РП, КП едиными передаточными функциями.

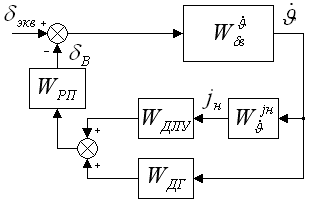
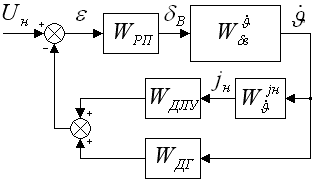


Рис. 4

Структурная схема ССТ

в режиме наведения.

Рис. 5

Структурная схема ССТ

в режиме стабилизации.

Для получения нормальной перегрузки из угловой скорости тангажа используется ПФ

.

Поскольку постоянные времени измерителей значительно меньше постоянных времени ЛА и РП, то будем рассматривать ПФ ДГ и ДЛУ как безынерционные звенья:

;

.

Динамику РП (и включённой в него кинематической передачи) будем описывать колебательным звеном:

.

# Рулевой привод ЛА.

## Предварительный параметрический синтез системы стабилизации ЛА с использованием МСК.

В предыдущем параграфе были получены структурные схемы и вид ПФ ССТ. Произведём расчёт недостающих параметров ПФ системы методом стандартных коэффициентов (МСК). Поскольку для большинства реальных устройств, использующихся на борту (привод, ДЛУ, ДГ) затруднительна перестройка параметров, расчёт проведём только для наиболее тяжёлого режима: режима наведения с максимальным скоростным напором, и полученные значения параметров будем использовать для всех режимов полёта.

Запишем выражение для ПФ системы Рис. 4 от управляющего сигнала до нормальной перегрузки:

. (5)

В выражение (5) подставим ранее полученные ПФ, и произведём упрощения:



, где (5’)

;

;

;

;

;

;

. (6)

Суть МСК заключается в следующем. Между характером переходной и передаточной функцией системы существует вполне определённая связь [3]. Вид переходной функции определяется значением корней ПФ. Для любой конкретной формы передаточной функции может быть найдено некоторое «оптимальное» распределение нулей и полюсов, при котором переходная функция будет наиболее благоприятной с точки зрения динамики рассматриваемой системы. Каждому такому оптимальному распределению нулей и полюсов соответствует вполне определённое значение коэффициентов полиномов числителя и знаменателя ПФ, которое называется стандартным.

Зададим стандартную (требуемую) ПФ для рассматриваемой замкнутой системы (5’). Поскольку исходная система 4-го порядка, порядок стандартной ПФ будет также равен 4:

. (7)

Значения коэффициентов , ,  определяют вид переходного процесса, в то время как значение  связано с длительностью переходного процесса.

Исходя из требований к динамики ССТ, выберем следующие значения приведённых коэффициентов:

;

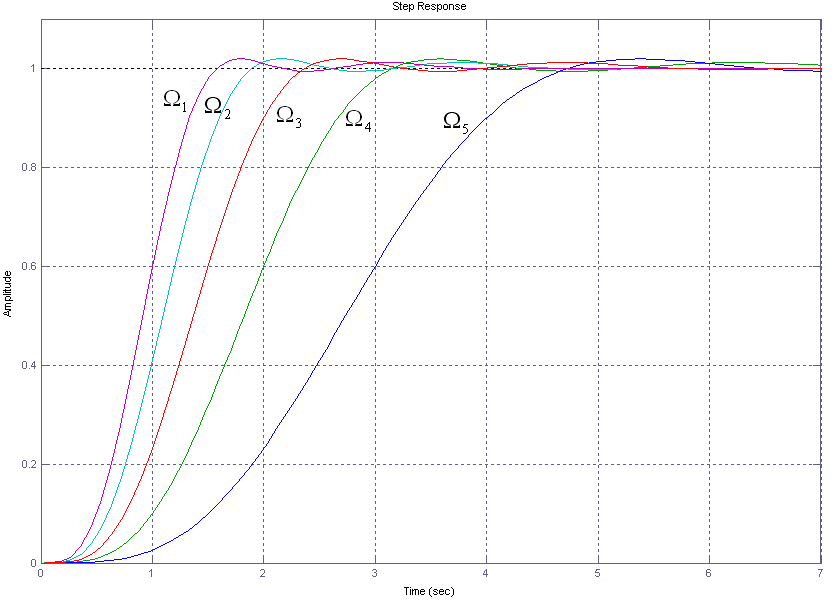
;

.

На Рис. 6 приведены переходные процессы, полученные для заданных коэффициентов , , , при различных .

Рис. 6

Переходные процессы для стандартной ПФ при различных .



Выбранные стандартные ПФ обладают малым перерегулированием и невысокой колебательностью.

Преобразуем выражение (5’) к стандартному виду:

, где (8)

; (9)

;

;

;

.

Приняв в дальнейших вычислениях

,

,

,

из сравнения выражений (7) и (8) получим:

; (10)

; (11)

; (12)

. (13)

Выражения (6),(10)-(13) образуют сист

ему из 5 уравнений с 6 неизвестными (, , , , , ). Это позволяет нам задаться одним из параметров при решении указанных уравнений.

Из полученной системы выразим неизвестные переменные:

из (10):

; (14)

из (11) и (10):

; (15)

из (12):

; (16)

из (13):

; (17)

из (6):

. (18)

Для получения численного значения параметров системы следует выбрать рулевой привод, использующийся в системе.

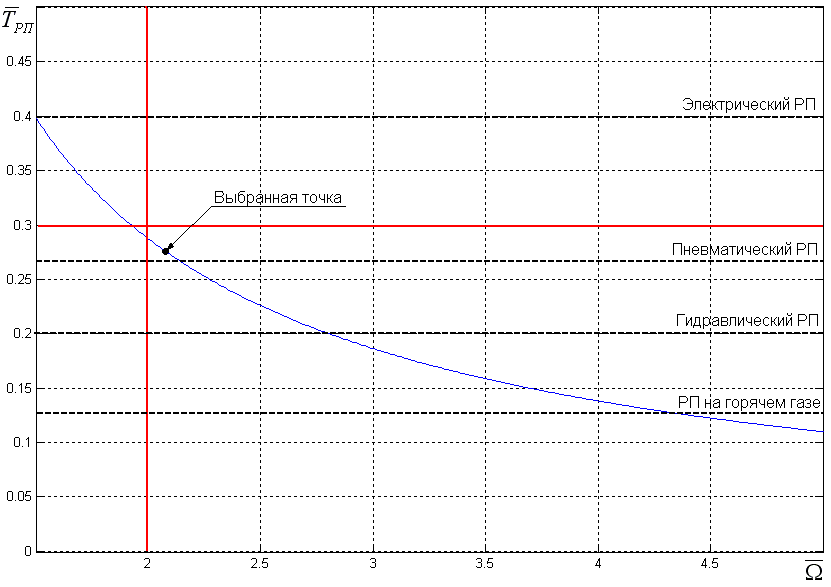
## Выбор типа рулевого привода.

Для выбора типа РП необходимо построить график зависимости относительной постоянной времени РП от  (15) –  (см. Рис. 7):

.

Рис. 7

Зависимость .



На рассматриваемый график наносятся следующие ограничения:

Исходя из требуемого соотношения постоянных времени ЛА и РП, задаётся ограничение .

Согласно имперически полученному соотношению между постоянными времени ЛА и ССТ, необходимо выбирать .

Предельные значения постоянных времени приводов, использующихся в ЛА в настоящее время, имеют следующие значения:

для электрических РП – ;

для пневматических РП – ;

для гидравлических РП – ;

для РП на горячем газе – .

Соответствующие им относительные постоянные времени равны:

для электрических РП – ;

для пневматических РП – ;

для гидравлических РП – ;

для РП на горячем газе – .

Полученные значения нанесём на Рис. 7.

Далее, с учётом вышеприведённых ограничений, на Рис. 7 выбираем точку, соответствующую желаемому быстродействию РП. При этом следует учитывать, что с уменьшением значения  увеличивается полоса пропускания привода, и как следствие возрастает уровень шумов на выходе кинематической передачи. Таким образом, выбранная точка имеет координаты:

;

.

В ЛА будем использовать *пневматический привод,* поскольку по своим возможностям он удовлетворяет требуемому быстродействию.

## Определение динамических и статических показателей рулевого привода.

Из сопоставления (7) и (8) получим

.

Здесь  – согласующий коэффициент. Поскольку установившееся значение стандартной ПФ равно единице, а установившееся значение ПФ ССТ (8) при подаче на вход максимального напряжения управления не должно превышать допустимую нормальную перегрузку, то

.

Таким образом, с учётом (9) получим:

, или

.

Отсюда

.

По формулам (14)–(18) определим значения оставшихся параметров ССТ:

;

;

;

.

Таким образом, с учётом полученных параметров, выражение ПФ выбранного привода примет вид:

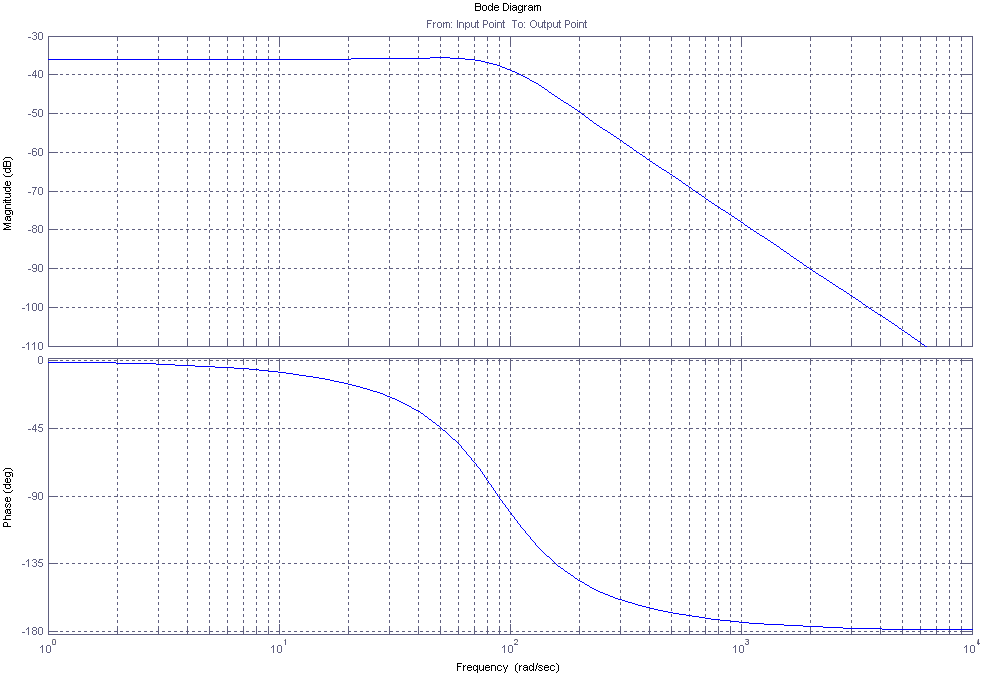
.

На Рис. 8 приведена ЛЧХ РП.

Результаты моделирования синтезированной ССТ для обоих режимов полёта приведены в §7 (ЛЧХ и переходные функции (ПХ)).

Рис. 8

ЛАЧХ РП.



## Расчёт рулевой машинки.

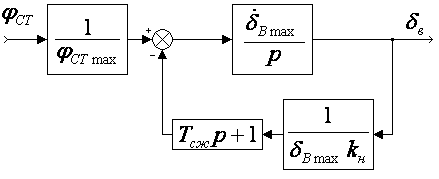
### Структурная схема нагруженной рулевой машинки.

В предыдущем параграфе обосновано выбран пневматический привод. Будем использовать однокаскадный привод с распределителем типа «струйная трубка». Указанный тип привода обладает не высоким КПД, но очень прост и надёжен, что имеет большое значение для беспилотных ЛА одноразового использования (ракет класса воздух-воздух).

Для проведения расчётов используем упрощенную линеаризованную модель нагруженной пневматической рулевой машинки (РМ). Структурная схема РМ представлена на Рис. 9.

Рис. 9

Структурная схема РМ.



Здесь

 – угол разворота струйной трубки относительно нейтрального положения;

 – максимальное значение угла разворота струйной трубки;

 – максимальное значение угла поворота руля;

 – максимальное значение скорости поворота руля;

 – Коэффициент запаса по нагрузке;

 – постоянная времени, обуславливающая динамику РМ из- за сжимаемости рабочего тела.

Согласно приведённой схеме запишем ПФ РМ:



, где (19)

; . (19’)

Для определения параметров ПФ РМ необходимо определить значения угла и скорости отклонения руля.

### Определение статической составляющей угла отклонения руля ЛА .

При помощи структурной схемы Рис. 4 составим ПФ :

, (20)

здесь символом «~» обозначены небезынерционные части ПФ, т.е. ПФ без учёта коэффициента передачи.

Выражение (20) позволяет легко определить установившееся значение положения руля под действием сигнала управления:

.

### Определение статической составляющей угла отклонения руля ЛА .

Найдём эквивалентное отклонение руля, соответствующее действию заданного возмущающего момента:

.

При помощи структурной схемы Рис. 5 составим ПФ :

, (21)

Таким образом, учитывая (21), получим:



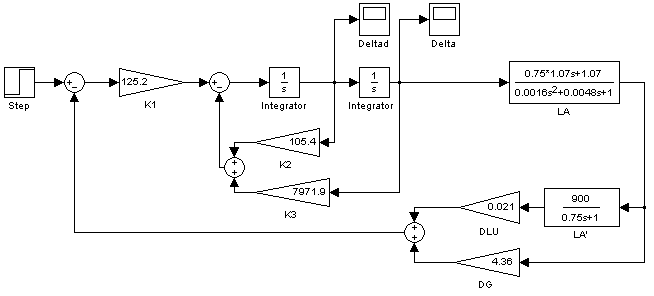
.

### Определение динамических составляющих угла отклонения руля ЛА и .

Для определения динамических составляющих угла отклонения руля произведём моделирование при помощи пакета Matlab 6.5. Структурная схема для моделирования составлена на основе Рис. 4, и приведена на Рис.10. В ней ПФ привода представлена через интеграторы.

Рис. 10

Структурная схема для моделирования РП.



Моделирование проводится при максимальном значении входного сигнала (управления). Переходные процессы  и  снятые в точках после интеграторов, приведены на Рис.11, 12.

По графикам определяем максимальные значения  и :

;

.

Для линейной модели РП справедлив принцип суперпозиции:

, где (22)

 – отклонение руля (суммарное);

 – динамическая составляющая отклонения руля;

 – реакция руля на возмущения;

 – отклонение руля при отработки сигнала управления.

Для большинства ЛА последние два слагаемых выражения (22) изменяются медленно, поэтому в расчётах их будем полагать стационарными величинами, равными их установившимся значениям. Т.е.:

;

.

Таким образом, максимальное значение отклонения руля

,

и при этом считаем

.

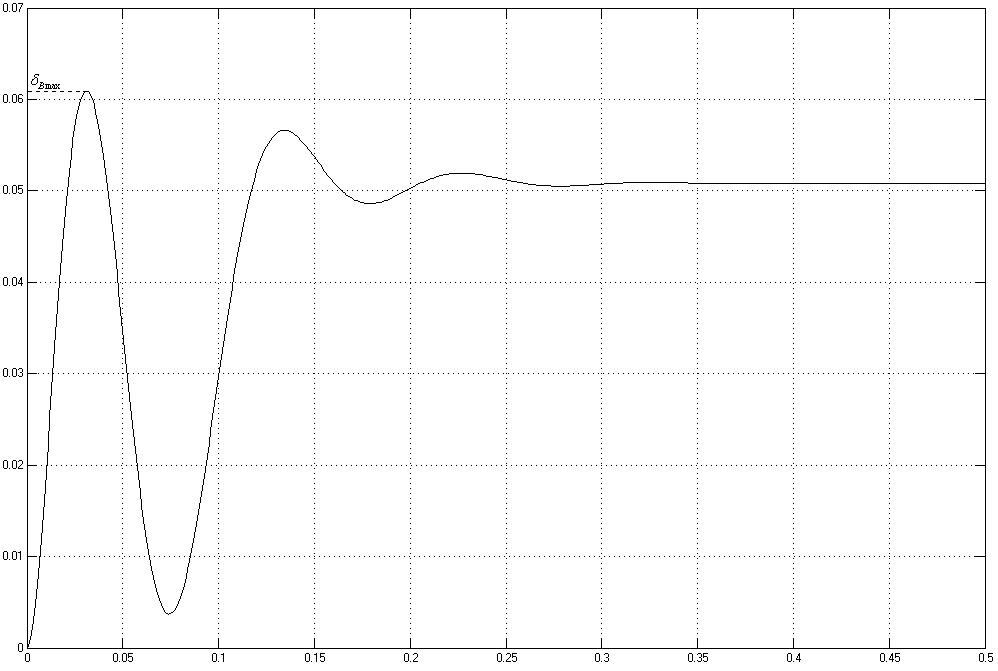


Рис. 11

Переходный процесс ******.

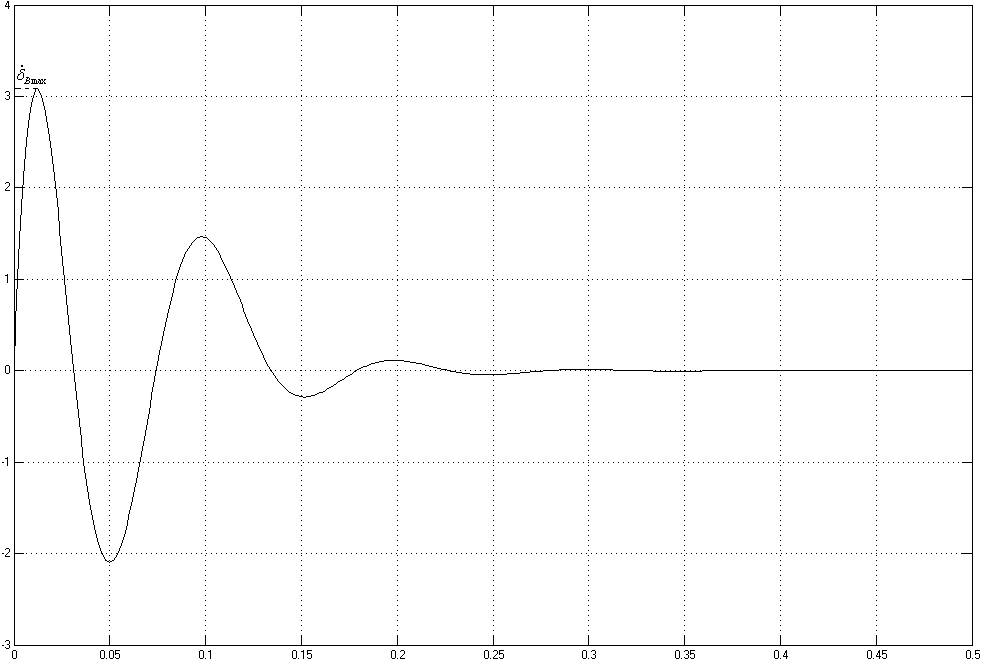


Рис. 12

Переходный процесс ******.

### Определение параметров рулевой машинки.

Как было показано в пункте 4.4.1, РМ описывается апериодическим звеном. Определим согласно формулам (19’) параметры ПФ РМ:

.

Характерной особенностью ЛА данного класса является относительно небольшой коэффициент запаса по нагрузке (), поэтому выберем значение

.

Величину хода струйной трубки выберем равной

.

Тогда

.

, где

для пневматических РМ

, где

 – показатель адиабаты. В качестве рабочего тела используем сжатый воздух (). Таким образом,

;

;

.

### Оценка энергетических параметров рулевой машинки.

Приведём основные параметры нагрузки к штоку РМ

Максимальное перемещение штока.

.

Максимальная скорость штока.

Скорость нагрузки, приведённая к штоку:

.

Максимальная скорость штока РМ (с учётом коэффициента запаса):

.

Максимальный момент РМ.

Максимальный момент нагрузки:

.

Максимальный момент РМ:

, где

 – КПД кинематической передачи. Тогда

.

Для пневматических РМ механическая характеристика нелинейная и хорошо аппроксимируется эллипсом. В этом случае для обеспечения охвата механической характеристикой нагрузочную характеристику (необходимое условие работоспособности системы) следует брать следующие значения энергетических параметров РМ:

Требуемое максимальное поступательное усилие:

.

Скорость перемещения штока при холостом ходу:

.

Требуемая максимальная мощность РМ:

.

На основе полученных параметров запишем уравнение аппроксимированной механической характеристики (см. также Рис. 13):

.

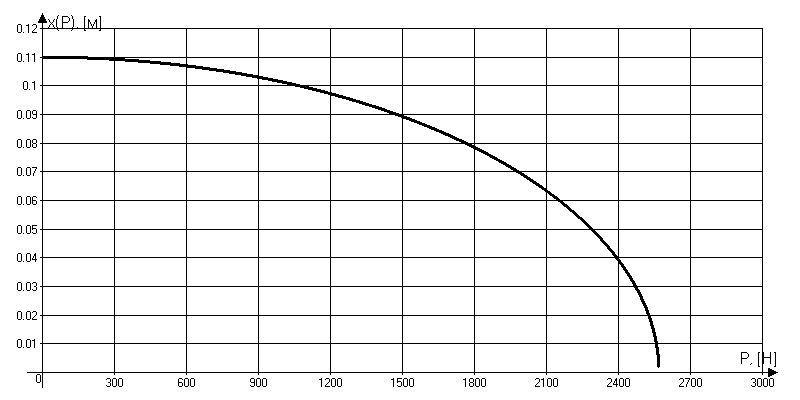


Рис. 13 а

Механическая характеристика РМ.



Построим зависимость *Nрм* от Р:



*Рис. 13 б. Мощностная характеристика РМ*

Рассчитаем аккумулятор сжатого воздуха.

Запас энергии определяется по следующей формуле:

, где

 – КПД РМ. Обычно, для пневматических РМ ;

 – КПД аккумулятора давления. Обычно . Тогда

.

Объём шар-балона:

.

Диаметр шар-балона:



Мидель корпуса рассматриваемого ЛА равен: . Таким образом, рассчитанный аккумулятор давления по своим геометрическим размерам удовлетворяет техническому заданию (удовлетворяет требованиям компоновки).



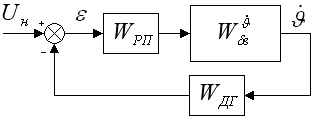
# 

# Параметрическая оптимизация внутреннего контура системы стабилизации ЛА с ДГ.

Произведём параметрическую оптимизацию замкнутого контура демпфирования (Рис. 14) по критерию минимума  для обеспечения хороших демпфирующих свойств ЛА. При этом контур с ДЛУ рассматривать не будем.

Рис. 14

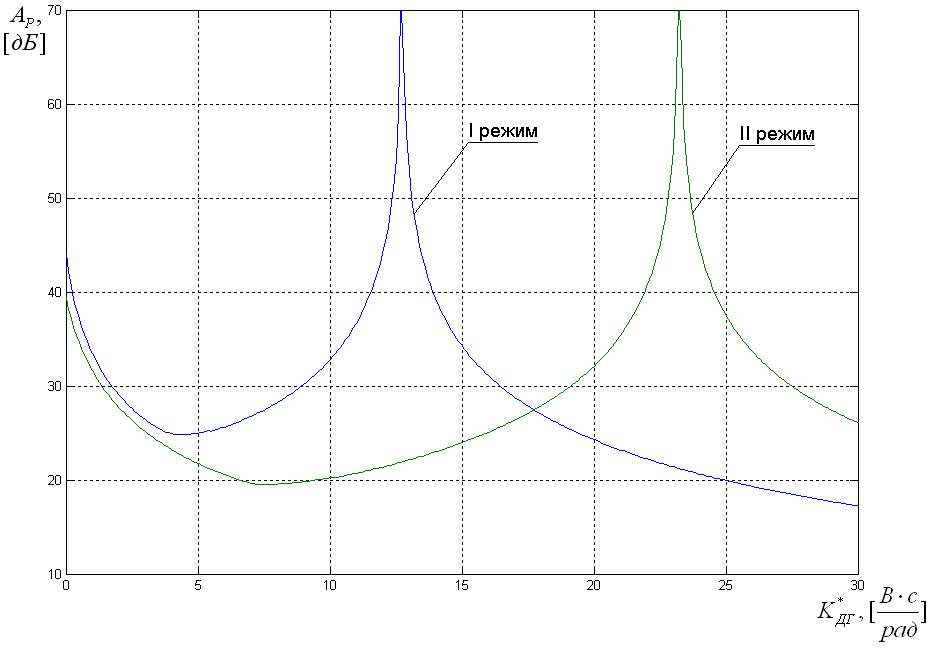
Структурная схема контура демпфирования ССТ.



При помощи пакета Matlab 6.5 построим зависимость относительной высоты резонансного пика  частотной характеристики замкнутого контура демпфирования от коэффициента передачи ДГ () для двух режимов полёта (см. Рис.15).

Рис. 15

Зависимость относительной высоты резонансного пика от коэффициента передачи ДГ.



Производя минимизацию функции  на интервале, в котором ССТ устойчива (левее пиков на графике) получим оптимальные значения коэффициентов  для обоих режимов:

;

.

На Рис. 16, 17 представлены ПХ системы Рис. 4 от  до  для двух режимов, при различных значениях . Очевидно, что для обоих режимов полёта «оптимальные» переходные характеристики меняются несущественно при использовании значения , рассчитанного на другой режим. Это позволяет отказаться от схемы с переключением, и использовать в качестве рабочего среднее значение :

.

На Рис. 18 приведены ПХ ССТ для двух режимов полёта с установленным средним значением . Приведённые ПХ обладают несколько большей колебательностью ( для первого и второго режима соответственно) и перерегулированием, чем оптимальные, но, несмотря на это, они удовлетворяют требованиям технического задания .

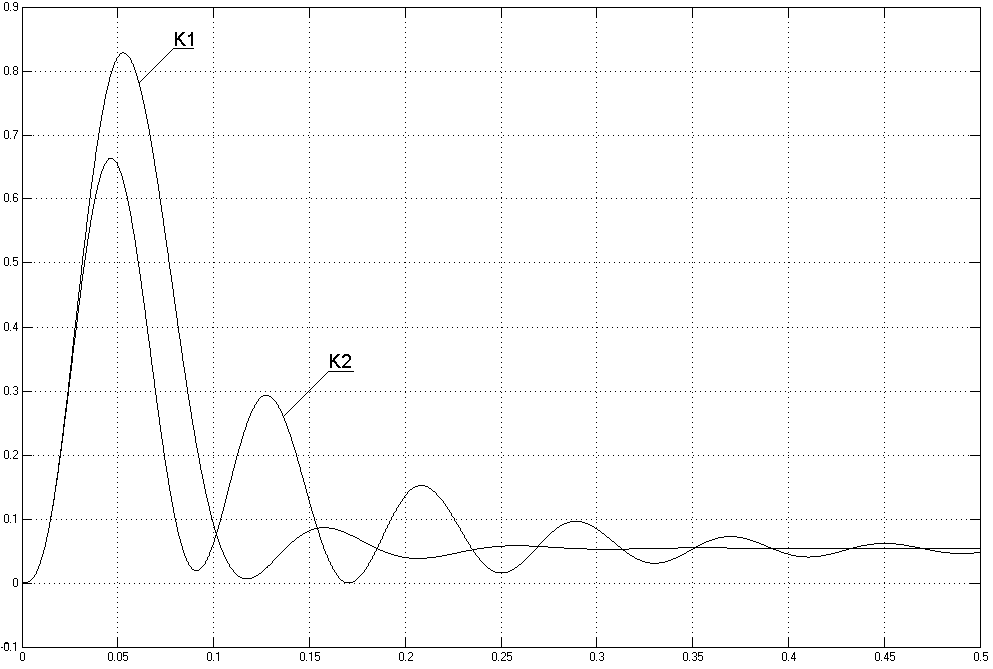


Рис. 16

ПХ ССТ от  до  для I режима при разных .

Рис. 17

ПХ ССТ от  до  для II режима при разных .

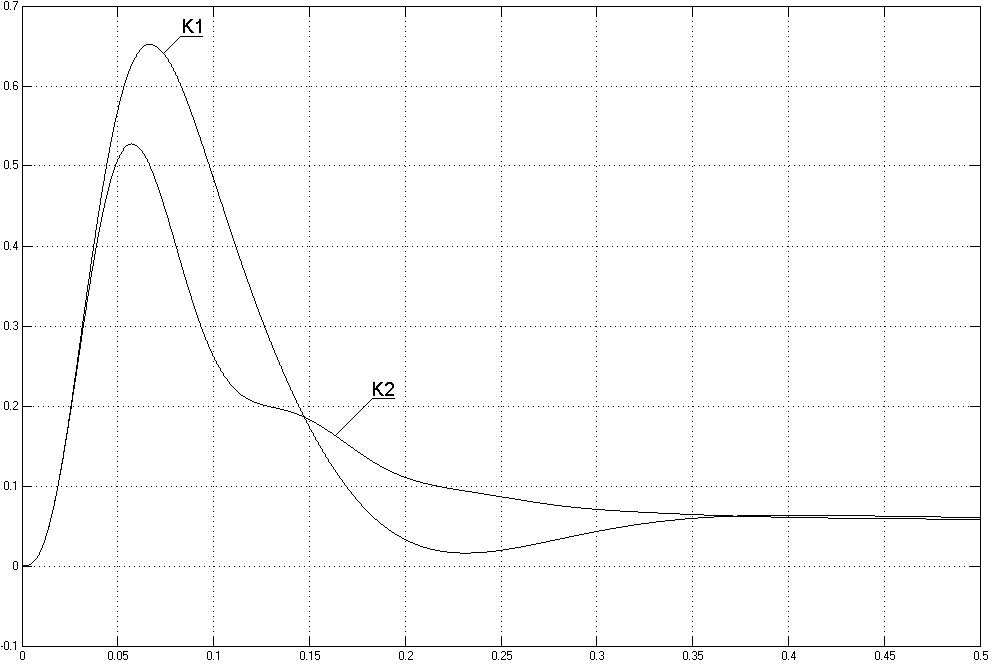
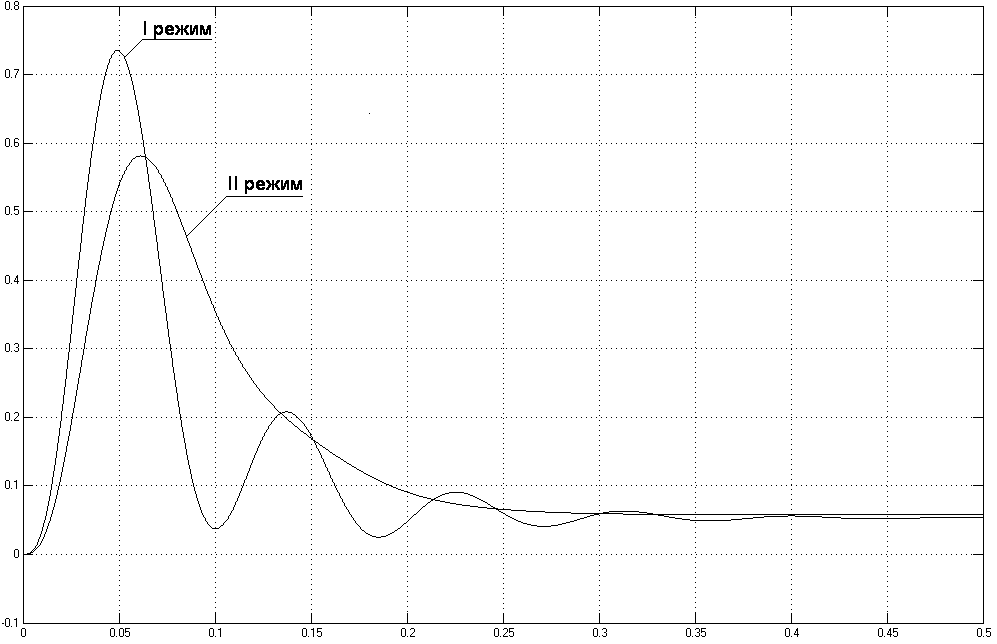


Рис. 18

ПХ ССТ от  до  для двух режима при .



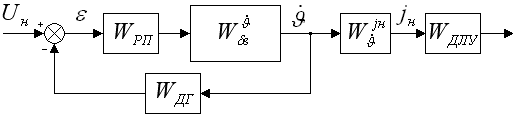
# Параметрический синтез системы стабилизации ЛА с использованием ЛЧХ.

В предыдущем параграфе была произведена оптимизация контура демпфирования. При этом из рассмотрения был исключен контур по перегрузке. В настоящем параграфе производится выбор параметров ДЛУ (точнее КУ1) исходя из требований к запасам устойчивости ССТ.

Рассмотрим разомкнутую ССТ, но с замкнутым контуром демпфирования (см. Рис. 19).

Рис. 19

Структурная схема ССТ с разомкнутым контуром по перегрузке.



В качестве первоначальных параметров системы выберем значения, полученные при помощи МСК. Определим запасы устойчивости ССТ для двух режимов полёта. Для этого при помощи пакета Matlab 6.5 построим ЛАХ системы Рис. 18. Запасы устойчивости составляют:

Для I режима: по амплитуде – ; по фазе – не определены.

Для II режима: по амплитуде – ; по фазе –не определены.

Полученные значения удовлетворяют требованиям технического задания, следовательно, оставим их в качестве рабочих параметров.

Рис. 20

ЛЧХ разомкнутой ССТ с замкнутым контуром демпфирования для I режима.

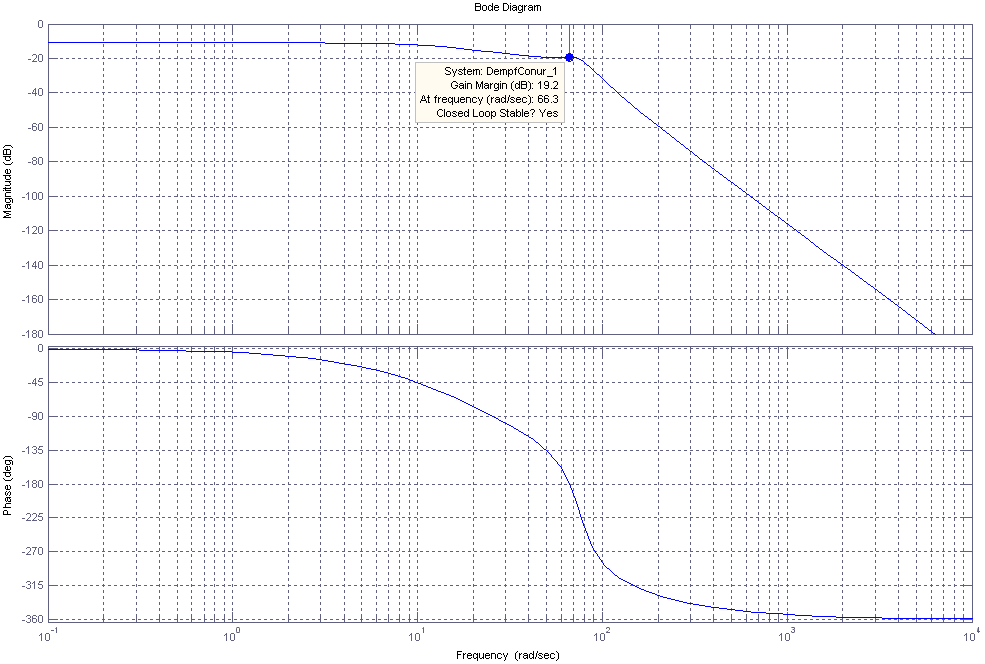
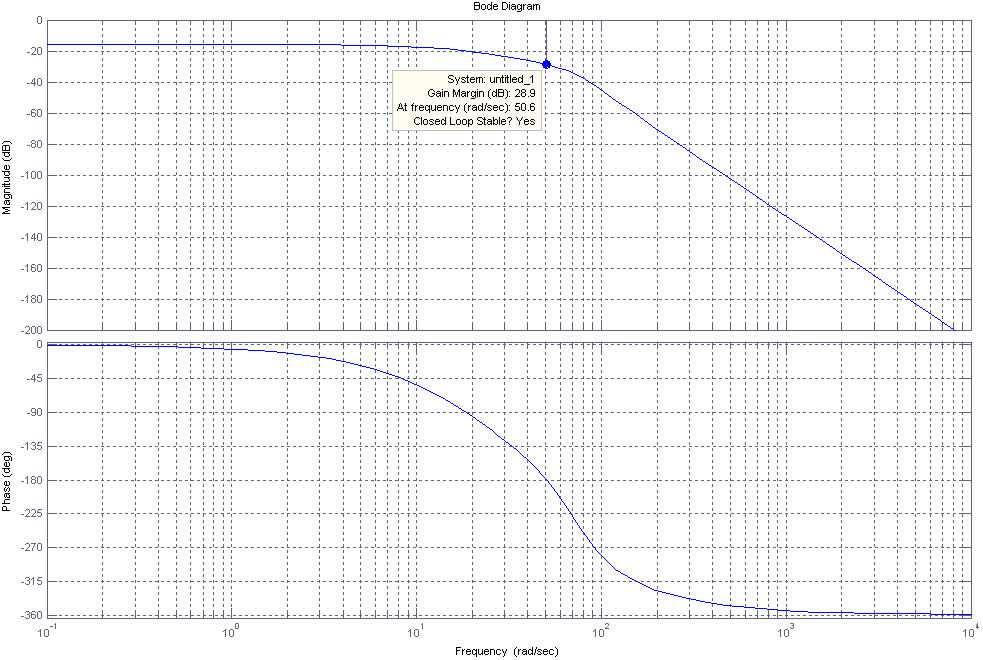


Рис. 21

ЛЧХ разомкнутой ССТ с замкнутым контуром демпфирования для II режима.



# Моделирование системы стабилизации ЛА и оценка её качественно - точностных показателей.

При моделировании будем рассматривать 4 режима: режим стабилизации и наведения при минимальном и максимальном значении скоростного напора (скорости ЛА). В результате моделирования будут получены переходные процессы ССТ для  и , и определены установившиеся ошибки отработки системой сигнала управления и возмущения.

## Режим стабилизации.

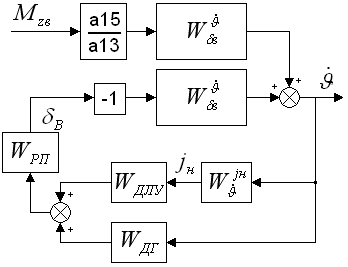


Рис. 27

Структурная схема для моделирования ССТ в режиме стабилизации.

Моделирование будем проводить по схеме рис. 27, для значений параметров, полученных в предыдущем параграфе. В качестве входного воздействия подадим ступеньку .

Результаты моделирования приведены в приложении 4. Определим по переходным процессам установившиеся ошибки и основные показатели качества. Получившиеся значения занесём в таблицу 5.

## Режим наведения.

Моделирование будем проводить по схеме рис.4. При этом на вход подаётся ступенька с максимальным значением сигнала управления ().

Полученные при моделировании переходные процессы приведены в приложении 4, качественно-точностные параметры по всем режимам сведены в таблице 5.

*Таблица 5. Показатели качества ССТ для различных режимов полёта.*

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Режим | |  |  |  |  |
| Наведение | 1 режим (Vmax) | 0,24 | 0,0002 | 0,23 | ≅0 |
| 2 режим (Vmin) | 0,61 | 0,0012 | 0,45 | 0 |
| Стабилизация | 1 режим (Vmax) | 17,7 | 0,0197 | 0,23 | ≅0 |
| 2 режим (Vmin) | 33,5 | 0,067 | 0,45 | 0 |

Как видно по полученным результатам ССТ удовлетворяет требованиям ТЗ лишь частично, т.к. в режиме стабилизации присутствует неприемлемая установившаяся ошибка по  и . Присутствие данной ошибки объясняется тем, что ССТ статическая. Для устранения установившихся ошибок следует изменить исходную структуру ССТ, введя в прямую цепь интегратор (например, использовать астатический РП), и повторить расчёт.

## Моделирование системы стабилизации с учётом нелинейностей рулевого привода.

До этого момента ССТ рассматривалась как линейная система, но в действительности в неё входят элементы с существенными нелинейностями, которыми мы пренебрегали. В настоящем параграфе производится моделирование ССТ с учётом нелинейности в РП. Поскольку РМ имеет ограничение по максимально развиваемой скорости, введём звено типа «насыщение» в структурную схему ССТ (см. рис. 28).

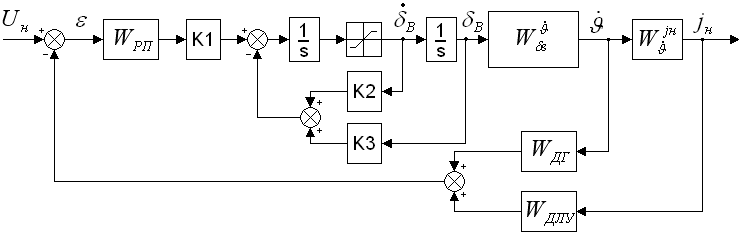


Рис. 28

Структурная схема для моделирования ССТ в режиме наведения с учётом нелинейности в РП.

Здесь коэффициенты K1, K2, K3 выбраны так, чтобы обеспечить эквивалентность данной схемы без учёта нелинейностей и схемы рис 4:

;

;

.

Результаты моделирования приведены в приложении 5.

Из рис. 59 - 60 видно, что при слабых ограничениях на скорость () переходный процесс слабо отличается от полученного в линейном варианте. Происходит небольшое увеличение времени переходного процесса и колебательности. При большем ограничении сигнала в системе появляются автоколебания с неприемлемыми для ЛА перегрузками (). Значение ограничения скорости в РП  является критическим (получено имперически при помощи моделирования).

Поскольку система теряет работоспособность только при наличии ограничения менее 65% от максимального значения угловой скорости, которое в правильно сконструированном РП присутствовать не может, то ССТ является работоспособной.

# Выводы.

В ходе выполнения работы согласно ТЗ произведён синтез ССТ ЛА. Синтез производился на основе метода стандартных коэффициентов с последующей параметрической оптимизацией параметров системы, в ходе которой получена система, практически полностью удовлетворяющая требованиям ТЗ.

Не удалось выполнить требования к точности отработки системой возмущений. Для выполнения этих требований следует изменить исходную структуру системы с целью придания ей астатических свойств.

Исследование влияния нелинейностей показало грубость и небольшую чувствительность ССТ.

**Список литературы**

1. А. А. Лебедев, В. А. Карабанов «Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами» М.: Машиностроение, 1965.
2. Е. С. Лобусов Определение углового положения систем координат. Кинематические соотношения углового движения. Изд-во МГТУ –1991.
3. Методы классической и современной теории автоматического управления: Учебник в 3-х т. Т2: Синтез регуляторов и теория оптимизации систем автоматического управления / Под ред. Н. Д. Егупова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. – 736 с.