

## ВВЕДЕНИЕ

Целью дисциплины является изучение студентами теории и практики автоматизированного и автоматического управления полетом воздушных судов, принципа действия, устройства и особенностей автоматических средств.

Данная дисциплина является одной из дисциплин специальности, служащих основой для формирования специалиста по технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов.

В результате изучения дисциплины студенты должны.

**Иметь представление:**

об основных научно-технических проблемах развития САУП и ПНК;

о методах эксплуатации и стратегиях технического обслуживания САУП и ПНК в передовых авиакомпаниях.

**Знать:**

основы теории построения, принцип действия, устройство и работу, особенности управления, особенности законов управления и эксплуатационные особенности САУП и ПНК;

проводить анализ причин, внешних проявлений и последствий отказов и неисправностей в САУП и ПНК;

рассчитывать и уметь экспериментально определять передаточные коэффициенты в законах управления САУП и ПНК.

**Уметь:**

работать со структурными, функциональными и принципиальными электрическими схемами САУП и ПНК и экспериментально определять их статические и динамические характеристики;

иметь опыт использования средств контроля технического состояния систем автоматического управления полетом и ПНК.

## 1. СОДЕРЖАНИЕ ДИСЦИПЛИНЫ

### 1.1. Содержание лекций

Лекция 1. Установочная лекция.

Предмет «Пилотажно-навигационные комплексы». Связь дисциплины с базовыми дисциплинами учебного плана и с дисциплиной «Системы автоматического управления полетом». Виды и организация учебных занятий и самостоятельной работы. Источники учебной и научной информации. Требования к оформлению и выполнению контрольной и курсовой работы. Роль дисциплины для формирования специалиста по технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов.

Лекция 2. Обзорная лекция

Обзорная лекция по стабилизации и управлению угловым положением самолета.

Лекция 3. Обзорная лекция

Обзорная лекция по стабилизации и управлению траекторным движением самолета на маршруте.

Лекция 4. Обзорная лекция.

Обзорная лекция по управлению траекторным движением самолета при заходе на посадку.

Лекция 5. Обзорная лекция.

Обзорная лекция по управлению траекторным движением самолета на взлете, при посадке и уходе на второй круг.

Лекция 6. Обзорная лекция.

Обзорная лекция по обеспечению безопасности автоматического управления самолетом.

Лекция 7. Обзорная лекция.

Обзорная лекция по цифроаналоговым САУП и ПНК.

Лекция 8. Обзорная лекция.

Обзорная лекция по системам и комплексам авионики.

## 1.2. Наименование лабораторных работ (занятий), их объем в часах

№ п/п	№ раздела дисциплины	Наименование лабораторных работ
Л.р.1	1	«Изучение и исследование контуров угловой стабилизации самолетом». (4ч).
Л.р.2	2-4	«Изучение и исследование САУ-1Г в лаборатории». (4ч) или «Изучение и исследование СТУ-154 в лаборатории» (4ч) или «Изучение и исследование АТ-4 в лаборатории» (4ч) или «Изучение ПНК самолета А330» (4ч)

## 1.3. Тематика курсовой работы.

Тематика курсовой работы посвящена параметрическому синтезу предложенного в задании к КР закона управления САУ, обеспечивающего заданные показатели качества для замкнутой системы «Самолет-автопилот».

## 1.4. Тематика контрольной работы.

Тематика контрольной работы посвящена рассмотрению конкретных тем дисциплины.

## 1.5. Рекомендуемая литература

### а) основная литература:

1. Воробьев В.Г, Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. Транспорт, 1995.

### б) дополнительная литература:

2. В.Г.Воробьев, В.П.Зыль, Кузнецов С.В. Комплексы цифрового пилотажно-навигационного оборудования, часть 1, М.: РИО МГТУ ГА, 1998г, 140 с.

3. В.Г.Воробьев, В.П.Зыль, Кузнецов С.В. Комплексы цифрового пилотажно-навигационного оборудования, часть 2. М.: РИО МГТУ ГА, 1998г, 116 с.

4. С.В.Кузнецов, А.А.Гусев, А.Г.Демченко. Пособие по изучению дисциплины «САУП», М.: РИО МГТУ ГА, 2012г, 40 с

5. С.В.Кузнецов. Обмен информацией двуполярным кодом в оборудовании летательных аппаратов по РТМ 1495-75. Пособие по изучению систем и комплексов авионики. М.: РИО МГТУ ГА, 2001г, 24с.

6. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Павлина И.Г., Чекулаев М.С. Системы автоматического и директорного управления самолетом. М., "Машиностроение", 1987.

## **1.6. Средства обеспечения освоения дисциплины и материально-техническое обеспечение дисциплины**

Программы моделирования систем автоматического управления полетом на персональных ЭВМ.

Системы автоматического управления полетом с КПА: САУ-1Т-2, АБСУ-154-2 в лаборатории и на самолетах Ил-62 и Ту-154.

## **2. КОНТРОЛЬНЫЕ ЗАДАНИЯ ДЛЯ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ**

### **2.1. Структура и содержание контрольных заданий**

Контрольные задания составлены по шести темам программы дисциплины. По каждой теме в контрольное задание включено по одному вопросу, выбираемому из общего перечня по номерам в соответствии с таблицей вариантов 1.

Номер варианта контрольного задания выбирается студентами по двум последним цифрам номера зачетной книжки. Например, пусть две последние цифры номера зачетной книжки образуют число 21. Тогда согласно таблице вариантов в контрольные задания должны быть включены следующие вопросы общего перечня:

- из темы №1 - вопрос 2;
- из темы №2 - вопрос 13;
- из темы №3 - вопрос 4;
- из темы №4 -вопрос 8.
- из темы №5 - вопрос 2;
- из темы №6 -вопрос 16.

Перечень вопросов дан ниже. Контрольные задания должны быть выполнены аккуратно в отдельной тетради, либо сброшюрованы из листов формата А4. Допускается компьютерное оформление и распечатка на принтере.

В начале КЗ должна быть приведена строка из таблицы вариантов 4, соответствующая номеру зачетной книжки. В конце КЗ должен быть указан список используемой литературы.

Таблица 1

Таблица вариантов контрольных заданий

Варианты контрольных заданий					Тема 1	Тема 2	Тема 3	Тема 4	Тема 5	Тема 6
0	20	40	60	80	1	14	5	9	1	17
1	21	41	61	81	2	13	4	8	2	16
2	22	42	62	82	3	12	3	7	3	15
3	23	43	63	83	4	11	2	6	4	14
4	24	44	64	84	5	10	1	5	5	13
5	25	45	65	85	6	9	2	4	6	12
6	26	46	66	86	7	8	3	3	7	11
7	27	47	67	87	8	7	4	2	8	10
8	28	48	68	88	9	6	5	1	9	9
9	29	49	69	89	10	5	6	9	10	8
10	30	50	70	90	1	4	7	8	11	7
11	31	51	71	91	2	3	8	7	12	6
12	32	52	72	92	3	2	9	6	13	5
13	33	53	73	93	4	1	8	5	14	4
14	34	54	74	94	5	14	7	4	15	3
15	35	55	75	95	6	13	6	3	16	2
16	36	56	76	96	7	12	5	2	17	1
17	37	57	77	97	8	11	4	1	18	17
18	38	58	78	98	9	10	3	9	19	16
19	39	59	79	99	10	9	2	8	20	15

## 2.2. Общий перечень вопросов для контрольных заданий

**Тема 1. Стабилизация и управление угловым положением самолета ([1] с. 266-319, [4] с.188-235).**

1. Автоматическая стабилизация и управление углом тангажа. Пилотажная задача. Автопилот угла тангажа. Закон управления автопилота угла тангажа. Передаточный коэффициент по углу тангажа. Схема электромеханического автопилота угла тангажа. Схема электрогидравлического автопилота угла тангажа. Принцип действия автопилотов угла тангажа.
2. Автоматическая стабилизация и управление углом крена. Принцип действия автопилотов угла крена. Автопилот угла крена. Закон управления автопилота угла крена. Передаточный коэффициент по углу крена. Схема автопилота угла крена.

3. Виды курсов. Истинный курс. Магнитный курс и его связь с истинным курсом. Ортодромический курс и его связь с истинным курсом. Локсодромия и ортодромия. Автоматическая стабилизация и управление курсом. Принцип действия автопилотов курса прямой схемы. Автопилот курса прямой схемы. Закон управления автопилота курса прямой схемы. Передаточный коэффициент по курсу. Схема автопилота курса в канале рулей направления.
4. Принцип действия автопилотов курса перекрестной схемы. Автопилот курса перекрестной схемы. Закон управления автопилота курса перекрестной схемы. Передаточный коэффициент по курсу в контуре угла крена. Схема автопилота курса в канале элеронов.
5. Управление продольным короткопериодическим движением самолета с помощью автопилота угла тангажа. Процессы устранения начального отклонения угла тангажа. Качество переходных процессов при ступенчатом управляющем воздействии. Процесс устранения АП тангажа с ЖОС внешнего ступенчатого моментного возмущения. Статическая ошибка. Процесс устранения вертикального ветрового возмущения.
6. Особенности законов управления автопилотов угла тангажа. Способы обеспечения астатизма. АП тангажа с ИОС. Процесс устранения АП тангажа с ИОС внешнего ступенчатого возмущения. АП тангажа с ПИД-управлением. АП тангажа дополнительным интегрирующим сервоприводом. САУ-1Т-2-86, САУ-1Т-2-76 и АБСУ-154-2 в режиме стабилизации и управления углом тангажа.
7. Эксплуатационные особенности АП тангажа. Влияние отказов и характеристик элементов АП тангажа на управление продольным движением. Пассивные и активные отказы в контуре сервопривода. Пассивные и активные отказы в контуре угловой скорости. Отказы в цепи согласования. Обеспечение плавного отключения отказавшего АП. Влияние ошибок измерителей угла тангажа и угловой скорости тангажа. Влияние зоны нечувствительности в сервоприводе. Влияние разрегулировок передаточных коэффициентов.
8. Управление боковым короткопериодическим движением самолета с помощью автопилота угла крена. Процессы устранения начального отклонения угла крена. Качество переходных процессов при ступенчатом управляющем воздействии. Процесс устранения АП крена с ЖОС внешнего ступенчатого моментного возмущения. Статическая ошибка. Особенности законов управления АП крена. САУ-1Т-2-86, САУ-1Т-2-76 и АБСУ-154-2 в режиме управления от ручки “Крен”.
9. Эксплуатационные особенности АП крена. Влияние отказов и характеристик элементов АП крена на управление боковым движением. Пассивные и активные отказы в контуре сервопривода. Пассивные и активные отказы в контуре угловой скорости. Отказы в цепи согласования. Обеспечение плавного отключения отказавшего АП. Влияние ошибок измерителей угла крена

и угловой скорости крена. Влияние зоны нечувствительности в сервоприводе. Влияние разрегулировок передаточных коэффициентов.

10. Управление боковым движением самолета с помощью автопилотов курса. Процесс устранения АП курса прямой схемы начального отклонения продольной оси самолета от заданного курса. Процесс устранения начального отклонения вектора скорости. Процесс устранения АП курса перекрестной схемы начального отклонения продольной оси самолета от заданного курса. Процесс устранения АП курса прямой схемы с ЖОС внешнего ступенчатого моментного возмущения. Статическая ошибка. Парирование ступенчатого ветра. Особенности законов управления автопилотов курса. АП-28 в режиме стабилизации локсодромического курса. САУ-1Т-2-86, САУ-1Т-2-76 и АБСУ-154-2 в режимах стабилизации и управления курсом.

## **Тема 2. Управление траекторным движением на маршруте ([1] с. 320-360)**

1. Навигационная задача. Автоматическая стабилизация и управление продольным траекторным движением на маршруте. Определение САУ высотой. Закон управления САУ высотой. Передаточный коэффициент по высоте в контуре угла тангажа. Схема САУ высотой. Принцип действия систем автоматического управления высотой.

2. Определение САУ вертикальной скоростью. Закон управления САУ вертикальной скоростью. Передаточный коэффициент по вертикальной скорости в контуре угла тангажа. Схема САУ вертикальной скоростью. Принцип действия систем автоматического управления вертикальной скоростью.

3. Управление продольным траекторным движением с помощью САУ. Процесс устранения начального отклонения высоты. Процесс устранения внешнего ступенчатого моментного возмущения. Статическая ошибка. Процесс устранения постоянного вертикального восходящего потока воздуха.

4. Особенности законов управления САУ продольным траекторным движением. Дополнительное демпфирование. САУ высотой с ИОС. САУ высотой с ПИД-управлением. САУ-1Т-2-86, САУ-1Т-2-76 и АБСУ-154-2 в режиме стабилизации высоты.

5. Эксплуатационные особенности САУ высотой. Пассивные и активные отказы в контуре сервопривода, угловой скорости тангажа, угла тангажа и отклонения от высоты. Влияние ошибок измерителей угловой скорости тангажа, угла тангажа и отклонения от высоты. Влияние зоны нечувствительности сервопривода. Влияние разрегулировок передаточных коэффициентов.

6. Автоматическая стабилизация и управление боковым траекторным движением на маршруте. Угол сноса. Определение САУ курсом с учетом угла сноса. Закон управления САУ курсом с учетом угла сноса. Передаточный коэффициент по углу сноса в контуре угла крена. Схема САУ курсом с учетом угла сноса. Принцип действия систем автоматического управления курсом с учетом угла сноса.

7. Азимут самолета. Определение САУ азимутом. Закон управления САУ азимутом. Передаточный коэффициент по азимуту в контуре угла крена. Схема САУ азимутом. Принцип действия систем автоматического управления азимутом.

8. Путевой угол. Определение САУ путевым углом. Закон управления САУ путевым углом. Передаточный коэффициент по путевому углу в контуре угла крена. Схема САУ путевым углом. Принцип действия систем автоматического управления путевым углом.

9. Линейное боковое отклонение от ЛЗП. Определение САУ линейным боковым отклонением от линии заданного пути. Закон управления САУ линейным боковым отклонением от линии заданного пути. Передаточный коэффициент по линейному боковому отклонению в контуре угла крена. Схема САУ линейным боковым отклонением от линии заданного пути. Принцип действия систем автоматического управления линейным боковым отклонением.

10. Управление боковым траекторным движением с помощью САУ. Процесс устранения воздействия постоянного бокового ветра. Процесс устранения начального линейного отклонения самолета от ЛЗП. Процесс устранения начального линейного отклонения самолета от ЛЗП САУz с ПД-управлением. Процесс устранения САУz действия постоянного бокового ветра. Устранение больших боковых отклонений.

11. Особенности законов управления САУ боковым траекторным движением. Работа САУ-1Т-2-86, САУ-1Т-2-76 и АБСУ-154-2 при управлении боковым траекторным движением. Эксплуатационные особенности САУz. Пассивные и активные отказы в контуре сервопривода, угловой скорости крена, угла крена и отклонения от ЛЗП. Влияние ошибок измерителей угловой скорости крена, угла крена и отклонения от ЛЗП. Влияние разрегулировок передаточных коэффициентов.

12. Автоматическая стабилизация и управление скоростью на маршруте. Истинная воздушная скорость. Индикаторная скорость. Приборная скорость. Определение САУ скоростью. Закон управления САУ скоростью. Передаточный коэффициент по скорости в контуре угла тангажа. Схема САУ скоростью. Принцип действия систем автоматического управления скоростью.

13. Число М полета. Определение САУ числом М. Закон управления САУ числом М. Передаточный коэффициент по числу М в контуре угла тангажа. Принцип действия систем автоматического управления числом М.

14. Управление скоростью полета с помощью САУ скоростью. Процесс устранения начального отклонения по скорости. Особенности законов управления САУ скоростью. САУ скоростью с ПИД-управлением.

### **Тема 3. Управление траекторным движением при заходе на посадку ([1] с. 361-397)**

1. Директорное и автоматическое управление боковым траекторным движением при заходе на посадку. Метеомиимум посадки. Категории посадоч-

- ного минимума ИКАО. Угловое отклонение от равносигнальной линии курса. Угловое отклонение от равносигнальной линии глиссады.
2. Определение СДУ угловым отклонением от равносигнальной линии курса. Закон управления СДУ угловым отклонением от равносигнальной линии курса. Передаточный коэффициент по отклонению вертикальной командной стрелки. Передаточный коэффициент по угловому отклонению от равносигнальной линии курса в контуре угла крена. Схема СДУ угловым отклонением от равносигнальной линии курса. Принцип действия систем директорного управления.
  3. Определение САУ угловым отклонением от равносигнальной линии курса. Закон управления САУ угловым отклонением от равносигнальной линии курса. Схема САУ угловым отклонением от равносигнальной линии курса. Принцип действия систем автоматического управления.
  4. Директорное и автоматическое управление продольным траекторным движением при заходе на посадку. Определение СДУ угловым отклонением от равносигнальной линии глиссады. Закон управления СДУ угловым отклонением от равносигнальной линии глиссады. Передаточный коэффициент по отклонению горизонтальной командной стрелки. Передаточный коэффициент по угловому отклонению от равносигнальной линии глиссады в контуре угла тангажа. Схема СДУ угловым отклонением от равносигнальной линии глиссады. Принцип действия систем директорного управления.
  5. Определение САУ угловым отклонением от равносигнальной линии глиссады. Закон управления САУ угловым отклонением от равносигнальной линии глиссады. Схема САУ угловым отклонением от равносигнальной линии глиссады. Принцип действия систем автоматического управления.
  6. Автоматическая стабилизация скорости и управление скоростью при заходе на посадку. Определение автомата тяги. Закон управления автомата тяги. Передаточный коэффициент по скорости в канале РУД. Передаточный коэффициент по углу тангажа в канале РУД. Принцип действия автоматов тяги.
  7. Особенности законов управления СДУ и САУ заходом на посадку в горизонтальной плоскости. ПД-управление. Корректировка передаточных коэффициентов. Влияние крутизны излучения КРМ. Влияние высокочастотных помех. Устранение запаздывания. Обеспечение астатизма. Управление на начальном этапе четвертого разворота.
  8. Особенности законов управления СДУ и САУ заходом на посадку в вертикальной плоскости. ПД-управление. Корректировка передаточных коэффициентов. Влияние крутизны излучения ГРМ. Влияние высокочастотных помех. Устранение запаздывания. Обеспечение астатизма.
  9. Управление скоростью при заходе на посадку. Процесс устранения начального отклонения по скорости с помощью АТ. Дополнительное демпфирование. Обеспечение астатизма. Устранение запаздывания. Учет угла наклона траектории. Работа АТ-6-2.



**Тема 4. Управление траекторным движением на взлете, при посадке и уходе на второй круг ([1] с. 398-422).**

1. Директорное и автоматическое управление взлетом. Общая характеристика взлета. Определение индикатора взлета. Схема индикатора взлета. Логика срабатывания индикатора взлета.

2. Определение СДУ продольным движением при взлете. Закон управления СДУ продольным движением при взлете. Схема СДУ продольным движением при взлете.

3. Определение САУ продольным движением при взлете. Закон управления САУ продольным движением при взлете. Схема САУ продольным движением при взлете.

4. Определение СДУ боковым движением при взлете. Закон управления СДУ боковым движением при взлете. Схема СДУ боковым движением при взлете.

5. Определение САУ боковым движением при взлете. Закон управления САУ боковым движением при взлете. Схема САУ боковым движением при взлете. Принцип действия индикаторов взлета, систем директорного и автоматического управления взлетом.

6. Автоматическое управление посадкой. Общая характеристика выравнивания. Определение САУ выравниванием. Закон управления САУ выравниванием. Схема САУ выравниванием. Принцип действия систем автоматического управления выравниванием.

7. Директорное и автоматическое управление уходом на второй круг. Общая характеристика ухода на второй круг. Определение СДУ уходом на второй круг. Закон управления СДУ уходом на второй круг. Схема СДУ уходом на второй круг.

8. Определение САУ уходом на второй круг. Закон управления САУ уходом на второй круг. Схема САУ уходом на второй круг. Принцип действия систем директорного и автоматического управления уходом на второй круг.

9. Особенности законов управления индикаторов взлета, СДУ и САУ взлетом, САУ выравниванием, СДУ и САУ уходом на второй круг.

**Тема 5. Обеспечение безопасности автоматического управления ([6] с. 112-125).**

1. Отказоустойчивость САУ. Отказобезопасность САУ. Минимально-функциональная структура САУ. Резервированная функциональная структура САУ. Контролируемая резервированная структура САУ.

2. Обеспечение безопасности автоматического управления полетом. Методы резервирования САУ. Средства отключения САУ из процесса управления. Встроенные средства контроля.

3. Обеспечение безопасности автоматического управления полетом. Методы резервирования.
4. Схема дублированного демпфера рыскания. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
5. Схема троированного демпфера крена. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
6. Схема дублированного автомата продольной устойчивости. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
7. Схема троированного автомата боковой устойчивости. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
8. Схема дублированного автомата продольного управления. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
9. Схема троированного автомата бокового управления. Схема троированного автомата бокового управления.
10. Схема дублированного автопилота. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
11. Схема троированного автопилота. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
12. Схема дублированной САУ высотой. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
13. Схема троированной САУ линейным боковым отклонением. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
14. Схема дублированной СДУ заходом на посадку. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
15. Схема троированной СДУ заходом на посадку. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
16. Схема дублированной САУ заходом на посадку. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
17. Схема троированной САУ заходом на посадку. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
18. Схема дублированной САУ уходом на второй круг. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
19. Схема троированной САУ уходом на второй круг. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.
20. Схема троированной САУ выравниванием. Обеспечение отказоустойчивости и отказобезопасности.

**Тема 6. Цифроаналоговые САУП и ПНК ([1] с. 215-220, 228-232, 249-265, 279-282, 297-299, 314, 330-331, 350, 376-377, 385-388, 395-397, 422). Системы и комплексы авионики ([2] с. 3-140, [3] с. 3-116, [5] 3-24).**

1. Автоматическое улучшение продольной устойчивости и управляемости. Принцип действия цифроаналоговых систем улучшения продольной устойчивости и управляемости.
2. Автоматическое улучшение боковой устойчивости и управляемости. Принцип действия цифроаналоговых систем улучшения боковой устойчивости и управляемости.
3. Особенности законов управления цифроаналоговых систем улучшения продольной устойчивости и управляемости.
4. Особенности законов управления цифроаналоговых систем улучшения боковой устойчивости и управляемости.
5. Автоматическое управление подъемной силой и силой лобового сопротивления. Принцип действия цифроаналоговых автоматов непосредственного управления подъемной силой и силой лобового сопротивления.
6. Автоматическое управление боковой силой. Принцип действия цифроаналоговых автоматов непосредственного управления боковой силой.
7. Автоматическое управление маневренной загрузкой крыла и демпфирование аэроупругих колебаний самолета. Принцип действия цифроаналоговых автоматов, решающих эти задачи.
8. Автоматическая стабилизация и управление углом тангажа. Принцип действия цифроаналогового автопилота угла тангажа в контуре нормальной перегрузки.
9. Автоматическая стабилизация и управление углом крена. Принцип действия цифроаналогового автопилота угла крена.
10. Особенности законов управления цифроаналогового автопилота угла тангажа в контуре нормальной перегрузки.
11. Особенности законов управления цифроаналогового автопилота угла крена.
12. Автоматическая стабилизация и управление продольным траекторным движением на маршруте. Принцип действия цифроаналоговых САУ.
13. Автоматическая стабилизация и управление боковым траекторным движением на маршруте. Принцип действия цифроаналоговых САУ.
14. Директорное и автоматическое управление боковым траекторным движением при заходе на посадку. Принцип действия цифроаналоговых САУ.
15. Директорное и автоматическое управление продольным траекторным движением при заходе на посадку. Принцип действия цифроаналоговых САУ.
16. Особенности законов управления действия цифроаналоговых САУ в продольном канале. Особенности законов управления действия цифроаналоговых САУ в боковом канале.
17. Определение пилотажно-навигационного комплекса. Определение авионики. Комплекс стандартного цифрового ПНО самолетов Ил-96-300, Ту-204.

### 3. ЗАДАНИЕ НА КУРСОВУЮ РАБОТУ

Курсовая работа посвящена вопросам параметрического синтеза закона управления автопилота по заданной его структуре и показателям качества процесса управления системы «самолет – автопилот».

Вариант задания определяется по первой букве фамилии студента.

Студенты, фамилии которых начинаются с буквы А до О, рассматривают синтез параметров автопилота угловой стабилизации **продольного** движения самолета, а студенты, фамилии которых начинаются с буквы П до Я - синтез параметров автопилота угловой стабилизации **бокового** движения самолета.

**Номер задания определяется из табл.1 или табл.2 по последней цифре суммы чисел составляющих номер студенческого билета.**

Так студент Иванов Ю.А., имеющий номер студенческого билета АК-680033, выполняет синтез автопилота угловой стабилизации продольного движения.

Номер задания, выбирается из табл.1. Для указанного в примере номера студенческого билета он будет 0.

#### ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ.

1. Курсовая работа является логическим продолжением контрольной работы по дисциплине "Системы автоматического управления". Поэтому результаты контрольной работы по расчету коэффициентов модели продольного или бокового движений самолета, а также передаточные функции самолета, определенные при выполнении контрольного задания по дисциплине «Системы автоматического управления», являются исходными данными для выполнения курсовой работы по дисциплине «Пилотажно-навигационные комплексы».

Кроме сказанного, к исходным данным курсовой работы следует также отнести системы линейных дифференциальных уравнений (1) и (2), записанных в символической форме при нулевых начальных условиях, описывающих продольное возмущенное движение

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \vartheta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^{\alpha}) \alpha + a_{m_z}^v v = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p \alpha_B \\ -p \vartheta + (p + a_y^{\alpha}) \alpha + a_y^v v = p \alpha_B \\ a_x^v \vartheta + a_x^{\alpha} \alpha + (p + a_x^v) v = a_x^p k_{cr} \delta_{cr} + p v_B \end{cases} \quad (1)$$

и боковое возмущенное движение самолета в связанной системе координат: \*)

---

\*) - здесь и в дальнейшем знак вариации “ Δ “ опущен.

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_y}^{\omega_y} p) \psi + a_{m_y}^{\beta} \beta + a_{m_y}^{\omega_x} p \gamma = -a_{m_y}^{\delta_H} \delta_H + a_{m_y}^{M_y} M_y \\ a_{m_x}^{\omega_y} p \psi + a_{m_x}^{\beta} \beta + (p^2 + a_{m_x}^{\omega_x} p) \gamma = -a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} \delta_{\Theta} + a_{m_x}^{M_x} M_x \\ -p \psi + (p + a_z^{\beta}) \beta - a_z^{\gamma} \gamma = p \beta_B \end{cases} \quad (2)$$

В системах уравнений (1) и (2) приняты следующие обозначения:

$p$  - символ дифференцирования;

$V$  - приращение воздушной скорости - м/с;

$\alpha$  - приращение угла атаки - град;

$\vartheta$  - приращение угла тангажа - град;

$\delta_B$  - приращение угла отклонения руля высоты - град;

$\psi$  - приращение угла рыскания - град;

$\gamma$  - приращение угла крена - град;

$\beta$  - приращение угла скольжения - град;

$\delta_H$  - приращение угла отклонения руля направления - град;

$\delta_{\Theta}$  - приращение угла отклонения элеронов - град;

$\delta_{с.г.}$  - приращение угла отклонения рукоятки управления двигателем - град;

$\alpha_B$  - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием вертикальной составляющей ветра - град;

$\beta_B$  - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием боковой составляющей ветра - град;

$V_B$  - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием горизонтальной составляющей ветра - град;

$M_x, M_y, M_z$  - приращение возмущающих моментов соответственно относительно осей  $Ox, Oy, Oz$  связанной системы координат - кГ м;

$a_{m_z}^{\omega_z}, a_{m_z}^{\alpha}, \dots$  - коэффициенты линеаризованных уравнений систем (1) и (2), значения которых были определены при выполнении контрольной работы по дисциплине «Системы автоматического управления».

2. В табл. 1 и 2 заданы законы управления автопилотов угловой стабилизации самолета, характер входного (возмущающего или управляющего) воздействия, приложенного к системе «самолет – автопилот» и показатели качества процесса управления, необходимые для расчета передаточных чисел автопилота.

## ЗАДАНИЕ.

1. Составить структурную схему системы «самолет – автопилот».
2. По заданным показателям качества процесса управления системы «самолет – автопилот» рассчитать передаточные числа автопилота.
3. Провести проверку на устойчивость системы «самолет – автопилот» с рассчитанными передаточными числами автопилота и определить запасы устойчивости по фазе и амплитуде.
4. Построить переходный процесс системы «самолет – автопилот» по стабилизируемому автопилотом параметру при заданном входном (возмущающем или управляющем) воздействии, приложенным к системе «самолет-автопилот»
5. Проанализировать по переходным процессам влияние отказов датчиков угла, угловой скорости (углового ускорения) на динамические свойства системы «самолет – автопилот».

Таблица 1

№ задания	Закон управления	Характер возмущения  [кГ·м], [град]	Требования к показателям качества процесса управления			Дополнит. сведения	При расчетах использовать
			Статическая ошибка не более:	Время регулир. не более:	Величина перерегулирован. не более:		
0	$\delta_B = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$	$M_Z = 1.2 \cdot 10^4$	1 град	5 с	20%	-	Модель короткопериодического движения самолета
1	$p\delta_B = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z + k_{\ddot{\vartheta}} p^2 \vartheta$	$M_Z = 1.2 \cdot 10^4 \cdot t$	1 град	5 с	20%	-	
2	$\frac{T_{\text{и}} p}{T_{\text{и}} p + 1} \delta_B = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$	$M_Z = 1.2 \cdot 10^4 \cdot t$	1 град	5 с	20%	-	
3	$\delta_B = k_{\vartheta} \frac{T_9 p + 1}{p} (\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$	$M_Z = 1.2 \cdot 10^4 \cdot t$	1 град	5 с	20%	-	
4	$\delta_B = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$	$v_3 = 1$	-	5 с	20%	-	
5	$p\delta_B = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z + k_{\ddot{\vartheta}} p^2 \vartheta$	$\alpha_B = 0,25 \cdot t^2$	1 град	5 с	20%	-	
6	$\frac{T_{\text{и}} p}{T_{\text{и}} p + 1} \delta_B = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$	$\alpha_B = 0,25 \cdot t^2$	1 град	5 с	20%	-	
7	$\delta_B = k_{\vartheta} \frac{T_9 p + 1}{p} (\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$	$\alpha_B = 0,25 \cdot t^2$	1 град	5 с	20%	-	
8	$\delta_B = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$	$\alpha_B = 0,5 \cdot t$	1 град	5 с	20%	-	
9	$\frac{T_{\text{и}} p}{T_{\text{и}} p + 1} \delta_B = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$	$v_3 = 1$	-	5 с	20%	-	

Таблица 2

№ задания	Закон управления	Характер возмущения  [кГ·м] [рад]	Требования к показателям качества процесса управления			Дополнит. сведения	При расчетах использовать:
			Статическ. ошибка не более:	Время регулир. не более:	Величина перерегулирован. не более:		
0	$\delta_H = k_\psi(\psi - \psi_3) + k_{\omega_y}\omega_y$	$M_y = 2 \cdot 10^4$	1 град	5 с	20 %	-	Модель «Рыскания-скольжения»
1	$p\delta_H = k_\psi(\psi - \psi_3) + k_{\omega_y}\omega_y + k_\psi p^2 \psi$	$M_y = 2 \cdot 10^4 \cdot t$	1 град	5 с	20 %	-	
2	$\frac{T_{\psi} p}{T_{\psi} p + 1} \delta_H = k_\psi(\psi - \psi_3) + k_{\omega_y}\omega_y$	$M_y = 2 \cdot 10^4 \cdot t$	1 град	5 с	20 %	-	
3	$\delta_H = k_\psi \frac{T_{\psi} p + 1}{p} (\psi - \psi_3) + k_{\omega_y}\omega_y$	$\beta_B = 0,25 \cdot t^2$	1 град	5 с	20 %	-	
4	$\delta_H = k_\psi(\psi - \psi_3) + k_{\omega_y}\omega_y$	$\beta_B = 0,5 \cdot t$	1 град	5 с	20 %	-	
5	$\delta_{\gamma} = k_{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\omega_x}\omega_x$	$M_x = 2 \cdot 10^3$	1 град	5 с	20 %	-	Модель «Чистого крена»
6	$p\delta_{\gamma} = k_{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\omega_x}\omega_x + k_{\gamma} p^2 \gamma$	$M_x = 2 \cdot 10^3 \cdot t$	1 град	5 с	20 %	-	
7	$\frac{T_{\gamma} p}{T_{\gamma} p + 1} \delta_{\gamma} = k_{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\omega_x}\omega_x$	$M_x = 2 \cdot 10^3 \cdot t$	1 град	5 с	20 %	-	
8	$\delta_{\gamma} = k_{\gamma} \frac{T_{\gamma} p + 1}{p} (\gamma - \gamma_3) + k_{\omega_x}\omega_x$	$M_x = 2 \cdot 10^3 \cdot t$	1 град	5 с	20 %	-	
9	$\delta_{\gamma} = k_{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\omega_x}\omega_x$	$\gamma_3 = 1$	-	5 с	20 %	-	



## ПРИМЕР РАСЧЕТА ПЕРЕДАТОЧНЫХ ЧИСЕЛ АВТОПИЛОТА С ЗАДАННЫМ ЗАКОНОМ УПРАВЛЕНИЯ

*В примере рассматривается параметрический синтез закона управления для автопилота стабилизации угла тангажа.*

### Исходными данными для расчета являются:

1. Система линейных дифференциальных уравнений продольного движения самолета, записанных в символической форме при нулевых начальных условиях, описывающих продольное короткопериодическое движение самолета:

$$\left\{ \begin{array}{l} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \vartheta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^{\alpha}) \alpha + a_{m_z}^v v = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p \alpha_B \\ -p \vartheta + (p + a_y^{\alpha}) \alpha + a_y^v v = p \alpha_B \\ a_x^v \vartheta + a_x^{\alpha} \alpha + (p + a_x^v) v = a_x^p k_{cr} \delta_{cr} + p v_B \end{array} \right.$$

Пусть для приведенного примера значения коэффициентов равны:

$$\begin{aligned} a_{m_z}^{\omega_z} &= 0,6 \frac{1}{c} ; & a_{m_z}^{\dot{\alpha}} &= 0,2 \frac{1}{c} ; & a_{m_z}^{\alpha} &= 2,1 \frac{1}{c} ; \\ a_{m_z}^{\delta_B} &= 1,2 \frac{1}{c} ; & a_{m_z}^{M_z} &= 9,5 \cdot 10^{-5} \frac{\text{град}}{\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2} ; & a_y^{\alpha} &= 0,9 \frac{1}{c} . \end{aligned}$$

Коэффициенты характеристического уравнения короткопериодического движения самолета:

$$S_1 = a_{m_z}^{\omega_z} + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} + a_y^{\alpha} = 0,6 + 0,2 + 0,9 = 1,7 \text{ с}^{-1}$$

$$S_2 = a_{m_z}^{\alpha} + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^{\alpha} = 2,1 + 0,6 \cdot 0,9 = 2,64 \text{ с}^{-2}$$

2. Заданный закон управления:

$$p \delta_B = k_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z + k_{\ddot{\vartheta}} p^2 \vartheta \quad (3)$$

3. Характер возмущения, действующего на систему “самолет - автопилот”  
 $M_z = M_{z0} \cdot t = 2 \cdot 10^4 \cdot t$ .

4. Показатели качества процесса управления, необходимые для расчета передаточных чисел автопилота:

а) установившаяся ошибка по углу тангажа  $\vartheta_{уст}$  при действии возмущающего момента  $M_z = 2 \cdot 10^4 \cdot t$  не должна превышать 1 град.

б) время регулирования не должно превышать 5 с;

в) величина перерегулирования не должна превышать 20 %.

### Задание:

1. Составить структурную схему системы «самолет - автопилот».
2. По заданным показателям качества процесса управления системы "самолет-автопилот" рассчитать передаточные числа автопилота.
3. Провести проверку на устойчивость системы "самолет - автопилот" с рассчитанными передаточными числами автопилота, определить запасы устойчивости по фазе и амплитуде.
4. Построить переходный процесс для системы «Самолет - автопилот» по заданному возмущающему или управляющему воздействию.
5. Проанализировать по переходным процессам влияние отказа датчиков угла и датчиков угловой скорости (углового ускорения) на динамические свойства системы «самолет - автопилот».
- 6.

### Решение.

**1. Структурная схема системы «самолет-автопилот»** для заданного в примере закона управления строится по известным из курса «Автоматика и управления» правилам и ее вид представлен на рис. 1

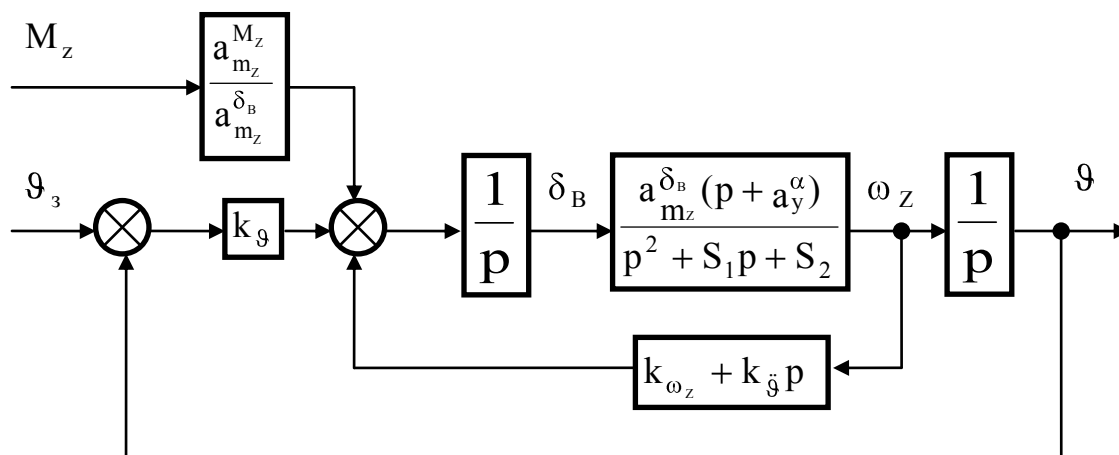


Рис.1 Структурная схема замкнутой системы «Самолет – автопилот».

### **2. Определение передаточных чисел в законе управления автопилота.**

Как известно при  $V=0$  из общей системы уравнений продольного движения самолета (1) можно выделить уравнения короткопериодического движения:

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \vartheta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^{\alpha}) \alpha = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p \alpha_B \\ -p \vartheta + (p + a_y^{\alpha}) \alpha = p \alpha_B \end{cases} \quad (4)$$

Добавив к системе (4) уравнение закона управления (3), получим систему уравнений (5) для структуры, изображенной на рисунке 1.

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \vartheta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^{\alpha}) \alpha + a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B = a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p \alpha_B \\ -p \vartheta + (p + a_y^{\alpha}) \alpha = p \alpha_B \\ -(k_{\vartheta} + k_{\omega_z} p + k_{\dot{\vartheta}} p^2) \vartheta + p \delta_B = -k_{\vartheta} \vartheta_3 \end{cases} \quad (5)$$

Используя полученную систему уравнений (5), определим передаточную функцию замкнутой системы по возмущающему моменту  $M_z$ :

$$\Phi_{\frac{\vartheta}{M_z}}(p) = \frac{\vartheta(p)}{M_z(p)} = \frac{\begin{vmatrix} a_{m_z}^{M_z} & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^{\alpha}) & a_{m_z}^{\delta_B} \\ 0 & (p + a_y^{\alpha}) & 0 \\ 0 & 0 & p \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^{\alpha}) & a_{m_z}^{\delta_B} \\ -p & (p + a_y^{\alpha}) & 0 \\ -(k_{\vartheta} + k_{\omega_z} p + k_{\dot{\vartheta}} p^2) & 0 & p \end{vmatrix}}$$

После преобразования последнего выражения получим:

$$\Phi_{\frac{\vartheta}{M_z}}(p) = \frac{\hat{B}_0 p^2 + \hat{B}_1 p}{\hat{A}_0 p^4 + \hat{A}_1 p^3 + \hat{A}_2 p^2 + \hat{A}_3 p + \hat{A}_4} \quad (6)$$

где:  $\hat{A}_0 = 1$ ;

$$\hat{A}_1 = a_y^{\alpha} + a_{m_z}^{\omega_z} + a_{m_z}^{\alpha} + k_{\vartheta} a_{m_z}^{\delta_B};$$

$$\hat{A}_2 = a_{m_z}^{\omega_z} a_y^{\alpha} + a_{m_z}^{\alpha} + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z} + a_y^{\alpha} a_{m_z}^{\delta_B} k_{\vartheta};$$

$$\hat{A}_3 = a_{m_z}^{\delta_B} k_{\vartheta} + a_y^{\alpha} a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z};$$

$$\hat{A}_4 = a_y^{\alpha} a_{m_z}^{\delta_B} k_{\vartheta};$$

$$\hat{B}_0 = a_{m_z}^{M_z};$$

$$\hat{B}_1 = a_{m_z}^{M_z} a_y^{\alpha}.$$

Далее определим минимально возможную величину коэффициента  $k_g$ , обеспечивающего заданную статическую ошибку  $\vartheta_{уст}$ , при действии на систему «самолет- автопилот» возмущающего момента  $M_Z = M_{Z0} \cdot t = 2 \cdot 10^4 \cdot t$ .

Согласно условий задания, величина  $\vartheta_{уст}$  не должно превышать 1 град.

Для расчета  $k_g$  воспользуемся теоремой о предельных значениях изображения и оригинала функции, в соответствии с которой:

$$\vartheta_{уст} = \lim_{p \rightarrow 0} p \cdot \Phi_{\frac{\vartheta}{M_Z}}(p) \cdot \frac{M_{Z0}}{p^2}, \quad (7)$$

где  $\frac{M_{Z0}}{p^2}$  - изображение по Лапласу функции  $M_Z = M_{Z0} \cdot t$

Подставляя в (7) выражение (6) получим:

$$\vartheta_{уст} = \lim_{p \rightarrow 0} p \cdot \frac{\hat{B}_0 p^2 + \hat{B}_1 p}{\hat{A}_0 p^4 + \hat{A}_1 p^3 + \hat{A}_2 p^2 + \hat{A}_3 p + \hat{A}_4} \cdot \frac{M_{Z0}}{p^2} = \frac{a_{mZ}^{M_Z} \cdot M_{Z0}}{a_{mZ}^{\delta_B} \cdot k_g}.$$

После подстановки численных значений коэффициентов определим минимально возможное значение передаточного коэффициента по углу тангажа  $k_g$ , обеспечивающего требуемую точность:

$$k_g \geq \frac{M_{Z0} \cdot a_{m_z}^{M_z}}{a_{m_z}^{\delta_e} \cdot \vartheta_{уст}} = \frac{2 \cdot 10^4 \cdot 9,5 \cdot 10^{-5}}{1,2 \cdot 1} = 1,58 \frac{\text{град.руля высоты}}{\text{град. тангажа}}$$

Далее, исходя из заданных показателей качества процесса стабилизации, уточним значение  $k_g$  и определим передаточные числа  $k_{\omega_z}$  и  $k_{\dot{g}}$ .

Для этого можно использовать различные методы параметрического синтеза структур систем автоматики.

Одним из методов, хорошо зарекомендовавшим себя при инженерных расчетах, является метод стандартных переходных характеристик (см. приложение 1).

В соответствии с методом запишем уравнение, в котором передаточную функцию с неизвестными параметрами  $\Phi_{\frac{\vartheta}{M_Z}}(p)$  приравняем к стандартной передаточной функции

$$\Phi_{31}(p) = \frac{\omega_0^2 \cdot p}{p^3 + C_2 \omega_0 p^2 + C_1 \omega_0^2 p + \omega_0^3}, \quad (8)$$

параметры которой известны, а показатели качества переходного процесса удовлетворяют требованиям задания,

$$\Phi_{\frac{9}{M_Z}}(p) = \Phi_{31}(p)$$

или в развернутом виде:

$$\frac{\hat{B}_0 p^2 + \hat{B}_1 p}{\hat{A}_0 p^4 + \hat{A}_1 p^3 + \hat{A}_2 p^2 + \hat{A}_3 p + A_4} = \frac{\omega_0^2 \cdot p}{p^3 + C_2 \omega_0 p^2 + C_1 \omega_0^2 p + \omega_0^3} \quad (9)$$

Для рассматриваемого примера параметры стандартной передаточной функции, соответствующие требуемому по заданию качеству переходного процесса ( $t \leq 5$  с,  $\sigma \leq 20\%$ ) взяты из приложения и соответствуют графику

№2  $\frac{dX_{\text{вых}}}{d\tau}$ , для которого:

$$C_1 = 2,5;$$

$$C_2 = 3,12;$$

$$\tau = 7;$$

$$\omega_0 = \frac{\tau}{t} = \frac{7}{5} = 1,4 \text{ с}^{-1}$$

где:  $\tau$  - безразмерное время переходного процесса, соответствующее графику №2 приложения;

$t$  - время переходного процесса, данное в задании.

Для расчета неизвестных передаточных чисел в структуре  $\Phi_{\frac{9}{M_Z}}(p)$  по-

требуем выполнения равенства  $\Phi_{\frac{9}{M_Z}}(p) = \Phi_{31}(p)$  в той части указанных пере-

даточных функций, которая содержит нули и полюса т.е.,

$$\frac{p \cdot (p + \frac{\hat{B}_1}{\hat{B}_0})}{\hat{A}_0 p^4 + \hat{A}_1 p^3 + \hat{A}_2 p^2 + \hat{A}_3 p + A_4} = \frac{p}{p^3 + C_2 \omega_0 p^2 + C_1 \omega_0^2 p + \omega_0^3}$$

После подстановки численных значений коэффициентов математической модели самолета и параметров стандартной передаточной функции, удовлетворяющих качеству требуемого переходного процесса, равенство примет вид:

$$\frac{p \cdot (p + 0,9)}{p^4 + (1,7 + 1,2k_{\text{г}})p^3 + (3,6 + 1,2k_{\omega_Z} + 1,08k_{\text{г}})p^2 + (1,2k_{\text{г}} + 1,08k_{\omega_Z})p + 1,08k_{\text{г}}} =$$

$$= \frac{p}{p^3 + 3,12 \cdot 1,4 p^2 + 2,5 \cdot 1,4^2 p + 1,4^3}$$

После приведения к общему знаменателю и приравнивания коэффициентов при одинаковых степенях  $p$ , получаем систему уравнений:

$$\begin{cases} 1,7 + 1,2k_{\ddot{y}} = 5,27 \\ 3,6 + 1,2k_{\omega_Z} + 1,08k_{\ddot{y}} = 8,83 \\ 1,2k_{\dot{y}} + 1,08k_{\omega_Z} = 7,15 \\ 1,08k_{\dot{y}} = 2,47 \end{cases}$$

Решая полученную систему уравнений, получим искомые передаточные числа закона управления:

$$k_{\dot{y}} = 2,3 \frac{\text{град. руля высоты}}{\text{град. тангажа}}$$

$$k_{\omega_Z} = 4,1 \frac{\text{град. руля высоты}}{\text{град. тангажа /с}}$$

$$k_{\ddot{y}} = 0,33 \frac{\text{град. руля высоты}}{\text{град. тангажа /с}^2}$$

3. Для проверки на устойчивость и определения запасов устойчивости по фазе и амплитуде нужно построить логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики разомкнутой системы.

Как следует из структурной схемы, передаточная функция разомкнутой системы имеет вид:

$$W(p) = k_{\dot{y}} \cdot \frac{a_{m_z}^{\delta B} (p + a_y^{\alpha})}{(p^2 + S_1 p + S_2)p} \cdot \frac{1}{1 + \frac{a_{m_z}^{\delta B} (p + a_y^{\alpha})(k_{\omega_Z} + k_{\ddot{y}} p)}{(p^2 + S_1 p + S_2)p}} \quad (10)$$

После подстановки числовых значений коэффициентов в полученную передаточную функцию разомкнутой системы и соответствующих преобразований получим:

$$W(p) = \frac{1,2 \cdot 2,3 \cdot (p + 0,9)}{p \cdot (p^3 + 2,1p^2 + 7,9p + 4,4)}$$

Представим полином третьей степени, стоящий в знаменателе, как произведение полиномов первой и второй степеней.

Тогда передаточная функция разомкнутой системы "самолет - автопилот" запишется в виде:

$$W(p) = \frac{2,76 \cdot (p + 0,9)}{p \cdot (p + 0,62) \cdot (p^2 + 1,46 \cdot p + 6,99)}$$

Вынося свободные члены полиномов числителя и знаменателя за скобки, приведем динамические звенья, входящие в структуру передаточной функции разомкнутой системы в стандартном виде:

$$W(p) = \frac{k_C(T_1 p + 1)}{p(T_2 p + 1)(T_3^2 p^2 + 2\xi_3 T_3 p + 1)} = \frac{0,575 \cdot (1,11p + 1)}{p(1,61p + 1)(0,14p^2 + 0,21p + 1)}.$$

В этом выражении приняты следующие обозначения:

$$k_C = 0,575;$$

$$T_1 = 1,11 \text{ с};$$

$$T_2 = 1,61 \text{ с};$$

$$T_3 = \sqrt{0,14} = 0,37 \text{ с}.$$

Для построения ЛАФЧХ определим частоты среза для каждого динамического звена входящего в состав передаточной функции разомкнутой системы:

$$\omega_1 = T_1^{-1} = 1,11 \text{ с}^{-1};$$

$$\omega_2 = T_2^{-1} = 1,61 \text{ с}^{-1};$$

$$\omega_3 = T_3^{-1} = 2,7 \text{ с}^{-1}.$$

ЛФЧХ строим согласно выражения:

$$\varphi(\omega) = -90^0 - \arctg T_2 \omega - \arctg \frac{2\xi_3 T_3 \omega}{1 - T_3^2 \omega^2} + \arctg T_1 \omega.$$

После подстановки данных получим:

$$\varphi(\omega) = -90^0 - \arctg 1,61\omega - \arctg \frac{0,21\omega}{1 - 0,14\omega^2} + \arctg 1,11\omega \quad (11)$$

ЛАЧХ строим согласно выражения:

$$A(\omega) = 20 \lg k_C - 20 \lg \omega + 10 \lg(1 + T_1^2 \omega^2) - 10 \lg(1 + T_2^2 \omega^2) - 10 \lg[(1 - T_3^2 \omega^2)^2 + 4\xi_3^2 T_3^2 \omega^2]$$

После подстановки данных получим:

$$A(\omega) = 20 \lg 0,575 - 20 \lg \omega + 10 \lg(1 + 1,23\omega^2) - 10 \lg(1 + 2,59\omega^2) - 10 \lg[(1 - 0,14\omega^2)^2 + 0,044\omega^2] \quad (12)$$

По выражениям (11) и (12) строим ЛАФЧХ вид которой представлен на рис.2.

Построенные АФЧХ позволяют сделать вывод об устойчивости системы определить запасы устойчивости системы по фазе и амплитуде. Из графиков следует, что запас по фазе равен  $80^0$ , а по амплитуде 10 дБ.

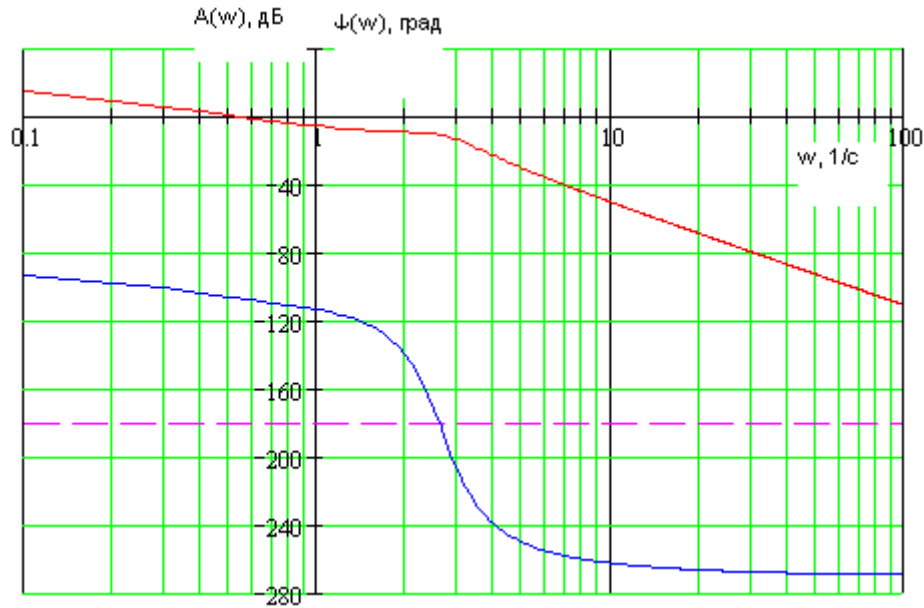


Рис.2. АФЧХ разомкнутой системы «Самолет - автопилот»

4. Построение переходного процесса для системы «самолет-автопилот» с найденными в процессе выполнения задания передаточными коэффициентами и оценка влияния отказов датчиков на характер переходного процесса осуществляется по передаточной функции замкнутой системы

$$\Phi_{\frac{g}{M_Z}}(p) = \frac{9.55 \cdot 10^{-5} \cdot p \cdot (p + 0,9)}{p^4 + (1,7 + 1,2k_{\ddot{y}})p^3 + (3,6 + 1,2k_{\omega_Z} + 1,08k_{\ddot{y}})p^2 + (1,2k_g + 1,08k_{\omega_Z})p + 1,08k_g}$$

при воздействии на самолет линейно изменяющегося возмущающего момента  $M_Z = 20000 \cdot t$ .

Оценку влияния отказов датчиков на характер переходного процесса выполняем путем приравнивания к нулю соответствующих коэффициентов в передаточной функции  $\Phi_{\frac{g}{M_Z}}(p)$ .

Построение переходных процессов можно выполнить с использованием любых программных средств, имеющихся в распоряжении студента.

Переходные процессы для рассматриваемого в задании примера, построенные с использованием программы «Mathcad» изображены на рис.3.



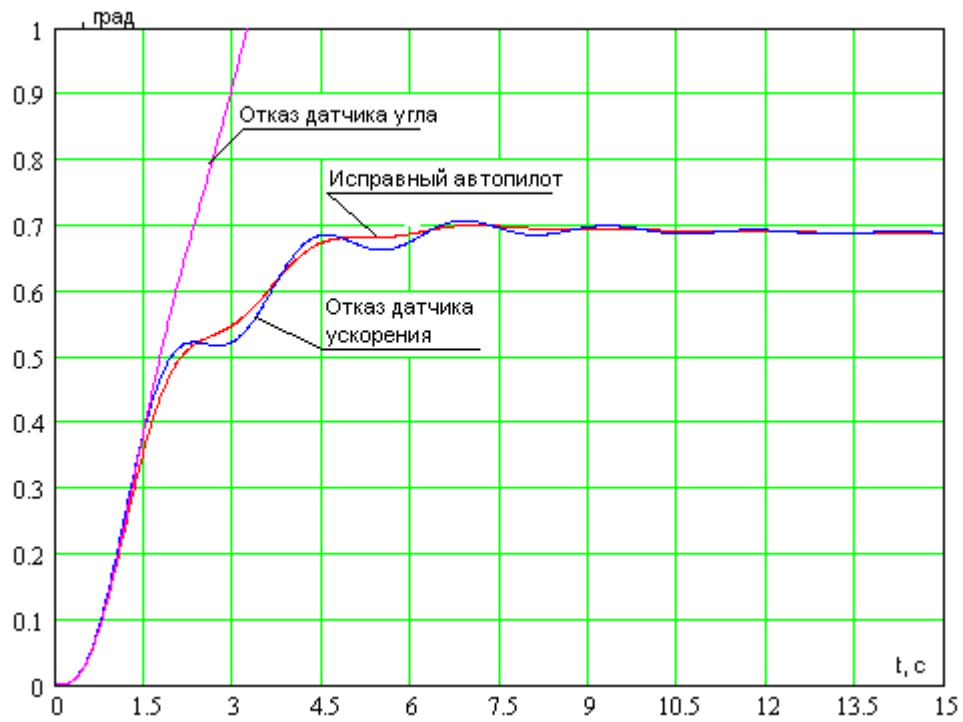


Рис.3. Переходные процессы системы «самолет-автопилот» при линейно изменяющемся моменте  $M_z = M_{z0} \cdot t$

По построенным переходным процессам необходимо представить выводы об изменении характера поведения самолета при возникновении отказов.

## Приложение 1

### Метод стандартных переходных характеристик (СПХ)

Одним из методов синтеза структур САУ, получивший широкое распространение в практике инженерных расчетов является метод (СПХ).

Суть метода СПХ заключается в том, что для принятой структурной схемы проектируемой САУ выбирают приемлемый вид переходного процесса. Выбранному переходному процессу ставят в соответствие передаточную функцию с уже известными параметрами.

Приравнивая передаточную функцию с неизвестными параметрами к передаточной функции, вид переходного процесса которой удовлетворяет поставленным в задании требованиям, определяют неизвестные величины в структуре проектируемой САУ.

Не рассматривая здесь теоретические аспекты метода СПХ, представим необходимый справочный материал для его практического использования.

При расчетах, в курсовой работе, возможны два вида передаточных функций замкнутой системы “самолет - автопилот”, параметры которых необходимо определять.

1. Если передаточная функция замкнутой системы в общем виде определена выражением

$$\Phi(p) = \frac{b_m p^m + \dots + b_1 p + b_0}{p^n + \dots + a_1 + a_0},$$

то передаточная функция с известным качеством переходного процесса будет иметь вид:

$$\Phi(p) = \frac{\omega_0^k}{p^k + C_{k-1} \omega_0 p^{k-1} + \dots + C_1 \omega_0^{k-1} p + \omega_0^k},$$

где  $k = n - m$ .

Переходные характеристики для систем первого второго и третьего порядка т.е. для  $k=1, k=2, k=3$  а также значения коэффициентов  $C_i$  представлены в таблице 1.

2. Если передаточная функция замкнутой системы в общем виде определена выражением

$$\Phi(p) = \frac{p(b_m p^m + \dots + b_1 p + b_0)}{p^n + \dots + a_1 + a_0},$$

то передаточная функция с известным качеством переходного процесса будет иметь вид:

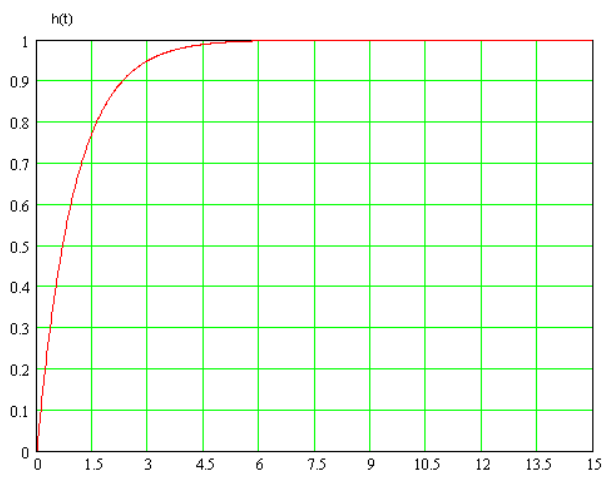
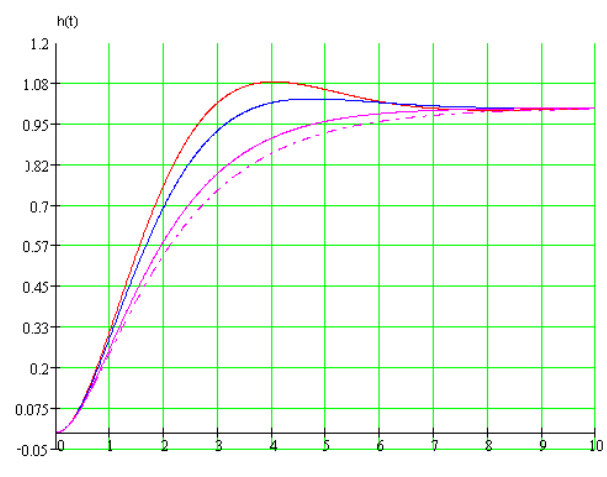
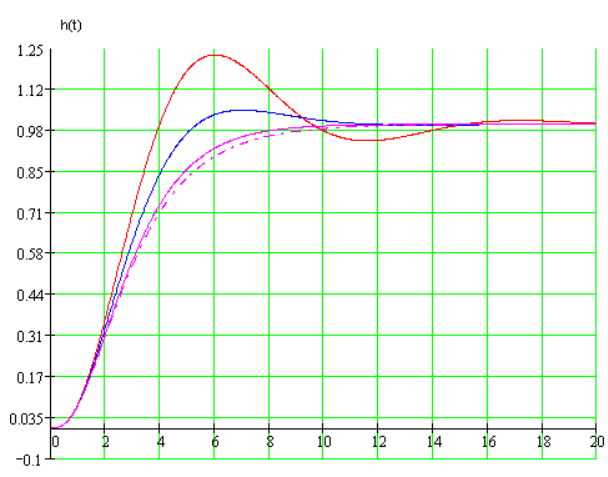
$$\Phi_0(p) = \frac{p\omega_0^{k-1}}{p^k + C_{k-1}\omega_0 p^{k-1} + \dots + C_1\omega_0^{k-1} p + \omega_0^k},$$

где  $k = n - m$ .

Переходные характеристики для систем первого второго и третьего порядка т.е. для  $k=1, k=2, k=3$  а также значения коэффициентов  $C_i$  представлены в таблице 2.

Все графики, представленные в таблицах 2 и 3 соответствуют  $\omega_0 = 1$ . По оси абсцисс отложено безразмерное время  $\tau$ . Для перехода к размерному времени используется соотношение:

$$t = \frac{\tau}{\omega_0} \text{ с.}$$

k=1	k=2	k=3																									
$\Phi_0(p) = \frac{\omega_0}{p + \omega_0}$	$\Phi_0(p) = \frac{\omega_0^2}{p^2 + C_1\omega_0 p + \omega_0^2}$	$\Phi_0(p) = \frac{\omega_0^3}{p^3 + C_2\omega_0 p^2 + C_1\omega_0^2 p + \omega_0^3}$																									
<p style="text-align: center;">—————</p>	<table border="0"> <thead> <tr> <th>№ линии</th> <th>C<sub>1</sub></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Линия №1</td> <td>1,25</td> </tr> <tr> <td>Линия №2</td> <td>1,50</td> </tr> <tr> <td>Линия №3</td> <td>2,00</td> </tr> <tr> <td>Линия №4</td> <td>2,25</td> </tr> </tbody> </table>	№ линии	C <sub>1</sub>	Линия №1	1,25	Линия №2	1,50	Линия №3	2,00	Линия №4	2,25	<table border="0"> <thead> <tr> <th>№ линии</th> <th>C<sub>1</sub></th> <th>C<sub>2</sub></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Линия №1</td> <td>1,73</td> <td>3,12</td> </tr> <tr> <td>Линия №2</td> <td>2,50</td> <td>3,12</td> </tr> <tr> <td>Линия №3</td> <td>3,12</td> <td>3,12</td> </tr> <tr> <td>Линия №4</td> <td>3,30</td> <td>3,12</td> </tr> </tbody> </table>	№ линии	C <sub>1</sub>	C <sub>2</sub>	Линия №1	1,73	3,12	Линия №2	2,50	3,12	Линия №3	3,12	3,12	Линия №4	3,30	3,12
№ линии	C <sub>1</sub>																										
Линия №1	1,25																										
Линия №2	1,50																										
Линия №3	2,00																										
Линия №4	2,25																										
№ линии	C <sub>1</sub>	C <sub>2</sub>																									
Линия №1	1,73	3,12																									
Линия №2	2,50	3,12																									
Линия №3	3,12	3,12																									
Линия №4	3,30	3,12																									
																											

k=1	k=2	k=3																									
$\Phi_0(p) = \frac{p}{p + \omega_0}$	$\Phi_0(p) = \frac{p\omega_0}{p^2 + C_1\omega_0 p + \omega_0^2}$	$\Phi_0(p) = \frac{p\omega_0^2}{p^3 + C_2\omega_0 p^2 + C_1\omega_0^2 p + \omega_0^3}$																									
<p style="text-align: center;">—————</p>	<table border="0"> <tr> <td>№ линии</td> <td><math>C_1</math></td> </tr> <tr> <td>Линия №1</td> <td>1,25</td> </tr> <tr> <td>Линия №2</td> <td>1,50</td> </tr> <tr> <td>Линия №3</td> <td>2,00</td> </tr> <tr> <td>Линия №4</td> <td>2,25</td> </tr> </table>	№ линии	$C_1$	Линия №1	1,25	Линия №2	1,50	Линия №3	2,00	Линия №4	2,25	<table border="0"> <tr> <td>№ линии</td> <td><math>C_1</math></td> <td><math>C_2</math></td> </tr> <tr> <td>Линия №1</td> <td>1,73</td> <td>3,12</td> </tr> <tr> <td>Линия №2</td> <td>2,50</td> <td>3,12</td> </tr> <tr> <td>Линия №3</td> <td>3,12</td> <td>3,12</td> </tr> <tr> <td>Линия №4</td> <td>3,30</td> <td>3,12</td> </tr> </table>	№ линии	$C_1$	$C_2$	Линия №1	1,73	3,12	Линия №2	2,50	3,12	Линия №3	3,12	3,12	Линия №4	3,30	3,12
№ линии	$C_1$																										
Линия №1	1,25																										
Линия №2	1,50																										
Линия №3	2,00																										
Линия №4	2,25																										
№ линии	$C_1$	$C_2$																									
Линия №1	1,73	3,12																									
Линия №2	2,50	3,12																									
Линия №3	3,12	3,12																									
Линия №4	3,30	3,12																									
