

# СОДЕРЖАНИЕ

РАСЧЕТНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ	1
1 Введение . . . . .	1
2 Исходные данные . . . . .	4
3 Математическая модель движения системы ЛА-САУ . . . . .	6
4 Автопилот стабилизации угла крена . . . . .	8
4.1 Анализ устойчивости свободного ЛА . . . . .	8
4.2 Анализ управляемости . . . . .	9
4.3 Закон управления и расчет передаточных чисел . . . . .	11
4.4 Описание метода расчета . . . . .	15
4.5 Расчет . . . . .	22
5 Автопилот стабилизации угла курса . . . . .	28
5.1 Введение . . . . .	28
5.2 Анализ управляемости . . . . .	28
5.3 Закон управления и расчет передаточных чисел АП курса . . . . .	32
6 Заход на посадку . . . . .	39
6.1 Введение . . . . .	39
6.2 Закон управления . . . . .	46
6.3 Расчет передаточных чисел и моделирование системы . . . . .	49
7 Вывод по исследовательской части . . . . .	51
КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ	52
1 Рулевой агрегат управления . . . . .	52
1.1 Конструкция . . . . .	52
1.2 Технические характеристики . . . . .	55
1.3 Технические условия . . . . .	55

1.4 Расчет РАУ . . . . .	55
2 Датчик угловой скорости ДУСв-5 . . . . .	64
2.1 Назначение . . . . .	64
2.2 Описание . . . . .	64
2.3 Основные технические характеристики . . . . .	66
2.4 Принцип действия волоконно-оптического гироскопа . . . . .	66
2.5 Пределы обнаружения угловой скорости . . . . .	68
2.6 Устройство и работа составных частей ВОГ . . . . .	69
ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ . . . . .	71
1 Выбор организационной формы сборки . . . . .	71
2 Схема сборки прибора . . . . .	73
3 Определение показателей технологичности конструкции прибора . . . . .	75
4 Расчет размерной цепи . . . . .	78
5 Приспособление для замера осевого люфта РАУ . . . . .	82
6 Приспособление для проверки РАУ . . . . .	83
Технологический процесс . . . . .	84
ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ . . . . .	91
1 Введение . . . . .	91
2 Основные понятия организации НИР . . . . .	92
3 Методика расчета затрат на НИР . . . . .	96
3.1 Расчет продолжительности работ . . . . .	97
4 Смета затрат на проведение НИР . . . . .	100
4.1 Основная заработная плата . . . . .	100
4.2 Дополнительная заработная плата . . . . .	101
4.3 Страховые взносы . . . . .	102
4.4 Материальные затраты . . . . .	102

4.5 Накладные расходы . . . . .	103
4.6 Итоговые затраты на НИР . . . . .	104
5 Выводы . . . . .	104
<b>ОХРАНА ТРУДА И ЭКОЛОГИЯ</b>	<b>106</b>
1 Введение . . . . .	106
2 Оценка воздействия компьютера на здоровье пользователя . . . . .	106
3 Биологические эффекты излучений . . . . .	107
4 Заболевания опорно-двигательной системы . . . . .	109
5 Синдром компьютерного стресса . . . . .	110
6 Нормирование вредных факторов при работе с компьютером . . . . .	111
6.1 Требования к уровням шума и вибрации . . . . .	114
6.2 Требования к освещению . . . . .	115
6.3 Требования к уровням электромагнитных полей . . . . .	118
6.4 Требования к уровням электростатических полей . . . . .	118
6.5 Требования к ионизирующему излучению . . . . .	119
7 Общие требования к электробезопасности . . . . .	120
8 Требования к визуальным параметрам ВДТ . . . . .	121
9 Организация оптимального рабочего места . . . . .	122
9.1 Требования к организации и оборудованию рабочих мест . . . . .	124
9.2 Требования к организации медицинского обслуживания . . . . .	126
9.3 Требования пожарной безопасности . . . . .	126
9.4 Требования электробезопасности . . . . .	128
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ</b>	<b>130</b>
Список литературы	131
Список сокращений	132

# РАСЧЕТНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ

## 1 Введение

В настоящее время в самолетостроении широко применяются системы автоматического управления. Особенностью современных маневренных самолетов является существенное изменение пилотажных характеристик в эксплуатационной области их применения. Бортовая система автоматического управления сейчас является необходимым средством, обеспечивающим эффективную эксплуатацию современного самолета.

Автопилоты способны выполнять разные задачи. Кроме угловой стабилизации они позволяют автоматически стабилизировать высоту в полете, производить развороты, набор высоты и снижение, стабилизировать бомбардировочный прицел. Некоторые автопилоты могут быть использованы для автоматического взлета и посадки самолета, а также приведение самолета из любого положения в горизонтальный полет.

Летательный аппарат (ЛА) вместе с автопилотом представляет собой замкнутую систему автоматического регулирования, в которой самолет — объект, а автопилот — регулятор. В процессе регулирования регулируемая величина либо поддерживается постоянной (режим стабилизации), либо изменяется по определенному закону (режим управления). Регулятор производит измерение разности между действительными и заданными значениями регулируемого параметра и в зависимости от величины и знака этой разницы оказывает на объект воздействие, в результате которого измеряемое значение параметра становится равным заданному.

Управление ЛА может быть ручным, полуавтоматическим и автоматиче-

ским. По своему назначению автоматические устройства системы управления ЛА можно разделить на три группы:

- автоматы облегчающие (обеспечивающие) ручное пилотирование (демпферы крена, тангажа и рыскания; автоматы продольного или бокового управления и перегрузки; автоматы устойчивости и управляемости)
- автоматы обеспечивающие автоматическое пилотирование ЛА по одной или нескольким координатам управления (начиная с этого уровня автоматы называют автопилотами)
- комплексные системы управления полетом без участия человека.

Под автопилотом, в широком смысле этого слова, понимается совокупность средств автоматики, обеспечивающая с заданной точностью и надежностью автоматическое управление летательным аппаратом в полете.

В состав автопилота входят основные компоненты:

- чувствительные элементы или измерительные устройства, которые измеряют отклонения регулируемого параметра и выдают сигналы, пропорциональные этому отклонению
- усилительно-преобразующие устройства, которые служат для усиления и преобразования сигналов, поступающих для управления исполнительным устройством
- исполнительные устройства, которые предназначены для создания управляющего воздействия на объект с помощью органов управления

Автоматизация процесса управления самолетом не исключает летчика из контура управления, оставляя за ним функции включения САУ, их переключения и отключения, а также функции контроля процесса пилотирования самолета. Задача разработчика заключается в рациональном распределении и сочетании в рамках единой системы управления функций летчика и САУ.

Под управляемостью ЛА понимают его способность изменять параметры своего движения при приложении управляющих воздействий и характер изменения этих параметров во времени.

Под хорошей управляемостью подразумевают реагирование ЛА на перемещения рычагов управления (с приложением относительно небольших усилий) без чрезмерного запаздывания и колебательности.

Управляемость ЛА находится в прямой связи с устойчивостью его возмущенного движения. ЛА с достаточным запасом устойчивости требует простых движений рычагами управления и не требует специальных мер для парирования внешнего возмущения.

Поэтому часто, характеризуя ЛА, говорят об его устойчивости, маневренности и управляемости, не отрывая одно понятие от другого.

Характеристики управляемости можно получить, используя методы теории автоматического управления. При этом принимают входные воздействия в виде единичных функций  $h(t)$  по координате управления  $z(t)$ , используя передаточную функцию ЛА -  $W(p)$ . В любой реакции динамического объекта на внешнее воздействие можно выделить переходную и установившуюся составляющие этой реакции, а показатели управляемости можно условно разделить на динамические показатели (определяющие вид переходного процесса) и статические показатели (определяющие установившееся движение ЛА – коэффициенты усиления соответствующих передаточных функций).

В общем случае координат управления две: координата управления продольным движением  $Z_{\Pi}(t)$  и координата управления боковым движением  $Z_{\text{Б}}(t)$ .

В боковом движении обычно в качестве координаты управления требуется угол крена  $\gamma$ , либо угол курса (рысканья)  $\psi$ .

В данном дипломном проекте разработан автомат стабилизации бокового движения маневренного самолета.

## 2 Исходные данные

Время регулирования:

$$t_{\text{рег}\gamma} = (2 \dots 5)\text{с} \quad \text{— по крену,}$$

$$t_{\text{рег}\psi} = (10 \dots 18)\text{с} \quad \text{— по курсу,}$$

$$t_{\text{рег}\varepsilon_k} = (60 \dots 80)\text{с} \quad \text{— по боковому отклонению}$$

Перерегулирование:  $\sigma_\gamma \leq 5\%$ ,  $\sigma_\psi = 0\%$

Точность стабилизации:  $\Delta_\gamma = \pm 5\%$ ,  $\Delta_\psi = \pm 5\%$

Таблица 1.1 - Параметры линейной математической модели, 1

№	H, км	M	$a_1, \frac{\text{рад}}{\text{с}}$	$a_2, \frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$	$a_3, \frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$	$a_4, \frac{\text{рад}}{\text{с}}$	$a_5, \frac{\text{рад}}{\text{с}}$	$a_6, \frac{\text{рад}}{\text{с}}$	$a_7, \frac{\text{рад}}{\text{с}}$
1	0	0.4	0.635	5.47	2.72	0.269	3.26	0.709	0.043
2	0	0.8	1.38	25.5	9.2	0.527	13.1	1.13	0.0709
3	0	1.2	2.5	54.4	10.6	0.905	10.4	1.6	0.0554
4	5	0.4	0.354	2.75	1.51	0.153	1.49	0.525	0.0254
5	5	1.6	1.64	40	7.56	0.62	7.36	0.985	0.0278
6	10	0.8	0.405	6.41	2.88	0.159	3.5	0.443	0.0254
7	10	1.5	0.857	18	4.79	0.312	4.45	0.551	0.0203
8	10	2	0.894	21.7	4.23	0.371	5.25	0.556	0.0139
9	15	0.8	0.184	2.77	1.35	0.0738	1.36	0.276	0.0121
10	15	1.5	0.395	7.92	2.48	0.146	2.23	0.302	0.0107
11	15	2.35	0.506	10	2.1	0.187	3.13	0.305	0.0067
12	20	2	0.15	2.03	0.813	0.0602	0.816	0.148	0.0027

Таблица 1.2 - Параметры линейной математической модели, 2

№	H, км	M	$b_1 \frac{\text{рад}}{c}$	$b_2 \frac{\text{рад}}{c^2}$	$b_3 \frac{\text{рад}}{c^2}$	$b_4 \frac{\text{рад}}{c}$	$b_5$	$b_6 \frac{\text{рад}}{c}$	$b_7$
1	0	0.4	3.1	20.2	17.6	0.0719	-0.518	0.0571	0.0649
2	0	0.8	7.32	61.7	51.2	0.036	-3.03	0.126	0.0134
3	0	1.2	12.6	176	33.5	0.024	-1.95	0.178	0.0016
4	5	0.4	1.79	13.9	9.78	0.0759	-0.313	0.0085	0.125
5	5	1.6	7.23	138	22.9	0.0191	1.05	0.131	0.0044
6	10	0.8	2.2	20.2	19.2	0.0409	-1.11	0.033	0.0541
7	10	1.5	3.8	65.5	17	0.0218	-0.187	0.0773	0.0136
8	10	2	3.92	78.7	15.9	0.0164	-0.297	0.0812	0.0099
9	15	0.8	1.04	12.9	8.86	0.0413	-0.176	0.004	0.117
10	15	1.5	1.77	30.8	9.84	0.0222	-0.378	0.0372	0.0345
11	15	2.35	1.82	44.3	12	0.0141	0.0306	0.0422	0.0216
12	20	2	0.62	14.4	4.2	0.0166	-0.042	0.0107	0.0776

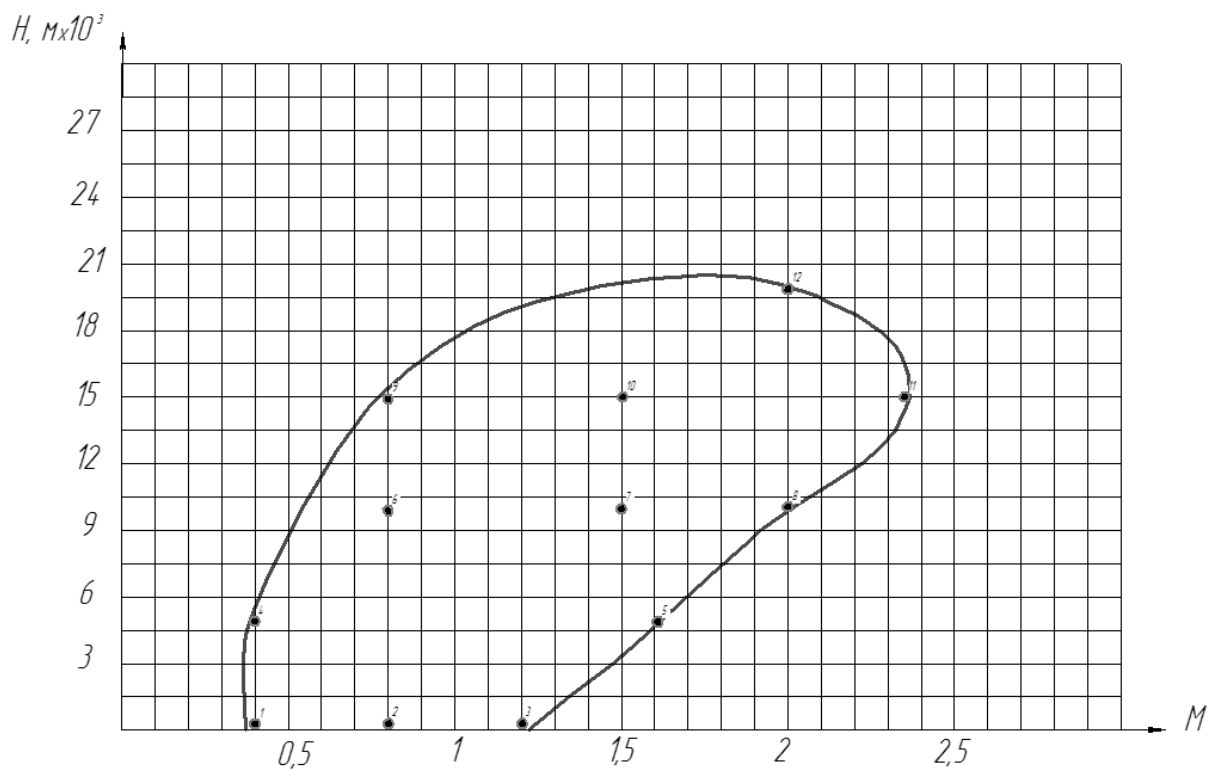


Рис. 1.1 - Полетная область



### 3 Математическая модель движения системы ЛА-САУ

Анализ математической модели движения самолета как объекта управления предусматривает в основном исследование устойчивости движения «свободного» самолета и определение его характеристик управляемости ручным управлением. Под «свободным» самолетом будем понимать самолет, не управляемый ни летчиком, ни каким-либо автоматом. Органы управления такого самолета жестко закреплены в балансировочных положениях.

Характеристиками устойчивости и управляемости определяется возможность стабилизации заданных координат управления и тем самым сама возможность управления движением самолета. Неудовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости сужают диапазон возможного применения самолета.

Математическая модель движения самолета представляет собой упрощенное описание его реального движения.

Простейшая математическая модель движения ЛА - это линейная модель, а именно система линейных уравнений. Широкое использование линейной модели при синтезе структуры АП объясняется рядом причин:

- формы большинства ЛА таковы, что на основных рабочих режимах полета имеют место линейные зависимости сил и моментов от кинематических параметров;
- при правильно спроектированной системе величина ошибки  $E(t)$  не может быть большой;
- по первой теореме Ляпунова вопрос об устойчивости нелинейной системы может быть решен на основе линейной аппроксимации.

Это позволяет вместо системы нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих пространственное движение ЛА, воспользоваться их пер-

вым приближением — уравнениями для малых отклонений относительно некоторого опорного режима полета.

В общем виде линейная нестационарная модель движения ЛА может быть представлена следующим образом:

$$\dot{x}(t) = A(t) \cdot x(t) + B(t) \cdot u(t) \quad (1.1)$$

Часто коэффициенты матриц  $A(t)$  и  $B(t)$  являются гладкими функциями времени с относительно малыми скоростями изменения. Это позволяет использовать метод, при котором вместо  $A(t)$  и  $B(t)$  используются коэффициенты  $A$  и  $B$ , являющиеся для данного режима величинами постоянными, что приводит к линейной стационарной модели движения самолета (горизонтальный прямолинейный полет  $\Theta \approx 0, \gamma \approx 0, \beta \approx 0$ )

Если за опорный режим полета принять прямолинейный горизонтальный полет, допустимо исследовать продольное и боковое движение ЛА изолированно друг от друга. Тогда в уравнении (1.1) для бокового движения будем иметь:

$$\begin{cases} (p + b_1) \omega_x + a_6 \omega_y + b_2 \beta + a_5 \delta_H + b_3 \delta_3 = 0 \\ b_6 \omega_x + (p + a_1) \omega_y + a_2 \beta + a_3 \delta_H + b_5 \delta_3 = 0 \\ -b_7 \omega_x - a_8 \omega_y + (p + a_4) \beta - b_4 \cdot \gamma + a_7 \cdot \delta_H = 0 \\ -\omega_x + a_9 \cdot \omega_y + (p - b_8) \cdot \gamma = 0 \\ -a_{10} \omega_y + b_9 \gamma + p \cdot \psi = 0 \end{cases} \quad (1.2)$$

Где коэффициенты линейной модели взяты из таблиц 1.1 и 1.2.

## 4 Автопилот стабилизации угла крена

### 4.1 Анализ устойчивости свободного ЛА

Математическим критерием возможности изолированного исследования движений  $\psi - \beta$  и движения  $\gamma$  служит критерий:

$$\frac{b_1(a_1a_4 + a_2)}{A_3 - b_2b_4} \geq 0,9 \quad (1.3)$$

где

$$A_3 = b_1(a_1a_4 + a_2) + b_2(b_4 - b_6 + a_1b_7) - a_6(a_4b_6 + a_2b_7)$$

Положим  $b_4 = 0$

Вычислим выражение для каждого режима:

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1.03	1.04	1.05	0.94	1.06	1.03	1.07	1.07	0.95	1.06	1.09	1.01

Таким образом, на всех режимах допустимо исследовать характеристики управляемости по изолированным уравнениям движения.

Исследуем изолированное движение ЛА по углу крена. Уравнения изолированного движения свободного ЛА по углу крена

( $\delta_H = \delta_3 = a_9 = b_8 = b_9 = 0$ ) имеют вид:

$$\begin{cases} (p + b_1)p\gamma + \omega_y a_6 + b_2\beta = 0 \\ \omega_x b_6 + (p + a_1)\omega_y + a_2\beta + a_3\delta_H + b_5\delta_3 = 0 \\ -\omega_x b_7 + (p + a_4)\beta + \omega_y a_8 + a_7\delta_H - b_4\gamma = 0 \end{cases} \quad (1.4)$$

характеристическое уравнение системы имеет вид:

$$A_0\lambda^4 + A_1\lambda^3 + A_2\lambda^2 + A_3\lambda + A_4 = 0$$

где

$$A_0 = 1$$

$$A_1 = a_1 + a_4 + b_1$$

$$A_2 = a_1 a_4 + a_2 + b_1(a_1 + a_4) + b_2 b_7 - a_6 b_6$$

$$A_3 = b_1(a_1 a_4 + a_2) + b_2(b_4 - b_6 + a_1 b_7) - a_6(a_4 b_6 + a_2 b_7)$$

$$A_4 = b_4(a_1 b_2 - a_2 a_6)$$

Условием устойчивости такой системы в соответствии с критерием Рауса-Гурвица<sup>1</sup> является:

$$A_1 > 0, A_2 > 0, A_3 > 0, A_4 > 0, R = A_1 A_2 A_3 - A_3^2 - A_1^2 A_4 > 0$$

Рассчитаем эти величины для каждого из режимов:

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
A1	4	9	16	2,2	9,5	2,7	5	5,17	1,3	2,32	2,5	0,8
A2	9,7	41	99	5,4	57,7	8	23,4	27,7	4,57	10	12	3,28
A3	18,3	187	686	6,4	282	14,7	66	82	3,6	14	17,4	1,5
A4	0,63	2	7	0,3	3,7	0,21	1	1,17	0,07	0,2	0,19	0,03
R	366	35300	$6 \cdot 10^5$	37	74765	107	3355	5004	8,5	128	234	1,8

Из таблицы видно, что на всех режимах полета движение по крену устойчиво.

## 4.2 Анализ управляемости

Условие устойчивости является необходимым, но не достаточным для совершения полета, т. к. устойчивый ЛА может оказаться плохо управляемым.

Рассмотрим динамические характеристики управляемости по крену.

Показателем управляемости по крену является  $T_\gamma = \frac{1}{b_1}$  - постоянная времени при движении ЛА по крену при нулевом угле скольжения.

Для получения хорошей управляемости ЛА на отклонение элеронов надо, чтобы самолет реагировал на это отклонение только изменением угла кре-

<sup>1</sup>Коэффициенты многочлена положительны. Главные диагональные миноры матрицы Гурвица положительны  $\Delta_1 > 0, \dots, \Delta_n > 0$ . Поскольку  $\Delta_n = a_n \Delta_{n-1}$ , то можно записать  $\Delta_n > 0$  как  $A_n > 0$ .

на, причем угловая скорость крена  $\dot{\omega}_x$  достаточно быстро достигала бы установившегося значения, пропорционального отклонению элеронов. Быстрота достижения угловой скоростью  $\dot{\omega}_x$  установившегося значения определяется угловым ускорением:

$$\dot{\omega}_x = b_3(1 - e^{-\frac{1}{T_\gamma}})\delta_{\text{эmax}}$$

при  $\delta_{\text{эmax}} = \pm 25^\circ$

Поэтому показатель управляемости представляют в виде графика зависимости  $b_3\delta_{\text{эmax}}(T_\gamma)$

Исследуем управляемость по показателю, приведенном на рис 1.2.

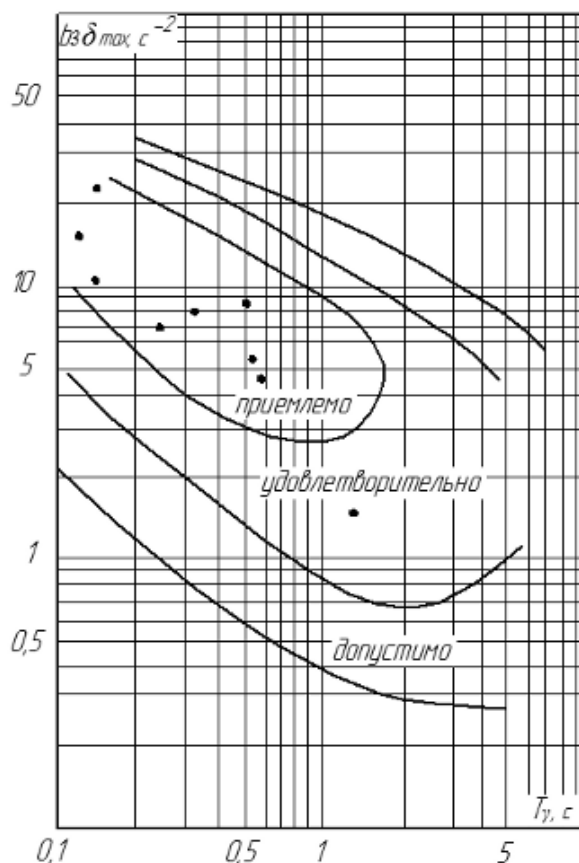


Рис. 1.2 - Показатель управляемости по крену

Этот показатель связывает с оценками летчиков величины угловых ускорений ЛА при максимальном отклонении элеронов и постоянной времени  $T_\gamma$ .

Рассчитаем для каждого из режимов величины  $T_\gamma$  и  $b_3\delta_{\max}$  при  $\delta_{\max} = 25^\circ = 0,44\text{рад}$ .

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$T_\gamma$	0,32	0,14	0,08	0,56	0,14	0,5	0,26	0,26	0,96	0,57	0,55	1,6
$b_3\delta_{\max}$	7,7	22,5	14,7	4,3	10,1	8,5	7,5	7	3,9	4,3	5,3	1,8

Из таблицы и графика видно, что первые 11 режимов попадают в область приемлемой управляемости, а 12-й - в область удовлетворительной.

### 4.3 Закон управления и расчет передаточных чисел

АП крена с интегральным законом управления при сервоприводе с жесткой обратной связью (ЖОС). Закон управления имеет вид:

$$\delta_3 = \mu \omega_x + i\gamma + v \int_0^t (\gamma - \gamma_{\text{зад}}) dt \quad (1.5)$$

Где  $\mu, i, v$  - передаточные числа АП.

Математическую модель движения системы „ЛА-АПГ” можно представить следующим образом:

$$\begin{cases} \omega_x' = -b_1 \omega_x - b_3(\mu \omega_x + i\gamma + v\xi) \\ \gamma' = \omega_x \\ \xi' = \gamma - \gamma_{\text{зад}} \end{cases} \quad (1.6)$$

Чувствительным элементом системы, измеряющим  $\omega_x$ , является ДУС.

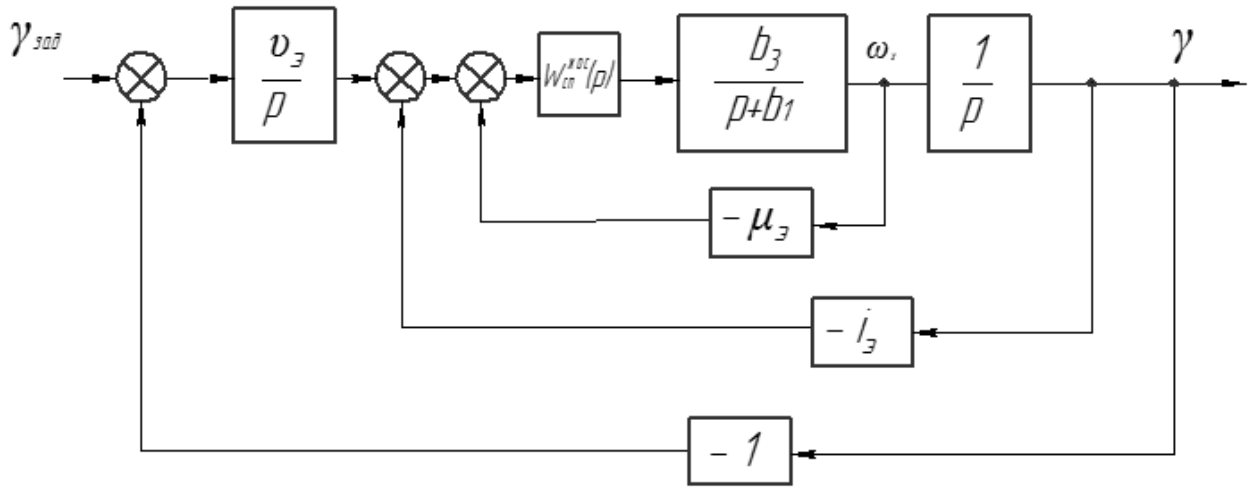


Рис. 1.3 - Структурная схема системы ЛА-АП крана

Передаточная функция замкнутой системы “ЛА-АП $\gamma$ ” на управляющее возмущение имеет вид:

$$\Phi_{\frac{\gamma}{\text{зад}}}(p) = \frac{vb_3}{p^3 + (b_1 + \mu_3 b_3)p^2 + ib_3 p + vb_3} \quad (1.7)$$

В качестве эталонной системы примем систему третьего порядка с кратными корнями характеристического уравнения:

$$\Phi_3(p) = \frac{k_3}{(p + \lambda_3)^3} = \frac{\lambda_3^3}{p^3 + 3\lambda_3 p^2 + 3\lambda_3 p + \lambda_3^3}$$

В форме Вышнеградского передаточные функции  $\Phi_{\frac{\gamma}{\text{зад}}}(p)$  и  $\Phi_3(p)$  записываются как:

$$\Phi_{\frac{\gamma}{\text{зад}}}(p) = \frac{1}{\Omega_0 \left[ p^3 + \frac{(b_1 + \mu_3 b_3)}{\Omega_0} p^2 + \frac{ib_3}{\Omega_0^2} p + 1 \right]}$$

$$\Phi_3(p) = \frac{1}{\Omega_0 (p^3 + 3p^2 + 3p + 1)}$$

где  $\Omega_{03} = |\lambda_3|$

Полагая, что

$$\lambda_3^2 = \Phi_{0_3}^3 = \Omega_{0_3}^3 = \nu_3 b_3$$

$$\frac{b_1 + \mu b_3}{\Omega_0} = 3; \frac{i_3 b_3}{\Omega_0^2} = 3$$

получим

$$\mu_3 = \frac{3\Omega_0 - b_1}{b_3}; i_3 = \frac{3\Omega_0^2}{b_3}; \nu_3 = \frac{\Omega_0^3}{b_3}$$

Учитывая, что для системы третьего порядка  $\Omega_0 = 6/t_{\text{пер}}$ , получим:

$$\left\{ \begin{array}{l} \mu = \frac{18 - b_1 \cdot t_{\text{пер}}}{b_3 \cdot t_{\text{пер}}} [c] \\ i = \frac{108}{b_3 \cdot t_{\text{пер}}^2} \\ \nu = \frac{216}{b_3 \cdot t_{\text{пер}}^3} \left[ \frac{\text{рад}}{c} \right] \end{array} \right. \quad (1.8)$$

На всех режимах проведем расчет каждого передаточного числа для  $t = 2c$  и  $t = 5c$  с целью выбрать общее значение каждого из  $\mu$ ,  $i$ ,  $\nu$ . При этом отрицательные значения полагаем равными нулю.

Расчеты приведены в таблице 1.3.



Таблица 1.3 - Значения  $\mu$ ,  $i$ ,  $v$  для разного времени регулирования

№ реж.	$\mu_{t=2}, c$	$\mu_{t=5}, c$	$i_{t=2}$	$i_{t=5}$	$v_{t=2}, \frac{\text{рад}}{c}$	$i_{t=5}, \frac{\text{рад}}{c}$
1	0.335	0.0284	1.53	0.245	1.53	0.0982
2	0.0328	0	0.527	0.0844	0.527	0.0338
3	0	0	0.806	0.129	0.806	0.0516
4	0.737	0.185	2.76	0.442	2.76	0.177
5	0.0773	0	1.18	0.189	1.18	0.0755
6	0.354	0.0729	1.41	0.225	1.41	0.09
7	0.306	0	1.59	0.254	1.59	0.102
8	0.319	0	1.7	0.272	1.7	0.109
9	0.898	0.289	3.05	0.488	3.05	0.195
10	0.735	0.186	2.74	0.439	2.74	0.176
11	0.598	0.148	2.25	0.36	2.25	0.144
12	2	0.71	6.43	1.03	6.43	0.411

Для передаточного числа  $\mu$ :

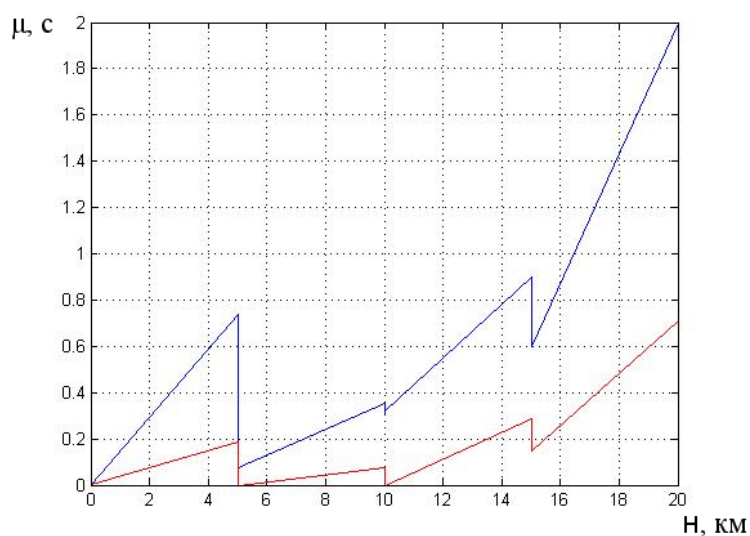


Рис. 1.4 - Передаточное число  $\mu$  в зависимости от высоты

Из таблицы видно, что данные имеют достаточно большой разброс, и их сложно аппроксимировать кусочно-линейной функцией. Поэтому значения передаточных чисел необходимо корректировать.

#### 4.4 Описание метода расчета

Для коррекции передаточных чисел АП в зависимости от режимов полета ЛА используем следующую методику.

Переходная функция системы „ЛА-АП”  $H(x, y, z)$  является функцией нескольких переменных, а именно параметров АП. Тогда полный дифференциал этой функции запишем как

$$dH(x, y, z) = H_x(x, y, z)\Delta x + H_y(x, y, z)\Delta y + H_z(x, y, z)\Delta z \quad (1.9)$$

где  $H_x(x_1, \dots, x_k) = \frac{\partial H(x_1, \dots, x_k)}{\partial x_i}$  — частная производная по  $i$ -й переменной.

$k$  - максимальное количество параметров АП,  $i = 1, k$

Предлагаемая методика заключается в определении допустимых с точки зрения качества управления „нарушений” в строгих соотношениях между номинальными значениями параметров АП, т.е. величин  $\Delta\mu, \Delta\nu, \Delta i$ .

Пусть  $\Delta(t)$  – заданная точность при выводе системы „ЛА-АП” на заданную координату управления при единичном управляющем возмущении. Переходная функция  $H_{ij}(t)$  будет удовлетворять требованиям технического задания, если на заданном  $i$ -м режиме полета при  $j$ -м времени регулирования соблюдается условие

$$\Delta(t) \geq |H_{ij}^H(t) - H_{ij}^a(t)|$$

где  $H_{ij}^H(t)$  и  $H_{ij}^a(t)$  - переходные функции системы с номинальными и аппроксимированными параметрами соответственно;

Решение удобнее проводить в частотном пространстве, поскольку в этом случае поставленная задача может быть сведена к решению типовой задачи линейного программирования.

#### 4.4.1 Расчет передаточных чисел и допустимых отклонений

Основная идея алгоритма состоит в том, что в качестве времени регулирования задан некоторый временной диапазон  $[t_{\text{рег}_{\min}}; t_{\text{рег}_{\max}}]$ , что позволяет варьировать значения параметров АП для различных значений  $t_{\text{рег}}$  из этого диапазона. Определение этих пределов и есть главная задача, поскольку на их основании на последнем этапе можно будет синтезировать единый закон управления для всей области полета.

В частотной области в качестве характеристик переходного процесса выступают две функции:  $A(\omega)$  - амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) и  $\varphi(\omega)$  - фазово-частотная характеристика (ФЧХ). Принципиально эти характеристики могут быть представлены в аналитическом виде при известной передаточной функции системы самолет – АП.

Однако наряду с аналитическим методом расчета функций чувствительности возможно применение и численных методов, целесообразность применения которых обоснована следующими соображениями:

- передаточная функция системы представляет из себя довольно сложное выражение и разработчик вынужден при любом изменении структуры ее корректировать, что создает излишние сложности при разработке единого автоматического алгоритма расчета
- погрешность численного метода относительно аналитического невелика

Для определения функций чувствительности частотных характеристик использован метод численного дифференцирования, т.е. применены следующие формулы:

$$\frac{\partial A(\omega)}{\partial l} = \frac{A(\omega, l + \Delta l) - A(\omega, l - \Delta l)}{2\Delta l}$$

$$\frac{\partial \varphi(\omega)}{\partial l} = \frac{\varphi(\omega, l + \Delta l) - \varphi(\omega, l - \Delta l)}{2\Delta l}$$

где

$l$  - переменная, по которой производят дифференцирование;

$\Delta l$  - некоторое небольшое приращение переменной  $l$ , величина которого не должна превышать нескольких процентов от величины самой переменной.

В качестве эталона оптимизации выбирают так называемый «опорный режим» работы системы на некотором фиксированном режиме полета, к параметрам движения которого будут приближены параметры движения всех остальных режимов полета за счет изменения параметров АП. Выбор опорного режима осуществляют исходя из следующего:

- время регулирования (срабатывания) системы на опорном режиме должно соответствовать  $t_{рег\,min}$ , т.к. основное требование к системе - максимальное быстродействие;
- значения параметров АП на опорном режиме  $x_{r\,оп}$  должны быть технически реализуемыми и минимальными по их значениям, т.к. варьирование параметров на расчетном режиме производят в сторону увеличения, т.е.  $x_{r\,ном} \geq x_{r\,рас} \geq x_{r\,оп}$
- перерегулирование на опорном режиме должно соответствовать ТЗ

Главным критерием при расчетах являются допустимые отклонения амплитудной  $\Delta A_{доп}$  (АЧХ) и фазовой  $\Delta \varphi_{доп}$  (ФЧХ) частотных характеристик переходной функции, в качестве которых приняты  $\Delta A_{доп} = 0,05$  и  $\Delta \varphi_{доп} = -0,1$

В общем случае увеличение  $\Delta A_{доп}$  влияет на увеличение перерегулирования, а  $\Delta \varphi_{доп}$  – времени регулирования.

При переходе в частотное пространство кроме переменных  $\Delta \mu, \Delta \nu, \Delta i$  по-

являются, вследствие допустимости варьирования времени регулирования в пределах  $[t_{\text{рег. min}}; t_{\text{рег. max}}]$ , еще две переменные:  $\Delta\omega_{\text{тек}}$  и  $\Delta A_{\text{тек}}$ .

Поскольку необходимо определить максимально допустимые отклонения значений параметров АП от их расчетных значений на каждом режиме полета, то записываем линейную форму вида:

$$F = \max(\Delta\mu + \Delta v + \Delta i)$$

и систему уравнений для решения задачи методом линейного программирования:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_0^\mu(\omega) \cdot \Delta\mu + A_0^v(\omega) \cdot \Delta v + A_0^i(\omega) \cdot \Delta i + A_0^\omega(\omega_{\min}) \cdot \Delta\omega_{\text{тек}} = \Delta A_{\text{доп}} \\ \varphi_0^\mu(\omega) \cdot \Delta\mu + \varphi_0^v(\omega) \cdot \Delta v + \varphi_0^i(\omega) \cdot \Delta i + \varphi_0^\omega(\omega_{\min}) \cdot \Delta\omega_{\text{тек}} = \Delta\varphi_{\text{доп}} \\ \Delta\mu \leq \mu_{\min} - \mu_0 \\ \Delta v \leq v_{\min} - v_0 \\ \Delta i \leq i_{\min} - i_0 \\ \Delta\omega_{\text{тек}} \leq \Delta\omega_{\text{доп}} \end{array} \right. \quad (1.10)$$

где  $A_0^j(\omega)$  - амплитудные функции чувствительности (частные производные) по  $j$ -й переменной;  $\mu_{\min}, v_{\min}, i_{\min}$  - передаточные числа каждого режима, соответствующие  $t_{\text{рег. min}}$ ;  $\mu_0, v_0, i_0$  - передаточные числа опорного режима, соответствующие  $t_{\text{рег. min}}$ ;  $\Delta A_{\text{доп}} \leq 0,05$

В результате решения этой задачи линейного программирования для  $n - 1$  режимов полета самолета, получают для каждого из них допустимые отклонения параметров АП от их номинальных значений.

Тогда на каждом режиме полета вместо  $j_{\text{ном}}$  допустимо реализовывать значение параметра  $j_{\text{кор}} = j_{\text{ном}} - \Delta j$ , что может существенно упростить аппроксимацию законов коррекции параметров АП.

Предложенная методика легко поддается алгоритмизации, что позволяет написать пакет программ для ПЭВМ, исходными данными для которого будут формулы расчета передаточных чисел и математическая модель движения системы „ЛА-АП”, а выходным результатом — зависимость передаточных чисел от какого-либо параметра движения ЛА.

#### 4.4.2 Реализация методики

Реализация алгоритма состоит из следующих шагов:

1. Рассчитывают передаточные числа для при  $t_{\text{рег. min}}$  и  $t_{\text{рег. max}}$
2. Выбирают опорный режим, на котором передаточные числа АП технически реализуемы, причем скорректированные значения передаточных чисел для остальных режимов должны быть больше опорных.
3. Строят для опорного режима амплитудные и фазовые частотные характеристики при номинальных параметрах, соответствующих  $t_{\text{рег. min}}$  и  $t_{\text{рег. max}}$ . Для фиксированного значения сдвига по фазе вычисляют  $\omega_{\text{min}}$ ,  $\omega_{\text{max}}$  и  $\Delta\omega_{\text{доп}} = \omega_{\text{max}} - \omega_{\text{min}}$ , определяют функции чувствительности системы  $A_0^\omega(\omega_{\text{min}})$  и  $\varphi_0^\omega(\omega_{\text{min}})$  по частоте и принимают функцию чувствительности по переменной  $\Delta A^{\text{тек}}(\omega)$  равной нулю.
4. Находят  $A_0^\omega(\omega_{\text{min}})$  и  $\varphi_0^\omega(\omega_{\text{min}})$
5. Находят величины  $\Delta\mu_i = \mu_{i_{\text{min}}} - \mu_{0_{\text{min}}}$ ,  $\Delta v_i = v_{i_{\text{min}}} - v_{0_{\text{min}}}$ ,  $\Delta i_i = i_{i_{\text{min}}} - i_{0_{\text{min}}}$
6. На всех режимах кроме опорного для случая  $t_{\text{рег. min}}$  определяют для  $\mu, v, i$  амплитудные и фазовые функции чувствительности и находят на интервале  $\omega_{\text{min}} \dots \omega_{\text{max}}$  их максимальное по модулю значение с учетом знака.
7. Задают допустимые отклонения амплитудной и фазовой частотных характеристик.

8. Составляют систему уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} F = \max(\Delta\mu + \Delta v + \Delta i) \\ A_0^\mu(\omega) \cdot \Delta\mu + A_0^v(\omega) \cdot \Delta v + A_0^i(\omega) \cdot \Delta i + A_0^\omega(\omega_{min}) \cdot \Delta\omega_{тек} = \Delta A_{доп} \\ \varphi_0^\mu(\omega) \cdot \Delta\mu + \varphi_0^v(\omega) \cdot \Delta v + \varphi_0^i(\omega) \cdot \Delta i + \varphi_0^\omega(\omega_{min}) \cdot \Delta\omega_{тек} = \Delta\varphi_{доп} \\ \Delta\mu \leq \mu_{min} - \mu_0 \\ \Delta v \leq v_{min} - v_0 \\ \Delta i \leq i_{min} - i_0 \\ \Delta\omega_{тек} \leq \Delta\omega_{доп} \end{array} \right.$$

и решают ее

9. В результате находят

$$\mu^{кор} = \mu_i - \Delta\mu_i$$

$$v^{кор} = v_i - \Delta v_i$$

$$i^{кор} = i_i - \Delta i_i$$

10. Строят переходный процесс для проверки полученных значений. Если параметры переходного процесса не удовлетворяют ТЗ, то для этого режима повторяют операции 3-9, увеличив  $t_{рег}$
11. После определения возможных отклонений передаточных чисел их корректируют для получения наиболее простой кусочно-линейной зависимости, ранжируя, например, по высоте полета.

Блок-схема алгоритма приведена на рис 1.5.



Рис. 1.5 - Блок-схема алгоритма



## 4.5 Расчет

Задаем опорный режим полета ЛА, на котором номинальные значения параметров АП технически реализуемы и минимальны. Опорный режим – 2.

Для этого режима построим амплитудные и фазовые частотные характеристики системы при номинальных параметрах АП для  $t_{рег_{min}}$  и  $t_{рег_{max}}$

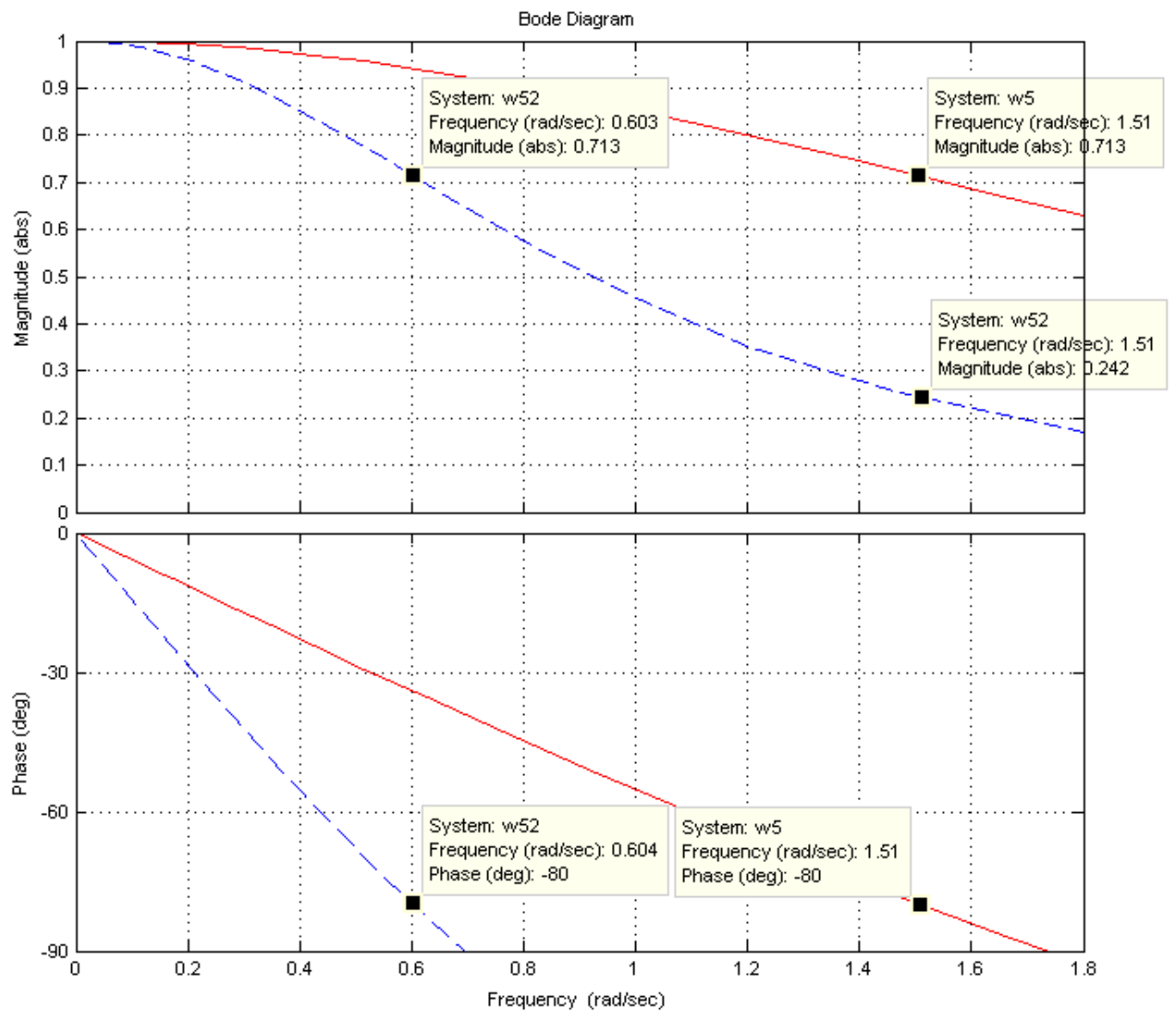


Рис. 1.6 - АЧХ и ФЧХ, построенные для  $t_{рег_{min}}$  (красн.) и  $t_{рег_{max}}$  (син.)

Для фиксированного сдвига по фазе  $= -80^{\circ 2}$  определяем  $\Delta\omega_{\text{доп}} = \omega_{\text{max}} - \omega_{\text{min}} = 0,9 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$

Для опорного режима находим функцию чувствительности по частоте  $A_0^{\omega}(\omega)$  и определяем  $A_0^{\omega}(\omega)_{\text{min}} = -0,18$ .

В результате решения системы (1.10) для каждого режимов полета получаем допустимые отклонения параметров АП от их номинальных значений и вычислим их скорректированные значения.

Таблица 1.4 - Корректированные значения передаточных чисел.

№ реж.	$\mu_{\text{кор}}, \text{с}$	$i_{\text{кор}}$	$\nu_{\text{кор}}, \frac{\text{рад}}{\text{с}}$
1	0,098	0,676	0,527
2	0,033	0,527	0,527
3	0	0,670	0,527
4	0,241	0,838	0,527
5	0,033	0,777	0,527
6	0,144	0,660	0,527
7	0,058	0,683	0,527
8	0,048	0,698	0,527
9	0,341	0,870	0,527
10	0,243	0,826	0,527
11	0,209	0,769	0,527
12	0,566	1,087	0,527

Передаточные числа для 12-го режима были получены в два этапа. Сначала был произведен расчет передаточных чисел по изложенной выше методике при, и получены следующие значения:  $\mu = 0,602\text{с}$ ,  $i = 1,429$ ,  $\nu = 0.763 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$ .

<sup>2</sup>Сдвиг, равный  $-80^{\circ}$ , выбран исходя из того, что разработчиков АП интересует конечный участок переходной функции.

При этих значениях переходной процесс не удовлетворял заданному качеству регулирования:

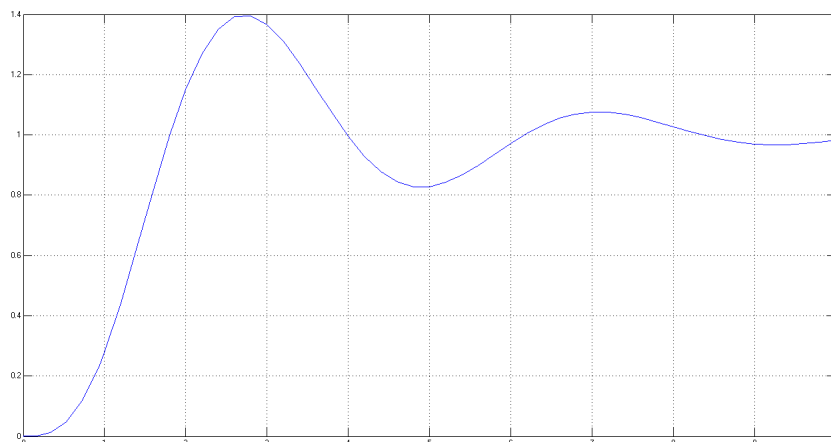


Рис. 1.7

Поэтому расчет был повторен при , и в результате получены следующие передаточные числа:  $\mu = 0,566c, i = 1,087, \nu = 0,527 \frac{\text{рад}}{c}$ .

При полученных после второй итерации передаточных числах переходный процесс стал удовлетворять заданным требованиям:

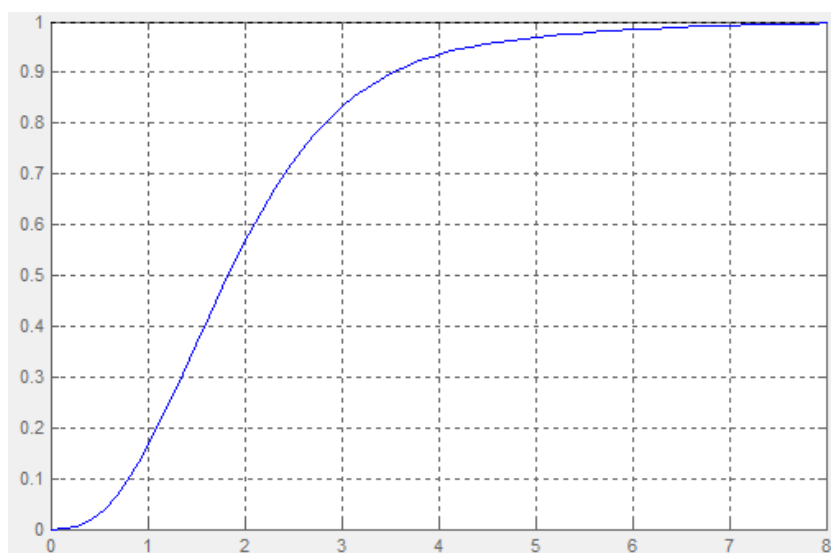


Рис. 1.8

Для окончательного определения законов коррекции все режимы ранжируем по высоте полета.

После определения возможных отклонений аппроксимацию произвести легче. Используя снизим диапазон разброса параметров АП и получим аппроксимированные значения передаточных чисел (которые в общем случае должны быть не меньше скорректированных и не больше расчетных, хотя в некоторых случаях это условие может не выполняться):

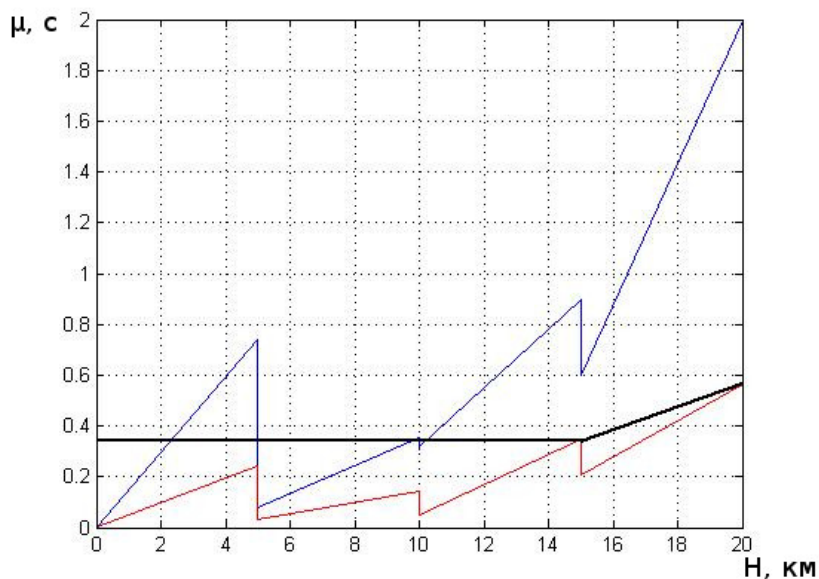


Рис. 1.9 - Зависимость  $\mu_{\text{аппр}}$  от высоты

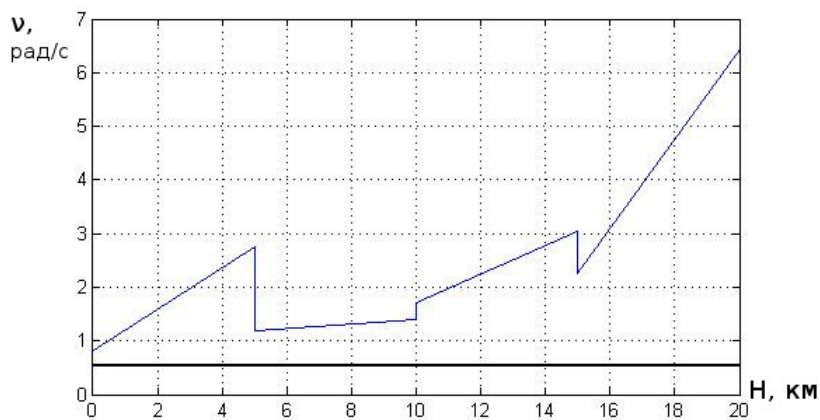


Рис. 1.10 - Зависимость  $\nu_{\text{аппр}}$  от высоты

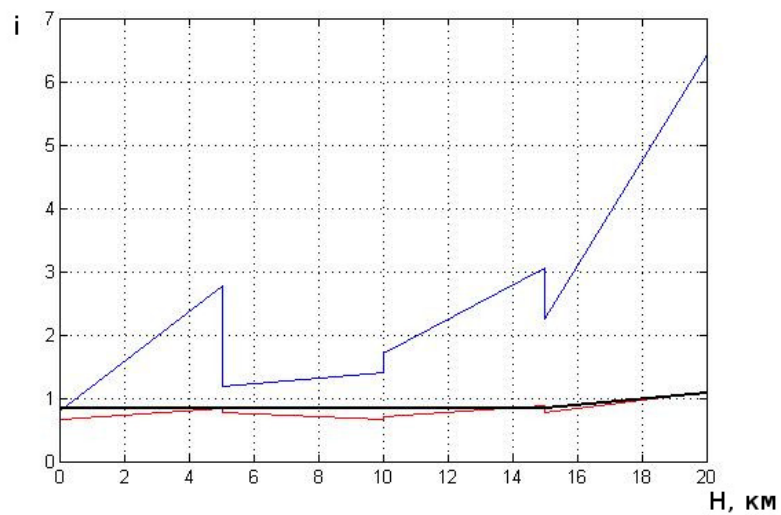


Рис. 1.11 - Зависимость  $i_{\text{аппр}}$  от высоты

Переходные процессы на всех режимах:

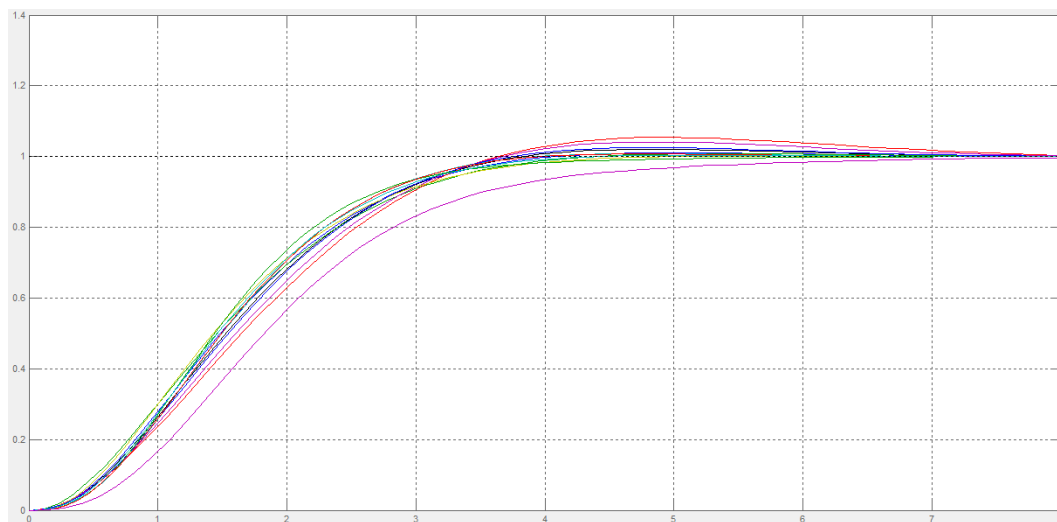


Рис. 1.12 - Переходные процессы на всех режимах полета

Как видно, переходные процессы удовлетворяют требованиям ТЗ.

Таблица 1.5 - Аппроксимированные значения передаточных чисел.

№ реж.	$\mu_{ап}, c$	$i_{ап}$	$\nu_{ап}, \frac{рад}{c}$
1	0,341	0,838	0,527
2	0,341	0,838	0,527
3	0,341	0,838	0,527
4	0,341	0,838	0,527
5	0,341	0,838	0,527
6	0,341	0,838	0,527
7	0,341	0,838	0,527
8	0,341	0,838	0,527
9	0,341	0,838	0,527
10	0,341	0,838	0,527
11	0,341	0,838	0,527
12	0,566	1,087	0,527

## 5 Автопилот стабилизации угла курса

### 5.1 Введение

В задачу стабилизации курса входит стабилизация продольной оси самолета и стабилизация вектора скорости по курсу. Поворот продольной оси в горизонтальной плоскости происходит под действием моментов относительно нормальной оси. Создание управляющего момента относительно нормальной оси производится отклонением элеронов.

Поворот вектора скорости по курсу происходит под действием боковой силы, которая может быть создана или за счет угла скольжения или за счет горизонтальной составляющей подъемной силы, появляющейся при крене самолета. Автопилот стабилизации бокового движения состоит из канала руля направления, который часто называют каналом курса, и канала элеронов, который называют также каналом крена. В качестве чувствительного элемента канала руля направления используется датчик угловой скорости, измеряющий угловую скорость рыскания.

Автопилот перекрестной схемы предполагает подачу позиционного сигнала курса только в канал элеронов. Сервопривод канала элеронов в данном случае имеет жесткую обратную связь.

### 5.2 Анализ управляемости

Автоматы устойчивости и управляемости обеспечивают заданные характеристики устойчивости и управляемости системы ЛА-автомат при ручном пилотировании ЛА. При этом летчик воспринимает такую систему, как ЛА с удовлетворительными характеристиками устойчивости и управляемости.

Показатель управляемости в углах рыскание-скольжение - собственная частота  $\Omega_\beta$  и относительный коэффициент затухания  $\zeta_\beta$  колебаний ЛА по

углу скольжения при нулевом угле крена.

Учитывая, что при выполнении критерия разделения изолированного движения выражения для  $\Omega_\beta$  и  $\zeta_\beta$  при нулевом угле крена имеют вид:

$$\Omega_\beta = \sqrt{a_1 \cdot a_4 + a_2}$$

$$\zeta_\beta = \frac{a_1 + a_4}{2\Omega_\beta}$$

Область удовлетворительных для ручного пилотирования показателей  $\Omega_\beta$  и  $\zeta_\beta$  можно построить в параметрах  $(a_1 + a_4)$  и  $(a_1 \cdot a_4 + a_2)$

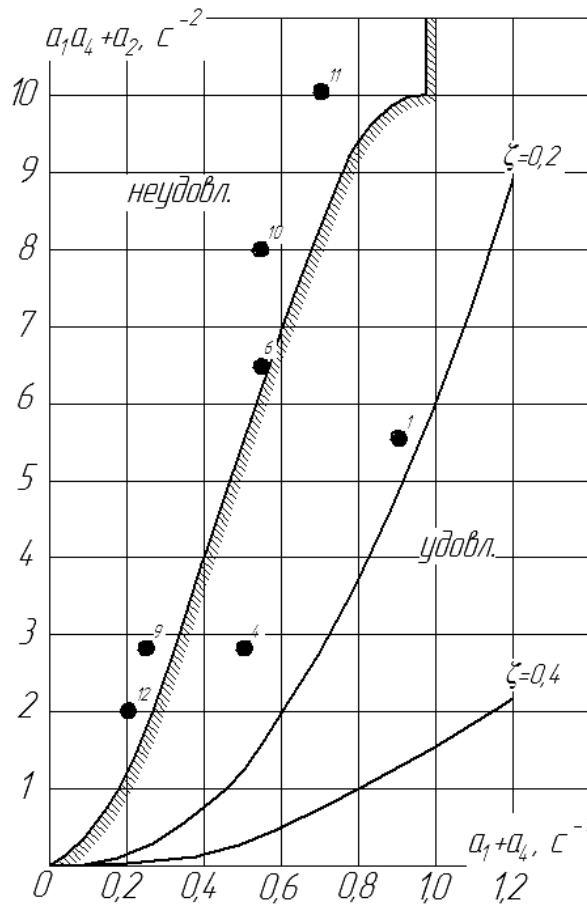


Рис. 1.13 - Области показателей управляемости движения рыскания

Как видно из рис. 1.13 на режимах 4, 6, 9, 10, 11, 12 ЛА будет иметь неудовлетворительную управляемость. Это означает, что на этих режимах необ-



ходимо дополнить САУ автоматическими устройствами, обеспечивающими ручное управление самолетом.

На режимах 4, 9, 12 необходимо использовать автомат бокового управления (АБУ), так как собственная недемпфированная частота колебательной составляющей бокового движения  $\Omega_\beta < 1,75$  рад/с. На режимах 6, 10, 11 необходимо использовать демпфер рыскания, так как относительный коэффициент затухания колебаний ЛА по углу  $\beta$  при нулевом угле крена  $\zeta_\beta < 0,2$

### 5.2.1 Расчет передаточных чисел демпфера рыскания

Закон управления демпфера рыскания при идеальном сервоприводе с жесткой обратной связью:

$$\delta_{нд} = \mu_n \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_y$$

где

$\mu_n$  — передаточное число демпфера;

$T_n$  — постоянная времени фильтра высоких частот, предназначенного для отфильтровывания постоянной составляющей угловой скорости рыскания во время выполнения виража и других маневров. Она должна иметь такую величину, чтобы ее изменение мало сказывалось на динамике системы ЛА-демпер с уже выбранным  $\mu_n$ . Расчеты показывают, что целесообразно выбрать  $T_n = 2 - 5$  с.

Для расчета параметров демпфера рыскания используются упрощенные уравнения бокового движения. Система уравнений движения самолета с демпфером рыскания:

$$\begin{cases} (p + a_1) \omega_y + a_2 \beta + a_3 \delta_H = 0 \\ -\omega_y + (p + a_4) \beta + a_7 \delta_H = 0 \\ -\mu_H T_H p \omega_y + (T_H p + 1) \delta_H = 0 \end{cases} \quad (1.11)$$

Выражения для расчета параметров демпфера рыскания:

$$\mu_H = \frac{2\Omega_\beta (\zeta - \zeta_\beta)}{a_3}$$

$$T_H = \frac{a_3}{a_3 a_4 - a_2 a_7}$$

где  $\zeta_\beta = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_1 a_4 + a_2}}$  - относительный коэффициент затухания колебаний возмущенного движения по углу скольжения при нулевом крене.

Эти параметры вычисляются из условий обеспечения  $\zeta = 0,4 \dots 1$

Выражения для расчета параметров демпфера рыскания:

$$\mu_H = \frac{(0,8 \dots 2) \sqrt{a_1 a_4 + a_2} - (a_1 + a_4)}{a_3}$$

$$T_H = \frac{a_3}{a_3 a_4 - a_2 a_7}$$

Примем  $T_H = 3c$ , тогда

№ реж.	$\mu_{min}, c$	$\mu_{max}, c$
6	0,43	1,51
10	0,49	2,1
11	0,61	2,75

### 5.2.2 Расчет передаточных чисел АБУ

Закон управления АБУ при идеальном сервоприводе с жесткой обратной связью:

$$\delta_{на} \cong \mu_H \frac{T_H p}{T_H p + 1} \omega_y - \sigma n_z$$

где

$\sigma$  – передаточное число по сигналу боковой перегрузки,

Таким образом, закон управления АП в режиме АБУ является законом управления демпфера рыскания с добавлением к последнему сигнала боковой перегрузки  $n_z$  с передаточным числом  $\sigma$ .

В данном случае расчету подлежат параметры:

$$\sigma = 57,3b_4 \frac{(3 \dots 5) - (a_1 a_4 + a_2)}{(3 \dots 5)a_7 + a_3 a_4 - a_2 a_7}$$

$$\mu_H = \frac{(0,8 \dots 2) \sqrt{a_1 a'_4 + a'_2} - (a_1 + a'_4)}{a_3}$$

$$a'_2 = a_2 + \frac{\sigma \cdot a_3 a_4}{57,3b_4 - \sigma \cdot a_7}$$

$$a'_4 = a_4 \frac{57,3b_4}{57,3b_4 - \sigma \cdot a_7}$$

Примем  $T_H = 3c$ , тогда

№ реж.	$\mu_{min}, c$	$\mu_{min}, c$
4	0,36	2,06
9	0,59	2,46
12	0,96	3,95

### 5.3 Закон управления и расчет передаточных чисел АП курса

Закон управления автопилотом стабилизации заданного угла курса:

$$\begin{cases} \delta_\psi = \mu_\psi \cdot \omega_x + i_\psi (\gamma - \gamma_{зад}) \\ \delta_H = W_{АБУ}(p) \\ \gamma_{зад} = i_\psi^\psi \cdot \frac{1}{T_\psi p + 1} (\psi - \psi_{зад}) \end{cases} \quad (1.12)$$

Расчет автопилота сводится к расчету величин передаточных чисел АБУ канала руля направления  $\mu_H$  и  $\sigma$ , передаточных чисел канала элеронов  $\mu_\psi$  и  $i_\psi$ ,

перекрестного передаточного числа  $i_3^\Psi$  и постоянной времени фильтра низких частот в цепи сигнала.

При данном законе управления передаточные числа  $\mu_3$  и  $i_3$  рассчитываются по формулам:

$$\mu_3 = \frac{9,48 - b_1 \cdot t_{\text{пер}}}{b_3 \cdot t_{\text{пер}}}$$

$$i_3 = \frac{22,5}{b_3 \cdot t_{\text{пер}}}$$

При  $t_{\text{пер}} = 2c$ :

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\mu_3$	0,093	0	0	0,3	0	0,13	0,05	0,05	0,41	0,3	0,24	0,98
$i_3$	0,32	0,11	0,16	0,57	0,24	0,29	0,33	0,35	0,63	0,57	0,46	1,3

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\mu_H$	0,53	0,06	0	1,12	0,02	0,58	0,23	0,26	1,45	0,69	0,75	2,52
$\sigma$	-0,92	-12,8	-10,3	33,1	-10,5	-8,2	-13,4	-11,6	41,4	-11,2	-11,2	51,9
$a_2'$	5,3	4,6	3,6	4,9	4,49	4,9	4,8	5,1	5,0	5,0	5,0	5,16
$a_4'$	0,26	0,36	0,64	0,19	0,49	0,14	0,25	0,31	0,09	0,13	0,17	0,07

Передаточная функция системы ЛА-демпфер-АП $\Psi$  на управляющее возмущение:

$$\Phi_{\Psi_{\text{зад}}}^{\Psi}(p) = \frac{i_3^\Psi \cdot i_3 \cdot b_3 \cdot a_2'(Tp + 1)(b_7p + b_4)}{(T_{\Phi}p + 1)(A_0'p^6 + A_1'p^5 + A_2'p^4 + A_3'p^3 + A_4'p^2 + A_5'p) + i_3^\Psi i_3 b_3 a_2'(T_H p + 1)(b_7p + b_4)} \quad (1.13)$$

где

$$A_0' = T_H \cdot A_0$$

$$A'_1 = A_0 + T_H A_1 + \mu_H T_H a_3$$

$$A'_2 = A_1 + T_H A_2 + \mu_H T_H \left[ a_3(a'_4 + b_1 + \mu \cdot b_3) - a'_2 \cdot a_7 \right]$$

$$A'_3 = A_2 + T_H A_3 + \mu_H T_H \left[ a_3(a'_4 b_2 + b_2 b_7) + i_3 a_3 b_3 - \mu_3 b_3(a'_2 a_7 + a_3 a'_4) - a'_2 a_7 b_1 \right]$$

$$A'_4 = A_3 + T_H A_4 + \mu_H T_H \left[ a_3 b_2 b_4 - i_3 b_3(a'_2 a_7 + a_3 a'_4) \right]$$

$$A'_5 = A_4$$

$$A_0 = 1$$

$$A_1 = a_1 + a'_4 + b_4 + \mu_3 b_3$$

$$A_2 = b_1(a_1 + a'_4) + a'_2 + a_1 a'_4 + b_2 b_7 + \mu_3 b_3(a_1 + a'_4) + i b_3$$

$$A_3 = b_1(a_1 a'_4 + a'_2) + b_2(a_1 b_7 - b_4) + \mu_3 b_3(a_1 a'_4 + a'_2) + i_3 b_3(a_1 + a'_4)$$

$$A_4 = a_1 b_2 b_4 + i_3 b_3(a_1 a'_4 + a'_2)$$

Передаточная функция имеет два неуправляемых нуля  $\lambda_1 = -\frac{1}{T_H}$  и  $\lambda_2 = -\frac{b_4}{b_7}$  и не обладает астатизмом второго порядка. Поэтому для расчета параметров системы задаем эталонную систему, такую, для которой передаточная функция для замкнутого контура управления не имеет нулей и записывается как:

$$\Phi_3(p) = \frac{k_3}{A_{03} p^5 + A_{13} p^4 + A_{23} p^3 + A_{33} p^2 + k_3}$$

Передаточную функцию системы представим в виде:

$$W_3(p) = \frac{k_3}{p(A_{03} p^4 + A_{13} p^3 + A_{23} p^2 + A_{33} p + A_{43})}$$

Для ЛАФЧХ, соответствующей передаточной функции, выдерживаются следующие соотношения:

$$2 \leq \frac{1}{T_1 \cdot \omega_c} \leq 4 \quad (1)$$

$$4 \leq \frac{1}{T_1 \cdot \omega_c} \leq 8 \quad (2)$$

где

$$T_1 = \min \left( \frac{1}{|\lambda_1|}, \frac{1}{|\sqrt{\lambda'_1 \cdot \lambda'_2}|} \right) \quad (1.14)$$

$\lambda_1$  - минимальный по модулю вещественный корень,

$\lambda'_1, \lambda'_2$  - минимальный по модулю комплексно-сопряженные корни

при  $|\lambda_1| < |\sqrt{\lambda'_1, \lambda'_2}|$  выполняется (1)

при  $|\lambda_1| > |\sqrt{\lambda'_1, \lambda'_2}|$  выполняется (2)

Для приведения проектируемой системы ЛА-АП курса к виду эталонной, запишем передаточную функцию разомкнутой проектируемой системы:

$$W_{\frac{\psi}{\psi_{\text{зад}}}}(p) = \frac{i_3^\psi \cdot i_3 \cdot b_3 \cdot a'_2 \cdot b_4 (Tp + 1) (\frac{b_7}{b_4} p + 1)}{p(T_\Phi p + 1)(A'_0 p^5 + A'_1 p^4 + A'_2 p^3 + A'_3 p^2 + A'_4 p + A'_5)} \quad (1.15)$$

Полагая, что  $T_\Phi = \frac{b_7}{b_4}$ , компенсируют влияние одного нуля на переходную функцию проектируемой системы.

Решение уравнения

$$A'_0 p^5 + A'_1 p^4 + A'_2 p^3 + A'_3 p^2 + A'_4 p + A'_5 = 0 \quad (1.16)$$

коэффициенты которого известны, дает, как правило, один вещественный корень, близкий к  $\lambda_1 = -\frac{1}{T_H}$ , в результате чего компенсируется влияние второго нуля передаточной функции. Если решение уравнения не дает корня, близкого к  $\lambda_1 = -\frac{1}{T_H}$ , то в этом случае в цепь сигнала  $\psi_{\text{зад}}$  надо включить дополнительный фильтр низких частот:

$$W_\Phi(p) = \frac{1}{T_H p + 1}$$

В результате передаточная функция разомкнутой проектируемой системы примет вид:

$$W_{\frac{\psi}{\psi_{\text{зад}}}}(p) = \frac{i_3^\psi \cdot i_3 \cdot b_3 \cdot b_4 \cdot a'_2}{p(A'_0 p^5 + A'_1 p^4 + A'_2 p^3 + A'_3 p^2 + A'_4 p + A'_5)} \quad (1.17)$$

Вид передаточной функции проектируемой системы совпадает с видом

передаточной функции разомкнутой эталонной системы. Поэтому можно положить, что:

$$k_3 = \frac{i_3^\Psi \cdot i_3 \cdot b_3 \cdot b_4 \cdot a_2'}{A_5'}$$

$$2 \leq \frac{A_5'}{T_1' \cdot i_3^\Psi \cdot i_3 \cdot b_3 \cdot b_4 \cdot a_2'} \leq 4$$

$$4 \leq \frac{A_5'}{T_1' \cdot i_3^\Psi \cdot i_3 \cdot b_3 \cdot b_4 \cdot a_2'} \leq 8$$

Из этих неравенств получаем формулы для расчета величины перекрестного передаточного числа АП курса:

$$i_3^\Psi = (0,25 \dots 0,5) \frac{A_5'}{i_3 \cdot b_3 \cdot b_4 \cdot a_2' \cdot T_1'}$$

$$i_3^\Psi = (0,125 \dots 0,25) \frac{A_5'}{i_3 \cdot b_3 \cdot b_4 \cdot a_2' \cdot T_1'}$$

Где  $T_1'$  определяется из (1.14) в результате решения уравнения (1.16) или уравнения:

$$\sum_0^4 A_i'' \lambda^{4-i} = 0 \quad (1.18)$$

коэффициенты которого определяются из условия:

$$(T_\Phi \lambda + 1)(A_0'' p^4 + A_1'' p^3 + A_2'' p^2 + A_3'' p + A_4'' = A_0' p^5 + A_1' p^4 + A_2' p^3 + A_3' p^2 + A_4' p + A_5'$$

На всех режимах, кроме 4-го, 9-го и 12-го, решения не дают корень, близкий к  $\lambda_1 = -\frac{1}{T_H}$ , поэтому для них вводим в передаточную функцию фильтр

$$W_\Phi(p) = \frac{1}{T_H p + 1} \text{ и решаем уравнение (1.18)}$$

В итоге после определения корней  $\lambda$  из (1.16) или (1.18) и из (1.14) для каждого режима полета, получаем следующие значения  $i_3^\Psi$  и  $T_\Phi$ :

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$i_{\psi_{min}}^{\psi}$	3,3	5,8	3,8	4,3	4,9	5,5	5,9	6,0	4,4	5,7	6,0	4,4
$i_{\psi_{max}}^{\psi}$	6,6	11,6	7,6	8,6	9,8	11	11,8	12	8,8	11,4	12	8,8
$T_{\phi}$	0,9	0,3	0,07	1,65	0,23	1,32	0,62	0,6	2,83	1,55	1,53	4,67

Для всех режимов выбираем единое передаточное число  $i_3^{\psi} = 6$ , т.к. при увеличении числа будет увеличиваться и показатель соотношения амплитуд угловых скоростей крена и рыскания. Чем меньше этот показатель (до 2,5), тем лучше при прочих равных условиях будет и управляемость по крену. Ухудшение стабилизации самолета при больших значениях показателя усугубляется тем, что при колебаниях самолета по крену начинает влиять запаздывание реакции летчика, и его вмешательство в управление в этом случае, как правило, сопровождается раскачкой самолета.

Также можно аппроксимировать передаточное число  $\mu_n = 0,6$  и  $\mu_n = 1$  для 12-го режима, рассчитав  $\mu_{min}$ ,  $\mu_{max}$  для оставшихся режимов.

Таким образом, получив параметры  $\mu_n$ ,  $i_3^{\psi}$  и  $T_{\phi}$  АП, построим переходные процессы системы на каждом режиме полета ЛА.

Графики переходных процессов будут выглядеть следующим образом:



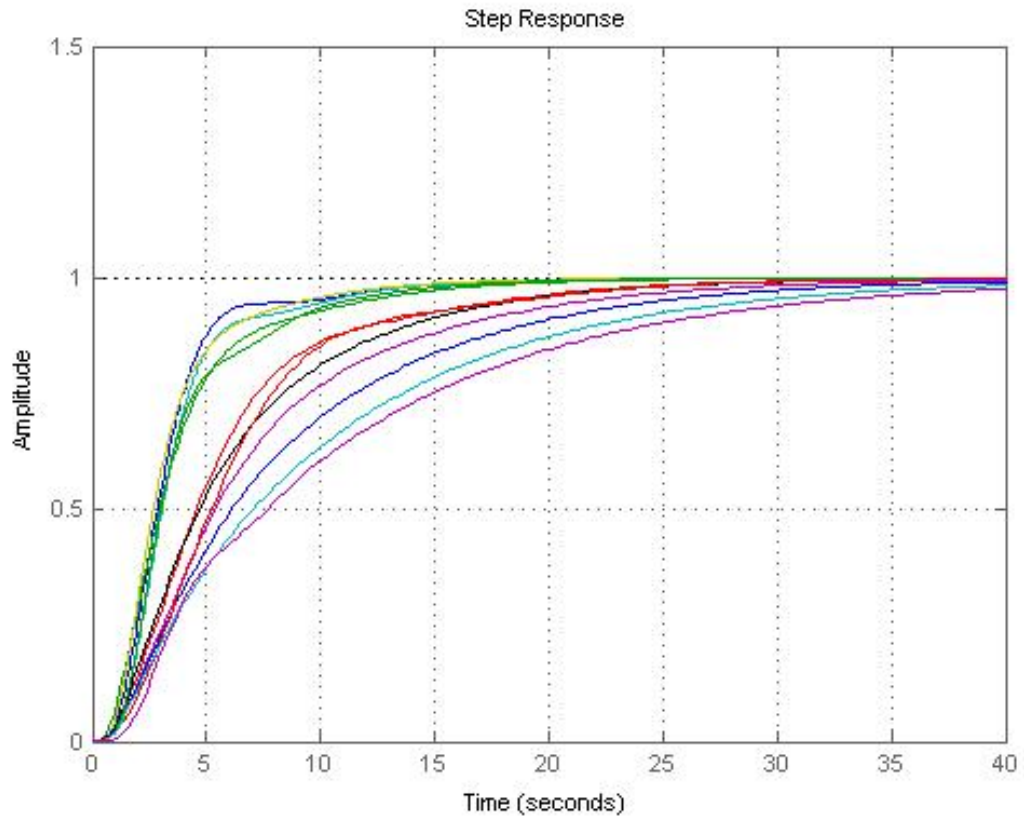


Рис. 1.14 - Переходные процессы на всех режимах полета

При малых передаточных числах  $i_3^\psi$  переходной процесс доворота на  $\psi_{зад}$  затягивается, а при больших - наоборот, приводит к колебаниям и перерегулированию.

## 6 Заход на посадку

### 6.1 Введение

Процесс посадки самолета состоит из выполнения ряда последовательных маневров:

- предпосадочного маневра (выполнения маневра по курсу на высоте  $H = 400 \div 800\text{м}$ )
- захода на посадку (вывода самолета по курсу на продолжение оси взлетно-посадочной полосы — ВПП и снижения по глиссаде планирования до высот  $H = 30 \div 50\text{м}$ );
- приземление с пробежкой по ВПП

Наиболее сложным и ответственным маневром является приземление с последующей пробежкой по ВПП. Для успешного выполнения этого маневра летчику необходим надежный визуальный контакт с ВПП, поскольку только в этом случае он имеет достаточный объем информации для правильного пилотирования самолета. Естественно, чем раньше летчик установит визуальный контакт с ВПП, тем выше вероятность успешного приземления самолета. Возможность установления визуального контакта с ВПП целиком определяется видимостью в районе аэродрома, которая, главным образом, зависит от погодных условий. В сложных условиях: низкая облачность, дождь, туман - выполнение хотя бы одного маневра процесса посадки должно происходить в условиях отсутствия видимости земли.

Международная организация ИКАО вводит эксплуатационные категории, каждая из которых характеризуется высотой принятия решения при условии обеспечения высокой вероятности успешного захода на посадку. Под высотой принятия решения понимается высота, отсчитанная от поверхности ВПП до колес самолета, на которой должен быть начат маневр ухода на повторный

заход (на 2-й круг), в случае отсутствия надежного визуального контакта с ВПП или в случае, если по результатам визуальной оценки самолет занимает такое положение в пространстве, которое не гарантирует успешного приземления самолета на ВПП.

Аэродрому и самолету присваивается одна из категорий, в зависимости от оснащенности специальным оборудованием и других их характеристик.

К комплексу специального оборудования относятся:

- наземные курсо-глиссадные радиомаяки КРМ;
- наземные маркерные маяки, совмещенные по месту расположения с дальней приводной и ближней приводной радиостанциями ДПРС и БПРС;
- бортовые курсовой и глиссадный радиоприемники КПП и ГРП;
- бортовой радиовысотомер малых высот;
- бортовая система автоматического и директорного управления.

Наземные курсо-глиссадные радиомаяки задают траекторию исходного невозмущенного движения самолета в режиме захода на посадку, образованную пересечением в пространстве двух равносигнальных зон КРМ и ГРМ. Равносигнальная зона КРМ геометрически совмещена с продолжением оси ВПП.

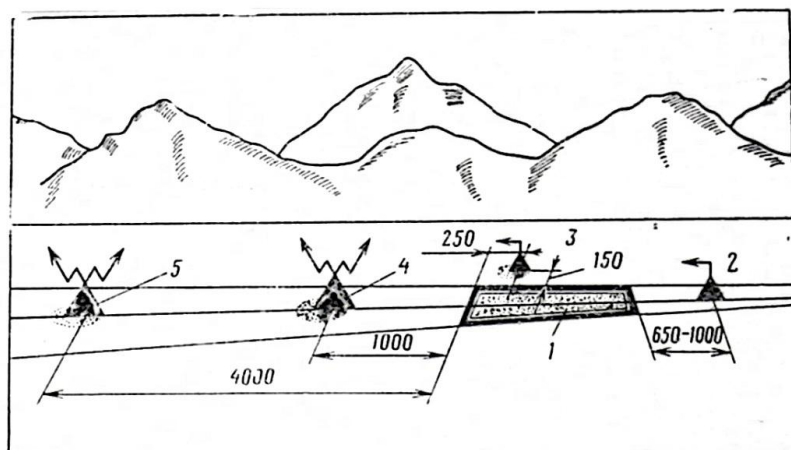


Рис. 1.15 - Геометрия размещения радиомаяков  
 1 — ВПП; 2 — КРМ; 3 — ГРМ; 4 — БПРС; 5 — ДПРС

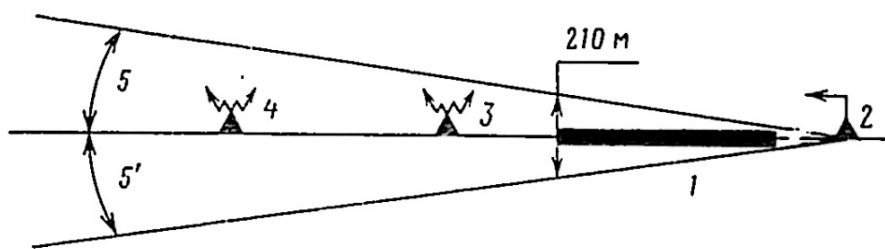


Рис. 1.16 - К настройке КРМ  
 1 — ВПП; 2 — КРМ; 3 — БПРС; 5 — ДПРС; 5, 5' -  $\epsilon_{\text{кmax}}$

Курсовой и глиссадный радиоприемники выдают сигналы, пропорциональные угловым отклонениям самолета от равносигнальных зон КРМ и ГРМ в полярных системах координат с полюсами, совмещенными с местоположением соответствующих радиомаяков. Таким образом, радиотехнические средства захода на посадку являются угломерными системами.

Бортовая система автоматического и директорного управления на основании полученной информации и реализованных в ней законов управления осуществляет автоматическую или директорную стабилизацию самолета от-

носителем равносигнальных зон КРМ и ГРМ. Иногда маневру захода на посадку предшествует маневр «коробочка», выполняемый на высоте  $H = 200 \div 600$  м. Стандартный маневр «большая коробочка» изображен на рис. 1.17, на котором показаны примерные точки выпуска шасси и механизации крыла. Выполнение «коробочки» может начинаться с 1-го, 2-го или 3-го разворотов.

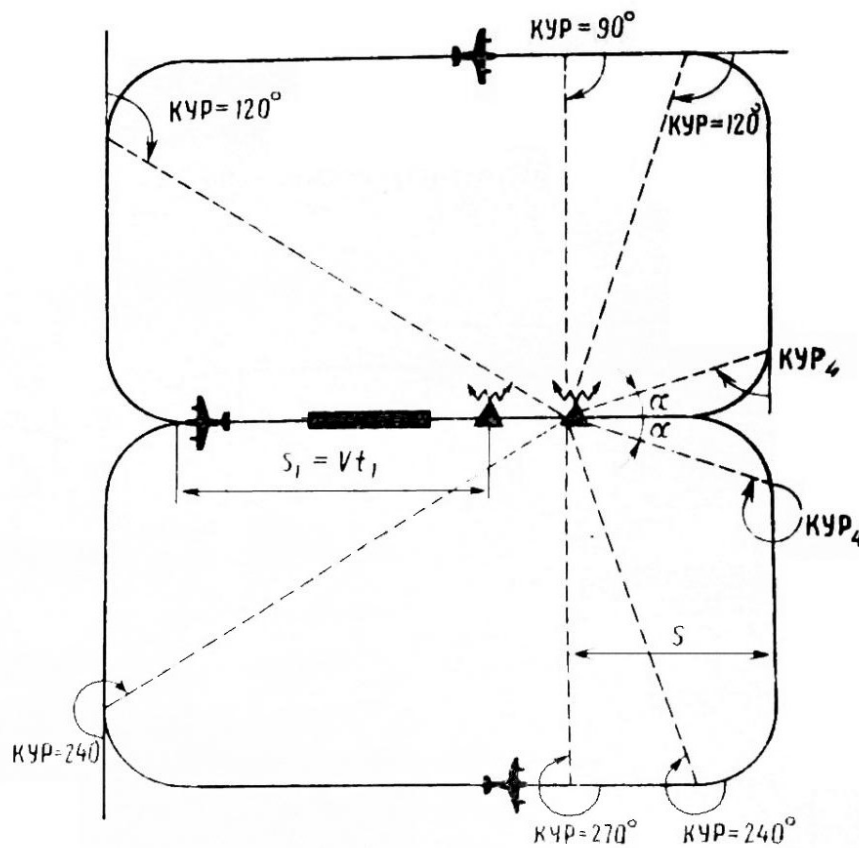


Рис. 1.17 - Схема выполнения маневра „большая коробочка”

Траектория захода самолета на посадку по сигналам ГРМ—ГРП складывается из двух последовательных участков: режиму стабилизации заданной глиссады планирования предшествует режим стабилизации заданной высоты самолета. Процесс перехода от режима стабилизации высоты полета к режиму стабилизации самолета на глиссаде планирования называется «захватом глиссады» и представляет собой начальный этап движения самолета по

глиссаде. Этот режим начинается в точке траектории, лежащей в области уверенного приема сигналов ГРМ. Эта точка называется точкой начала «захвата глиссады» и находится на высоте примерно 200 м. Точка окончания режима стабилизации самолета на глиссаде называется точкой «схода с глиссады».

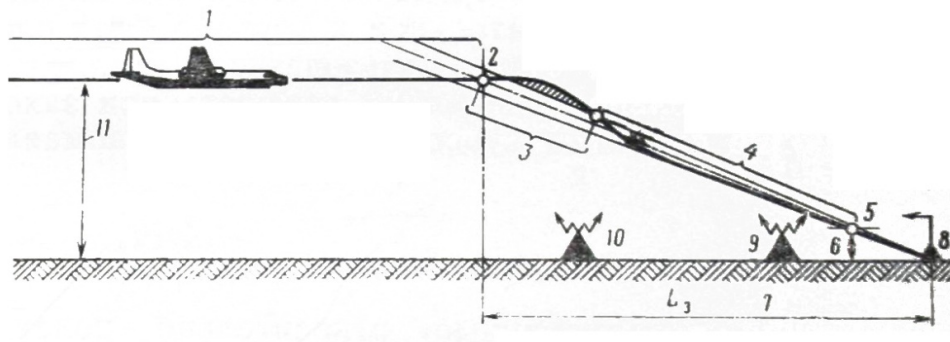


Рис. 1.18 - Типовая траектория захода самолета на посадку в вертикальной плоскости

1 — участок стабилизации заданной высоты полета; 2 — точка начала «захвата глиссады»; 3 — участок «захвата глиссады»; 4 — участок стабилизации глиссады; 5 — точка «схода с глиссады»; 6 — высота принятия решения; 7 — дальность начала «захвата глиссады»; 8 — ГРМ; 9 — БПРС; 10 — ДПРС; 11 — заданная высота полета.

Выпуск шасси всегда осуществляется на участке стабилизации высоты полета, на котором происходит и выпуск механизации крыла в посадочное положение.

В режиме захода на посадку движение самолета по сигналам РТС, осуществляемого по прямолинейной траектории с постоянной скоростью, практически мало отличается даже на глиссаде планирования от прямолинейного горизонтального полета. В силу этого возможно при расчете параметров САУ использовать уравнения движения самолета в вариациях относительно равносигнальных зон.

Учитывая независимость равносигнальных зон КРМ и ГРМ и возможность изолированного исследования движения самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях, в дальнейшем будем пользоваться уравнениями бокового и продольного движения самолета при заходе на посадку по сигналам курсо-глиссадных радиомаяков.

Автоматический маневр захода на посадку в горизонтальной плоскости может начинаться с различными начальными условиями по боковому отклонению самолета от оси ВПП  $\xi_0$  и по углу курса.

Величина  $\Delta\psi$  может колебаться в пределах  $\Delta\psi = 0 \div 1,57$ рад.

В зависимости от сочетания начальных условий по  $\xi_0$  и  $\Delta\psi$  различают:

- маневр захода на посадку с четвертого разворота, которым заканчивается построение стандартного маневра «коробочка»; при этом  $\Delta\psi_0 = \pm 1,57$ рад;
- маневр захода «с параллельного курса» ( $\Delta\psi_0 = 0; \xi_0 \neq 0$ )
- маневр захода «с прямой» ( $\Delta\psi_0 = 0; \xi_0 = 0$ )

Процесс захвата курсовой зоны в отличие от захвата глиссады начинается не с момента пересечения равносигнальной зоны радиомаяка, а в момент попадания самолета в линейную зону КРМ, которая колеблется в примерных пределах  $\varepsilon_k = 0,035 \div 0,052$ рад. Поэтому при заходе на посадку с выполнением стандартного маневра «коробочка» процесс захода на посадку можно разбить на три этапа: выполнение четвертого разворота маневра «коробочка» до момента начала захвата курсовой зоны КРМ, захват курсовой зоны и стабилизация самолета на ней.

В зависимости от точки начала выполнения 4-го разворота начальные условия для этапа захвата могут колебаться примерно в следующих пределах:

$$L'_0 \cong 14400 \div 20000\text{м}$$

$$\Delta\psi_{\text{под}} = 0,52 \div 1,5\text{рад} - \text{угол подхода относительно оси ВПП.}$$

Следовательно, процесс захвата зоны КРМ осуществляется на довольно больших удалениях от КРМ, для которых коэффициент  $k_{\zeta}$  изменяется не существенно.

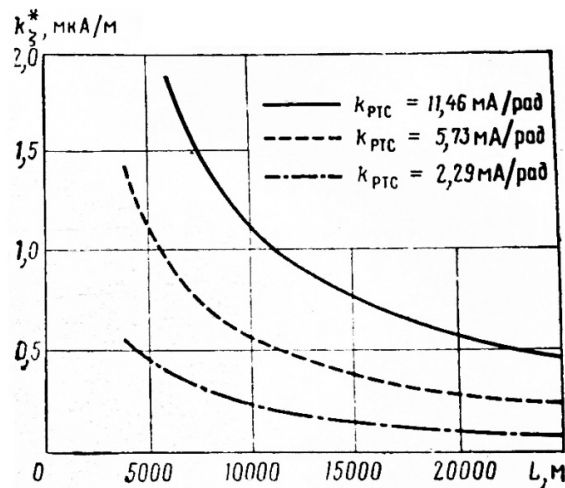


Рис. 1.19 - Характер изменения крутизны сигнала РТС  $k_{\zeta}$  от дальности КРМ

Время регулирования самолета по боковому отклонению достигает примерно  $t_{рег} = 60 \div 80$  с

При расчетах параметров целесообразно применять величину дальности равную  $0,75L'_0$  (когда относительное изменение величины  $\frac{1}{L}$  не превышает 0,5). При нормальной геометрии построения предпосадочного маневра величина  $L'_0$  определяется следующим соотношением:

$$L'_0 = L_{4p} - \frac{R_{4p}}{2}, \text{ где}$$

$L_{4p}$  - дальность вдоль оси ВПП от КРМ до точки начала выполнения 4-го разворота;

$R_{4p}$  - радиус выполнения 4-го разворота.

При фиксированном значении связь между линейным и угловым отклонением от равносигнальной зоны КРМ определяется выражением и расчет передаточных чисел законов управления ВУ САУ в режиме «захвата» равно-



сигнальной зоны КРМ можно выполнить по сигналам линейного отклонения самолета от равносигнальной зоны КРМ.

Процесс стабилизации движения самолета на равносигнальной зоне КРМ начинается с момента окончания процесса «захвата» зоны и продолжается вплоть до точки «схода», т. е. до момента прекращения пилотирования самолета по сигналам КРМ. При правильно спроектированной системе обеспечиваются малые отклонения самолета от равносигнальной зоны, вследствие этого и на данном этапе захода, возможно пользоваться системой уравнений

Уравнения бокового движения самолета:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\psi} + a_1 \psi + b_6 \dot{\gamma} + a_2 \beta + a_3 \delta_H + b_5 \delta_3 = 0 \\ a_6 \dot{\psi} + \dot{\gamma} + b_1 \dot{\gamma} + b_2 \beta + a_5 \delta_H + b_3 \delta_3 = 0 \\ -\dot{\psi} - b_1 \dot{\gamma} - b_4 \gamma + \dot{\beta} + a_4 \beta + a_7 \delta_H = 0 \\ \xi + c_6 \psi - c_6 \beta = 0 \\ \varepsilon_k - \frac{57,3}{L} \zeta = 0 \\ L = -\xi \\ L = L_0 - \int_0^t V dt - V_0 t \end{array} \right. \quad (1.19)$$

Целесообразно рассматривать реакцию системы на возмущение в виде  $\varepsilon_{к\text{ зад.}}$ .

## 6.2 Закон управления

Закон управления записывается в следующем виде:

$$\delta_{\text{стр}} = k_{\text{д.с.}}^{\gamma} (\gamma - \gamma_{\text{зад}}) \quad (1.20)$$

где

$$k_{\text{д.с.}}^{\gamma} \gamma_{\text{зад}} = -i_{\varepsilon} s \varepsilon_k - i_{\varepsilon} (\varepsilon_k - \varepsilon_{к.зад.})$$

$k_{д.с.}^y$  - масштабный коэффициент усиления директорной системы

$\varepsilon_k$  - угловое отклонение от равносигнальной зоны КРМ.

При формировании закона управления сигнал производной отклонения от равносигнальной зоны КРМ обычно реализуется посредством RC-цепи (фильтра высоких частот) с передаточной функцией  $W_{\phi}(s) = \frac{ks}{Ts+1}$  с малой постоянной времени  $T_{\phi}$ . Если в момент включения САУ значение  $\varepsilon_{к0} \neq 0$ , то на выходе такой цепи появится импульс, задний фронт которого спадает по экспоненте. Этот импульс вызывает резкое накренивание самолета в момент включения. Чтобы избежать этого, в схему ВУ САУ вводят ключ (на выходе RC-цепи). Структурная схема системы «самолет—САУ» для этого случая изображена на рис. 1.20.

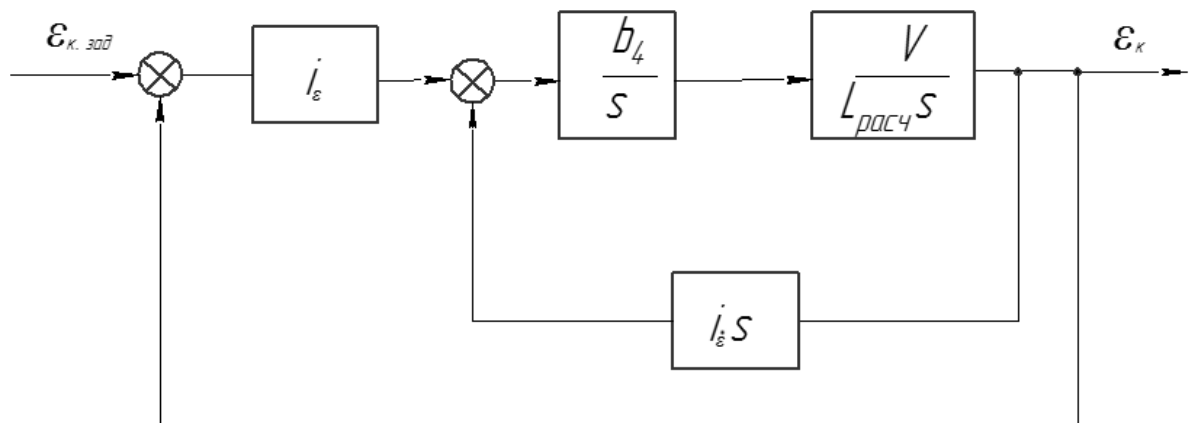


Рис. 1.20 - Структурная схема системы «самолет—САУ» при дифференциальном законе управления

Передаточная функция замкнутой системы имеет вид:

$$\Phi_{\frac{\varepsilon_k}{\varepsilon_{к.зад.}}}(s) = \frac{b_4 V i_{\dot{\varepsilon}} \frac{1}{L_{pa}}}{s^2 + b_4 \frac{V}{L_{расч}} i_{\dot{\varepsilon}} s + b_4 \frac{V}{L_{расч}} i_{\dot{\varepsilon}}}$$

Воспользовавшись методом стандартных коэффициентов, можно записать:

$$\Omega_0 = \sqrt{\frac{b_4 V i_{\dot{\varepsilon}}}{L_{расч}}}, \quad \frac{b_4 V i_{\dot{\varepsilon}}}{L_{расч} \Omega_0} = 2, \quad \Omega_0 = \frac{4,74}{t_{пер}}$$

Откуда:

$$i_{\varepsilon} \cong \frac{9,84L_{\text{расч}}}{b_4Vt_{\text{рег}}}$$

$$i_{\varepsilon} \cong \frac{22,47L_{\text{расч}}}{b_4Vt_{\text{рег}}^2}$$

Преобразуем контур управления к виду:

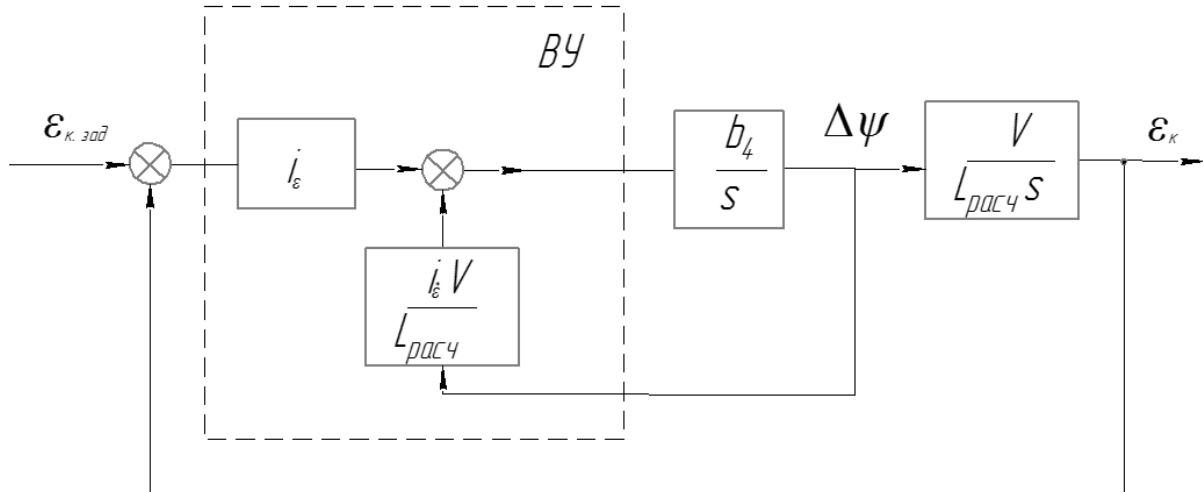


Рис. 1.21 - Преобразованная структурная схема системы «самолет—САУ»

После замыкания контура по внутренней обратной связи, запишем передаточную функцию контура управления, разомкнутого по внешней обратной связи:

$$W_{\frac{\varepsilon_k}{\varepsilon_{к.зад.}}}(s) = \frac{i_{\varepsilon}/i_{\dot{\varepsilon}}}{s(T_1' s + 1)}$$

где

$$T_1' = \frac{L_{\text{расч}}}{i_{\dot{\varepsilon}} b_4 V}$$

Для удовлетворительного регулирования необходимо, чтобы выполнялось следующее условие:

$$\frac{1}{T_1 \omega_c} \leq 2, \text{ где } \omega_c = \frac{i_{\varepsilon}}{i_{\dot{\varepsilon}}}$$

Тогда, учитывая, что  $t_{\text{рег}} \cong \frac{3}{\omega_c}$ , получим:

$$i_{\dot{\varepsilon}} = \frac{6L_{\text{расч}}}{b_4 V t_{\text{рег}}}$$

$$i_{\varepsilon} = \frac{18L_{\text{расч}}}{b_4 V t_{\text{рег}}^2}$$
(1.21)

Раскрывая в этих соотношениях значения коэффициента  $b_4$ , получим:

$$i_{\dot{\varepsilon}} = 0,6 \frac{L_{\text{расч}}}{t_{\text{рег}}}$$

$$i_{\varepsilon} = 1,8 \frac{L_{\text{расч}}}{t_{\text{рег}}^2}$$
(1.22)

Таким образом, величины передаточных чисел определяются параметром  $L_{\text{расч}}$  и временем регулирования системы.

### 6.3 Расчет передаточных чисел и моделирование системы

Дальность «захвата», т. е. расстояние вдоль оси ВПП от точки вхождения самолета в линейную зону сигнала КРМ до места установки КРМ:

$$L'_0 \cong 14400 \div 20000 \text{ м}$$

$$L_{\text{расч}} = 0,75L'_0$$

Передаточные числа рассчитываем по формулам (1.22):

$$i_{\dot{\varepsilon}} = 0,6 \frac{L_{\text{расч}}}{t_{\text{рег}}}$$

$$i_{\varepsilon} = 1,8 \frac{L_{\text{расч}}}{t_{\text{рег}}^2}$$

$$L'_0 \cong 15900 \text{ м}$$

$$L_{\text{расч}} = 0,75L'_0 = 11925 \text{ м}$$

$V = 0,4M$  - скорость на первом режиме полета

Время регулирования по боковому отклонению достигает примерно:

$$t_{\text{рег}} = 60 \div 80 \text{ с}$$

$$i_{\dot{\varepsilon}} = 0,6 \frac{L_{\text{расч}}}{t_{\text{рег}}} = 0,6 \frac{11925}{60} = 119 \text{ с}$$

$$i_{\varepsilon} = 1,8 \frac{L_{\text{расч}}}{t_{\text{рег}}^2} = 1,8 \frac{11925}{60^2} = 6$$

Произведем моделирование системы.

Реакция системы на единичное воздействие:

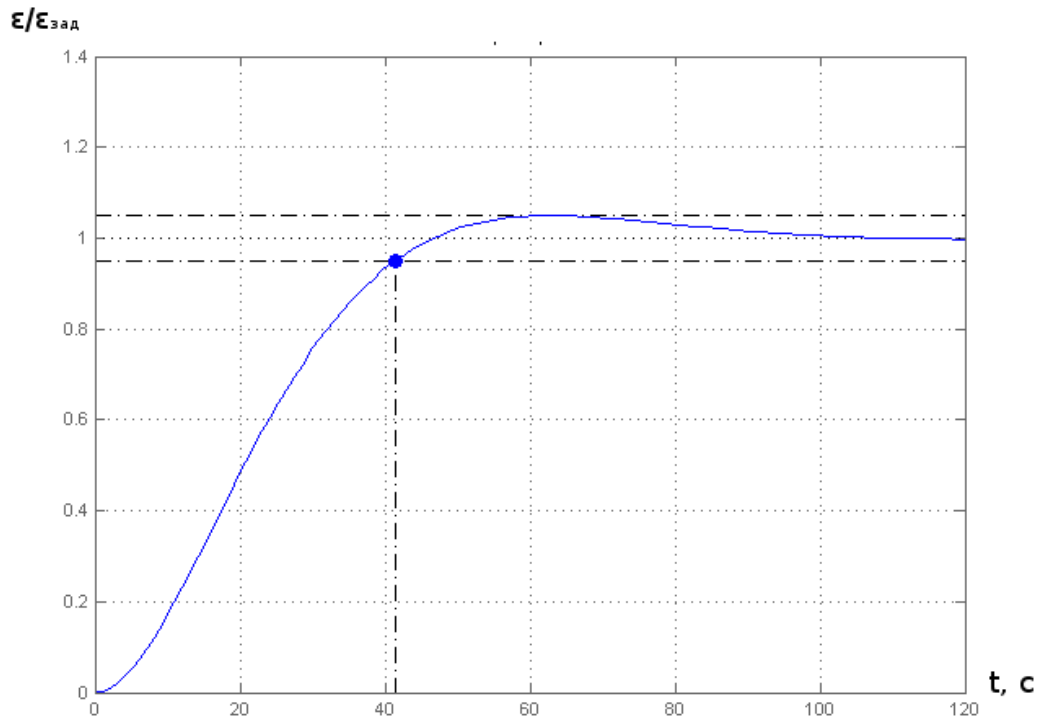


Рис. 1.22 - Процесс «захвата» равносигнальной зоны КРМ

Процесс «захвата» равносигнальной зоны КРМ должен быть плавным, т. е. не иметь значительной колебательности; желателен апериодический переходный процесс с перерегулированием. Из графика видно, что эти требования выполняются.

## 7 Вывод по исследовательской части

В исследовательской части была составлена математическая модель движения самолета, выбраны структурные схемы автопилотов и законы управления. В результате анализа математической модели совместно с законами управления, и исходя из требований устойчивости и управляемости, выведены формулы для расчета передаточных чисел автопилотов и постоянных времени. Проведено моделирование системы ЛА—АП.

Были получены графики переходных процессов. Из графиков видно, что рассчитанные параметры автопилотов удовлетворяют требованиям ТЗ. Из таблиц, где сведены параметры автопилотов для различных режимов полета, видно, что они варьируются в зависимости от режима полета. В этой связи можно отметить возможность синтеза структуры гибридного автопилота, в состав которого входит БЦВМ. В таком автопилоте одной из задач БЦВМ является вычисление параметров автопилота для различных режимов полета. При конструировании такого автопилота важными вопросами являются надежность аппаратного и программного обеспечения, а также составление алгоритмов управления.

# КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ

## 1 Рулевой агрегат управления

Электромеханический рулевой агрегат управления (РАУ) является силовым исполнительным механизмом управления перемещением золотника гидросилителя (бустера) и представляет собой раздвижную тягу винтового типа, которая встраивается последовательно в проводку управления ЛА.

В РАУ вращательное движение якоря приводного электродвигателя преобразуется в поступательное движение штока агрегата.

Вращающий момент двигателя передается через упругую муфту, редуктор и винтовую передачу на выходной шток.

### 1.1 Конструкция

Рулевой агрегат состоит из следующих основных элементов:

- электродвигатель;
- упругая муфта;
- редуктор;
- винтовая пара винт-гайка;
- электромагнитное стопорное устройство;
- корпус с элементами крепления и системой ограничения хода и поворота штока;

В качестве приводного электродвигателя используется двигатель постоянного тока с независимым возбуждением. Вал электродвигателя соединяется с передаточным механизмом через упругую муфту, предназначенную для предохранения вала от чрезмерных напряжений и деформаций при резких

остановках штока.

Упругая муфта состоит из ведущей полумуфты, закрепленной на валу двигателя посредством шпоночного соединения и ведомой полумуфты. Ведомая полумуфта свободно посажена на ступицу ведущей полумуфты и закреплена с помощью стопорящего кольца, заведенного в кольцевой паз ступицы.

Вращающий момент двигателя от ведущей полумуфты к ведомой передается через пружины, упирающиеся с одной стороны в выступ ведущей, а с другой – в выступ ведомой полумуфт.

Двухступенчатый редуктор понижает скорость вращения до требуемой величины и является передаточным механизмом для получения заданной максимальной скорости движения штока. Выходная шестерня редуктора приводит во вращение ходовой винт передачи винт-гайка скольжения. Гайка этой передачи помещена в отверстие штока, являющегося выходным элементом тяги. Специальный кулачек на штоке, перемещающийся вместе с ним в про-рези на корпусном стакане, предотвращает поворот штока и одновременно размыкает электрический упор - концевые выключатели - при смещениях штока на максимально допустимые.

Механические упоры, также ограничивающие перемещения штока, помещены в редуктор и представляют собой два кулачка, установленные на второй паре шестерен и рассчитанные таким образом, что через определенное число оборотов, они упираются друг в друга и останавливают редуктор, а вместе с ним вал двигателя и выходной шток.

Выходное звено редуктора представляет собой винтовую пару с однозаходной трапецеидальной резьбой. На винте закреплены два радиальноупорных подшипника, упирающихся в кольцевой выступ на цилиндрической части винта.



Шток рулевого агрегата центрируется и перемещается в двух подшипниковых опорах. Одна опора содержит три шарикоподшипника, так установленных под углом 120 друг к другу, что шток при движении скользит по наружным обоймам подшипников. В другой опоре установлены два подшипника, упирающиеся наружными обоймами в лыску на штоке, благодаря чему шток удерживается от поворота при вращении ходового винта и совершает поступательное перемещение.

Механизм РАУ закрыт кожухом и герметизируется с помощью прокладок в местах сопряжения.

Электрическая часть РАУ состоит из электродвигателя, электростопора, потенциометра обратной связи, контактных ламелей, концевых выключателей.

Электромеханический стопор представляет собой соленоид, якорь которого со стопорящим язычком при подаче в обмотку соленоида напряжения +27В втягивается, а при выключении питания под действием пружин выталкивается и стопорит редуктор. На цилиндрической поверхности вала редуктора для этого имеется четыре паза.

Потенциометр обратной связи намотан на металлическом каркасе проводом диаметром  $d$ . Длина рабочей намотки потенциометра  $L$ , остальная часть намотки закорочена.

Ламельное устройство состоит из двух трубочек с зазором между ними 2.5 мм и щеток.

Электрическое ограничение хода штока выполняется с помощью концевых выключателей. Концевые выключатели расположены так, что при смещении штока относительно среднего положения на определенную длину под действием кулачка один из них срабатывает и размыкает цепь питания усилителя сервопривода. С якоря двигателя снимается питание.

## 1.2 Технические характеристики

Скорость движения выходного штока, мм/сек	50
Рабочее усилие на выходном штоке, не более, Н	60
Макс. ход штока от среднего положения по концевым выключателям, мм	$\pm 10$
Макс. ход штока от среднего положения по механическим упорам, мм	$\pm 12$
Макс. усилие на разрыв, Н	11000
Диаметр и шаг передачи винт-гайка, мм	12/3

## 1.3 Технические условия

- напряжение питания - 27В постоянного тока
- потребляемый ток (во время работы) до 5А
- сопротивление потенциометра - 275+750м
- ресурс работы определяется ресурсом работы электродвигателя
- производство - серийное
- транспортировка - любым видом транспорта

## 1.4 Расчет РАУ

### 1.4.1 Выбор двигателя

Мощность нагрузки:

$$P_H = V_{\text{вых}} F_{\text{вых}} = 0,05 \frac{\text{м}}{\text{с}} \cdot 60\text{Н} = 3\text{Вт}$$

КПД цепи двигатель-нагрузка:

$$\eta_0 = \eta_{\text{ц}} \cdot \eta_{\text{подш}} \cdot \eta_{\text{винт-гайка}} = 0,98^2 \cdot 0,995^2 \cdot 0,4 \approx 0,4$$

Запас по мощности  $\xi$  примем следующий:  $\xi = 2,5$

$$\text{Расчетное значение мощности: } P_{\text{расч}} = \frac{P_H}{\eta_0} \xi = \frac{3}{0,4} 2,5 = 18,75\text{Вт}$$

По расчетной мощности подходят двигатели ДПР-62-02/03

Выбираем двигатель ДПР-62-03 (срок службы больше)

Таблица 2.1 - Параметры двигателя ДПР-62-03

мощность двигателя	$P_{\text{дв}} = 26\text{Вт}$
напряжение питания	$U = 27\text{В}$
номинальная скорость вращения якоря двигателя	$n_{\text{ном}} = 4500\text{об/мин}$
пусковой момент	$M_{\text{пуск}} = 150\text{мН}\cdot\text{м}$
срок службы	$L_h = 1500\text{часов}$
КПД	$\eta = 73,6$

#### 1.4.2 Количество ступеней редуктора

Определяем число ступеней в редукторе по критерию минимизации габаритов. Чтобы определить число ступеней, необходимо, знать скорость вращения выходного винта. Известно, что шаг резьбы передачи винт-гайка равен 3мм. Значит, за 1 оборот гайки шток перемещается на 3мм. Так как скорость штока равна 50 мм/с:

Скорость вращения на выходе:

$$n = \frac{V_{\text{вых}}}{p} = \frac{50 \frac{\text{мм}}{\text{с}}}{3\text{мм}} \cdot 60 \frac{\text{с}}{\text{мин}} = 1000 \frac{\text{об}}{\text{мин}} \quad (p - \text{ шаг винта})$$

Общее передаточное число цепи „двигатель-выходной вал”:

$$i_0 = \frac{n_{\text{ном}}}{n} = \frac{4500}{1000} = 4,5$$

Число ступеней по критерию минимизации:

$$n_{\text{ст}} = 1,85 \cdot \lg(4,5) = 1,208$$

Одной ступени недостаточно, ступеней в редукторе – 2.

### 1.4.3 Расчет упругой муфты

Вращающий момент двигателя от ведущей полумуфты к ведомой передается через пружины, упирающиеся с одной стороны в выступ ведущей, а с другой – в выступ ведомой полумуфт. Поэтому расчет муфты сводится к расчету пружины.

Для пружины выберем в качестве материала стальную углеродистую пружинную проволоку по ГОСТ 9389-75 класс II.

Сила, действующая на пружину при номинальном моменте:

$$F_{\text{НОМ}} = \frac{M_{\text{НОМ}}}{R} = \frac{19,6}{10,75} = 1,82\text{Н}$$

Сила, действующая на пружину при пуске двигателя

$$F_{\text{ПУСК}} = \frac{M_{\text{ПУСК}}}{R} = \frac{150}{10,75} = 13,95\text{Н}$$

Примем индекс пружины  $c$  равным 8.

Коэффициент увеличения напряжения во внутренней точке витка:

$$K = \frac{4c + 2}{4c - 3} = 1,17$$

Диаметр проволоки пружины:

$$d \geq \sqrt{\frac{8 \cdot F_{\text{max}} \cdot c \cdot K}{\pi \cdot \tau}} = 0,87\text{мм} \approx 0,9\text{мм}$$

средний диаметр пружины:  $D_0 = c \cdot d = 8 \cdot 0,9 = 7,2\text{мм}$

наружный диаметр пружины:  $D = D_0 + d = 7,2 + 0,9 = 8,1\text{мм}$

внутренний диаметр пружины:  $D_1 = D_0 - d = 7,2 - 0,9 = 6,3\text{мм}$

Число витков пружины  $i_p$  назначим равным 12.

Тогда жесткость пружины:

$$k = \frac{G \cdot d}{8 \cdot i \cdot c^3} = 1,483 \frac{\text{Н}}{\text{мм}}$$

длина пружины с предварительным поджатием:

$$H_1 = \pi R - \frac{30}{180} \pi R = 28,14$$

длина пружины под действием максимального момента

$$H_2 = H_1 - \frac{M_{\text{пуск}} - M_{\text{ном}}}{R \cdot k} = 28,14 - \frac{150 - 19,6}{10,75 \cdot 1,483} = 20\text{мм}$$

Проверим, уместятся ли витки пружины в пазе полумуфта при действии максимального момента:

$$H_{2\text{внутр}} = \frac{H_2 \cdot r - \frac{D}{2}}{r} = 13,3\text{мм}$$

$$i \cdot d = 12 \cdot 0,9 = 10,8\text{мм}$$

$H_{2\text{внутр}} \geq i \cdot d$ , значит витки пружины не будут давить друг на друга при максимальном моменте.

Длина пружины в свободном состоянии:

$$H_0 = H_2 + \frac{M_{\text{пуск}}}{R \cdot k} = 29,4\text{мм}$$

длина проволоки для навивки пружины

$$L = \pi \cdot i \cdot D_0 = 271\text{мм}$$

#### 1.4.4 Определение основных геометрических параметров зубчатых колес

Колеса и шестерни берем прямозубые. Назначаем числа зубьев зубчатых колес редуктора:

$$\text{У шестерен: } z_1 = z_3 = 19$$

$$\text{У колес: } z_2 = z_4 = 40$$

$$\text{Тогда } i_{12} = i_{34} = \frac{40}{19} \approx 2,105$$

$$\text{А общее расчетное передаточное число } i_{0\text{расч}} = i_{12} \cdot i_{34} = 4,432$$

Погрешность с исходным  $i_0$  составляет:

$$\Delta = \left| \frac{i_0 - i_{0\text{расч}}}{i_0} \right| \cdot 100\% = 1,5\%$$

Погрешность  $\Delta$  входит в пределы до 3%, что допустимо для приборных устройств.

Назначим материалы для шестерен и колес:

Колесо – Сталь 50

Шестерня – Сталь 40Х

(из рекомендуемых сочетаний сталей шестерни и колеса из методического пособия по расчету зубчатых передач)

Предел выносливости материала шестерни при симметричном цикле нагружения:

$$\sigma_{-1} = [0,35 \cdot \sigma_B + (70 \dots 120)] \text{ МПа} \quad (\text{для легированных сталей})$$

Предел выносливости материала колеса при симметричном цикле нагружения:

$$\sigma_{-1} = 0,43 \cdot \sigma_B \text{ МПа} \quad (\text{для углеродистых сталей})$$

#### 1.4.5 Расчет модулей зубчатых колес

Имеем 2 одинаковые прямозубые передачи:

$$z_1 = 19, Y_f = 4,17$$

$$z_2 = 40, Y_f = 3,77$$

Коэффициент ширины зубчатого венца:

$$\psi_{bm} = 3 \dots 16 = 10$$

Расчет будем вести по зубу колеса. Выбираем модули

$$m_{12} = m_{34} = 0,8$$

Так как пары зубчатых колес одинаковые, то условие соосности выполняется.

$$\text{Расстояние между осями валов: } a = \frac{d_1 + d_2}{2} = 23,6 \text{ мм}$$

Параметры зубчатых колес:

Делительный диаметр:

$$d_1 = m \cdot z_1 = 15,2 \text{ мм}$$

$$d_2 = m \cdot z_2 = 32 \text{ мм}$$

Диаметр выступов:

$$d_{a1} = d_1 + 2m = 16,8 \text{ мм}$$

$$d_{a2} = d_2 + 2m = 33,6 \text{ мм}$$

Диаметр впадин:

$$d_{f1} = d_1 - 2m \cdot (1 + c), \quad (c = 0,35 \text{ для } m > 0,5)$$

$$d_{f1} = d_1 - 2m \cdot 1,35 = 13,04 \text{ мм}$$

$$d_{f2} = d_2 - 2m \cdot 1,35 = 29,84 \text{ мм}$$

Ширина зубчатого венца:  $b_1 = \psi \cdot m = 6 \text{ мм}$

Для шестерни:  $b_2 = \psi \cdot m = 8 \text{ мм}$

#### 1.4.6 Расчет стопора

Число оборотов однозаходного винта с ограничителем этой конструкции не может быть больше значения, определяемого по формуле:

$$N = \frac{L - b}{t} \quad (2.1)$$

где

$t$  - шаг винта

$L$  - расстояние между упорами

$b$  - расстояние между упорами на гайке

Для зубчатого колеса, входящего в конструкцию стопора возьмем диаметр  $d = 16$ , тогда при  $m = 0.8$   $z = 20$ .

Передаточное отношение равно отношению количества оборотов одного колеса к другому:

$$i = \frac{n_1}{n_2} \quad (2.2)$$

Найдем передаточное отношение из соотношений чисел зубьев:

$$i = \frac{z_2}{z_1} = \frac{20}{40} = 0,5$$

$$\text{Число оборотов гайки: } n_1 = \frac{12 \cdot 2}{3} = 8 \text{ об}$$

$$\text{Число оборотов колеса в стопоре: } n_2 = \frac{n_1}{i} = \frac{8}{0,5} = 16 \text{ об} = N$$

То есть гайка должна делать от упора до упора 16 оборотов.

Винт выбираем М6х1. Из формулы (2.1) для числа оборотов винта  $N$  получаем:

$$N = L - b \quad (\text{т.к. шаг винта взяли единицу})$$

$$L = n_2 \cdot t + t \cdot n_1 = 16 + 8 = 24 \text{ мм}$$

$$b = L - N = 24 - 16 = 8$$

#### 1.4.7 Выбор подшипников

Записываем известные соотношения для определения параметров подшипника:

$$C_0 = K_H \cdot P_0$$

$$\text{Угол контакта } \alpha \text{ тогда } y_0 = 0,47$$

$$P_0 = X_0 \cdot F_r + y_0 \cdot F_a$$

$$\text{Учтем, что } F_r \text{ равна нулю, а } K_H = 1$$

По таблице выбираем подшипник № 36203.

Его параметры:

$$d = 17 \text{ мм}$$

$$D = 40 \text{ мм}$$

$$B = 12 \text{ мм}$$

$$C_0 = 6200 \text{ Н} - \text{статическая грузоподъемность}$$

$$C = 9400 \text{ Н} - \text{динамическая грузоподъемность}$$



$C_0 \geq (C_0)_p$  следовательно, подшипник подходит.

#### 1.4.8 Расчет потенциометра

Витковая погрешность потенциометра не более 0,3%. Примем витковую погрешность  $\sigma_B = 0,14\%$ .

Необходимое число витков реостатного провода:

$$W = \frac{100\%}{2 \cdot \sigma_B} = 357,14$$

Полное сопротивление потенциометра:  $R_0 = 275 \text{ Ом}$

Сопротивление нагрузки на выходе потенциометра:  $R_0 = 275 \text{ Ом}$

Напряжения питания:  $U = 27 \text{ В}$

Коэффициент нагрузки:  $K = \frac{R_H}{R_0} = \frac{5000}{275} = 18,2$

Номинальная мощность рассеивания:  $P = \frac{U^2}{R_0} = \frac{27^2}{275} = 2,7 \text{ Вт}$

$$P_{\text{действ}} = P_{\text{ном}} \frac{K^2}{(K+1)^2} = 2,7 \cdot \frac{18,2^2}{(18,2+1)^2} = 2,4 \text{ Вт}$$

В качестве реостатного провода возьмем сплав палладий-серебро с маркой СрПД-40. Каркас потенциометра выполняется из алюминиевого сплава АМг. При использовании этих материалов, с учетом обеспечения высокой стабильности, допустимая плотность тока  $j = 50 \frac{\text{А}}{\text{мм}^2}$

Определим диаметр проволоки:

$$d = \sqrt[4]{\frac{16 \cdot P_{\text{действ}}}{\pi^2 \cdot j^2 \cdot R_0}} = 0,05 \text{ мм}$$

С учетом изоляции:

$$d_1 = d + 0,01 = 0,06 \text{ мм}$$

Удельное сопротивление провода:  $\rho = 0,175 \frac{\text{Ом} \cdot \text{мм}^2}{\text{м}}$

Длина проволоки:

$$L = R_0 \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4 \cdot \rho} = 3,1 \text{ м}$$

Шаг навивки равен:  $t = d_1 = 0,06 \text{ мм}$

Длина намотки:  $l_0 = t \cdot W = 0,06 \cdot 357,14 = 21,43 \text{ мм}$

Средняя длина витка обмотки:

$$l_{\text{в.ср.}} = \frac{L}{W} = \frac{3,1}{357} = 8,7 \text{ мм}$$

Диаметр каркаса:

$$D_k = \frac{l_{\text{в.ср.}}}{\pi} = \frac{8,7}{\pi} = 2,8 \text{ мм}$$

Округляем  $D_k$  до 3 мм. В итоге выбираем потенциометр цилиндрической формы диаметром 3 мм.

## 2 Датчик угловой скорости ДУСв-5

### 2.1 Назначение

Датчики угловой скорости предназначены для измерения угловой скорости вращения объекта, на котором они установлены. Используются как визуальные приборы и как чувствительные элементы (датчики) в системах управления и стабилизации. В автопилотах ДУС используются для введения в управляющую функцию сигнала, пропорционального угловой скорости.

Для данной системы выбран волоконный датчик вращения ДУСв-5.

До сих пор применялись в основном механические гироскопы, работающие на основе эффекта удержания оси вращения тела в одном направлении инерциального пространства. Это дорогостоящие приборы, поскольку требуется высокая точность формы тела вращения и минимальное возможное трение подшипников. Оптические гироскопы обладают устойчивостью к ускорению; простотой конструкции; коротким временем запуска; высокой чувствительностью; высокой линейностью характеристик; низкой потребляемой мощностью, высокой надежностью.

### 2.2 Описание



Рис. 2.1 - ДУСв-5

Датчик вращения является цельноволоконным вариантом кольцевого оптического интерферометра Саньяка, выполненного по сварной технологии и размещенного в герметичном корпусе. Корпус выполнен из алюминиевого сплава в виде цилиндрической призмы высотой 19,5 мм и диаметром 92 мм, имеет фланец с 4-мя отверстиями для крепления.

Является аналоговым преобразователем угловой скорости вращения в выходной электрический сигнал (напряжение). Выходное напряжение пропорционально угловой скорости и определяется как разность потенциалов между соответствующими контактами выходного разъема. Начинает функционировать практически мгновенно после подачи всех напряжений.

Отличается:

- малой массой и габаритами;
- быстрым запуском и выходом на рабочий режим;
- высокой чувствительностью;
- низким энергопотреблением;
- бесшумной работой;
- высокой надежностью;
- неограниченным количеством запусков;
- отсутствием погрешностей, присущих другим типам датчиков;
- устойчивостью к внешним воздействиям

Структурно содержит в себе два основных модуля:

- Чувствительный оптический модуль - волоконный оптический интерферометр, включающий 100-метровый чувствительный контур (катушку), два сварных волоконно-оптических ответвителя, волоконно-оптический поляризатор, пьезокерамический фазовый модулятор (ПЗТ), модуль суперлюминесцентного диода, фотоприемный модуль.

— Электронный модуль - печатная плата, выполненная в технологии поверхностного монтажа, которая конвертирует сигнал оптического блока в напряжение, пропорциональное угловой скорости.

## 2.3 Основные технические характеристики

Диапазон измеряемых скоростей:  $\pm 200$  с

Случайная составляющая ухода нулевого сигнала: не более 5-15 /час

Масса: 130 г

Время готовности: не более 1с

Напряжение питания:  $12 \pm 0,6$ В;  $5 \pm 0,25$ В

Средняя наработка на отказ: 15000 часов

Ресурс: 25000 часов

Срок службы: 25 лет

## 2.4 Принцип действия волоконно-оптического гироскопа

Принцип действия ВОГ основан на зависимости времени распространения света по замкнутому контуру от направления обхода.

### 2.4.1 Эффект Саньяка

По круговому оптическому пути благодаря расщепителю луча свет распространяется в двух противоположных направлениях. Если при этом система находится в покое относительно инерциального пространства, то оба световых луча распространяются встречно по оптическому пути одинаковой длины. Поэтому при сложении лучей в расщепителе по завершении пути нет фазового сдвига. Однако, когда оптическая система вращается в инерциальном пространстве с угловой скоростью между световыми волнами возникает разность фаз. Это явление и называется эффектом Саньяка.

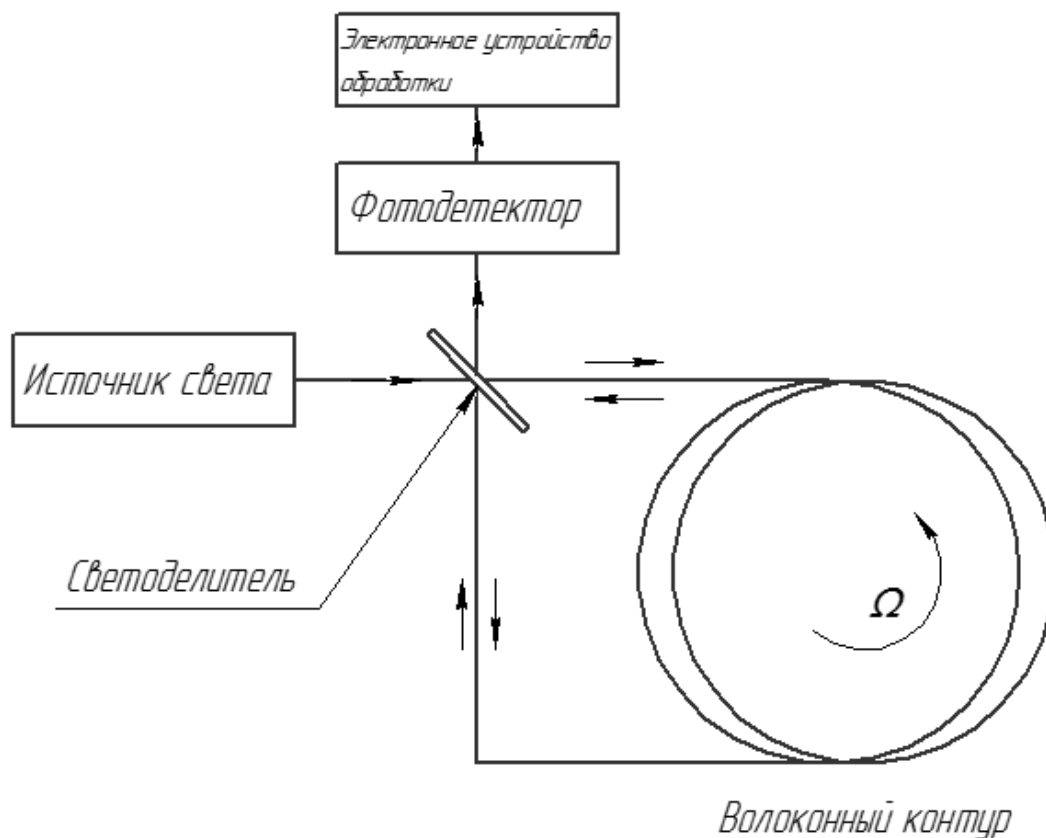


Рис. 2.2 - Принципиальная схема ВОГ

По сути это интерферометр Саньяка, в котором круговой оптический контур заменен на катушку из длинного одномодового оптического волокна.

Разность фаз между двумя световыми волнами, обусловленная эффектом Саньяка, с учетом формулы:

$$\Delta\psi = \frac{4kS}{c}\Omega$$

выражается как

$$\Delta\psi = \frac{4\pi La}{c\lambda}\Omega$$

где

$L = 2\pi aN$  - длина волокна;  $N$  — число витков в катушке из волокна;  $a$  — радиус катушки.

Следует обратить внимание на то, что в основные формулы не входит ко-

эффицент преломления света в волокне.

Благодаря совершенствованию технологии производства выпускается волокно с очень низкими потерями. Чтобы не повредить волокно, намотка производится на катушку радиусом несколько сантиметров. При этом не наблюдается сколько-нибудь заметного увеличения потерь. Можно создать сравнительно малогабаритный и высокочувствительный интерферометр Саньяка с катушкой небольшого радиуса (2..5 см), намотав на нее волокно большой длины. Сформировав оптимальную оптическую систему, можно измерять с высокой точностью изменения фазы (в инерциальной навигации — порядка  $10^{-6}$  рад), а затем из формулы для  $\Delta\psi$  определять круговую скорость.

## 2.5 Пределы обнаружения угловой скорости

В состоянии покоя оптические пути для света в обоих направлениях обхода будут одинаковы по длине, а поскольку сигнал на выходе светоприемника изменяется пропорционально  $1 + \cos\Delta\psi$ , то гироскоп нечувствителен к очень малым поворотам.

Для оптического волокна с потерями 2 дБ/км пределы обнаружения примерно  $10^{-8}$  рад/с ( $0,001^\circ/\text{ч}$ ). Это те значения, что и применяются в инерциальной навигации.

Благодаря увеличению радиуса катушки с оптическим волокном, а также использованию света с длиной волны 1,55 мкм, на которой потери в оптическом волокне очень низки, возможно создание измерителя оборотов в инерциальном пространстве с большой точностью. Это позволяет применять измеритель не только в навигации, но и в геофизике.

Минимальная измеряемая угловая скорость зависит от качества оптических компонентов. Её отношение к максимальной измеряемой скорости представляет динамический диапазон ВОГ (80...90 дБ).

Качество оптики проявляется в максимальном подавлении всех механизмов возникновения сдвига фаз в интерферометре, кроме как вследствие вращения. Оптическая архитектура ДУСв-5 обеспечивает оптимальную оптическую фильтрацию сигнала для уменьшения дрейфа и повышения помехоустойчивости.

## 2.6 Устройство и работа составных частей ВОГ

Волоконно-оптический контур изготовлен из одномодового оптического волокна, сохраняющего поляризацию излучения, и имеющего следующие технические характеристики: длина поляризационных биений 5 мм; диаметр кварцевой оболочки - 45 мкм; диаметр волокна в полимерном покрытии 150 мкм; длина волокна 100 м, диаметр намотки 30 мм.

Фазовый модулятор (ПЗТ) представляет собой участок волоконного контура, намотанный на пьезокерамический цилиндр диаметром. Рабочая частота модуляции (резонансная) 73...83 кГц, добротность не менее 150. Характеристики модулятора зависят от температуры. ПЗТ является электромеханической колебательной системой. Кроме основного (радиального) типа колебаний в нём существуют и другие типы колебаний.

Волоконный биконический ответвитель является устройством, осуществляющим оптическую связь между волокнами. Он изготовлен таким образом, что излучение, распространяющееся в одном из волокон, равномерно и практически без потерь (менее 0,3дБ) распределяется между двумя волокнами. Ответвители изготавливаются по сварной технологии непосредственно на концах контура, после чего распаиваются на кварцевых подложках для обеспечения вибро и термоустойчивости.

Волоконно-оптический поляризатор выполнен в виде биконического перехода (утончения) на участке волокна, зарощённого анизотропным монокри-



сталлом. Коэффициент экстинкции поляризатора (разность потерь волн с ортогональными поляризациями) более 30 дБ и потери в основной поляризации менее 1,5 дБ.

Излучательный модуль — это кристалл суперлюминесцентного светодиода, оптически согласованный с волокном, обладает яркостью, сопоставимой с яркостью лазерного источника, имея при этом низкую когерентность.

Фотоприёмное устройство состоит из pin фотодиода типа, согласованного с выходным отрезком волокна. Фототок пропорционален мощности выходного излучения ВОГ, а его малая ёмкость ( $< 6$  пФ) позволяет осуществлять эффективное преобразование мощности на частотах до 1 МГц.

Все узлы и компоненты ВОГ смонтированы в корпусе, выполненном из алюминиевого сплава. Подвод питания к элементам ВОГ и съём сигнала осуществляется через плоский кабель, соединяющий ВОГ с платой обрабатывающей электроники.

# ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

## 1 Выбор организационной формы сборки

Различают стационарную и подвижную сборки. Также сборка может быть поточной и непоточной.

Стационарную сборку выполняют на одном или параллельно на нескольких рабочих местах, к которым подаются необходимые детали, материалы, узлы и т.д.

Подвижная сборка характеризуется тем, что собираемый объект перемещается от одного рабочего места к другому в последовательности, обусловленной техпроцессом. На каждом рабочем месте выполняется одна и та же повторяющаяся операция. Подвижную сборку применяют в поточном производстве; она бывает со свободным и с принудительным движением собираемого изделия. Сборка с принудительным движением собираемого изделия разделяется на подвижную сборку непрерывного движения и подвижную сборку периодического движения. В приборостроении, в основном, применяют подвижную поточную сборку.

При поточной сборке сборка приборов идет непрерывно и собранные готовые изделия выходят периодически через определенный промежуток времени (такт). При поточной неподвижной сборке каждый рабочий или бригада рабочих в технологической последовательности, переходя с объекта на объект, с соблюдением определенного такта сборки выполняет свою операцию. Эту форму сборки применяют для приборов больших габаритов и(или) массы.

Непоточная сборка выполняется по принципу концентрации и частичной

дифференциации. В первом случае сборочный процесс выполняется одним или несколькими рабочими на одном сборочном посту. Такая форма сборки применяется в единичном и опытном производствах. Во втором случае сборочный процесс разделяют на сборку отдельных сборочных единиц и общую сборку по схеме сборочного состава изделия. Второй способ находит применение в серийном и массовом производстве.

При выборе организационной формы сборки необходимо руководствоваться следующими соображениями:

- стационарная сборка применяется в индивидуальном и мелкосерийном производстве и в серийном, когда затрачиваемое на сборку время значительно меньше ритма (такта);
- если время сборки узла кратно ритму, но по технологическим соображениям процесс сборки нельзя разделить на отдельные операции, то сборка выполняется на нескольких рабочих местах параллельно. В этом случае рабочие места дублируют друг друга, и сборка получается стационарной независимо от программы выпуска;
- в массовом и серийном производствах во всех тех случаях, когда время сборки превышает ритм со значительной кратностью, целесообразно применять подвижную поточную форму сборки, так как она является наиболее совершенной формой организации сборочных работ.

Принимая во внимание то, что производство данного прибора будет мелкосерийным (240 штук в год), целесообразно назначить для данного случая стационарную непоточную форму сборки, когда сборочный процесс разделяют на сборку отдельных сборочных единиц и, затем, общую сборку.

## 2 Схема сборки прибора

Сборка изделия — дискретный во времени процесс, который состоит из отдельных переходов. Переход — наименьшая законченная часть технологического процесса, выполняемая без перерыва во времени. Упорядоченный набор переходов образует сборочную операцию.

Первым этапом разработки маршрутного технологического процесса сборки является построение технологической схемы сборки.

Процесс сборки сложного изделия состоит из операций, выполняемых не только последовательно, но и параллельно, а иногда и с циклами. Технологическая схема сборки является графической интерпретацией этого процесса.

Схема облегчает разработку ТП благодаря наглядности и обзримости последовательности сборки. Основой для разработки процесса сборки и его схемы является схема расчленения изделия - разделение его на сборочные единицы и детали с расположением их относительного расположения. Эта схема раскрывает структуру изделия, его расчлененность на составные части, последовательность сборки, возможности организации сборочного процесса

Схема сборки РАУ:

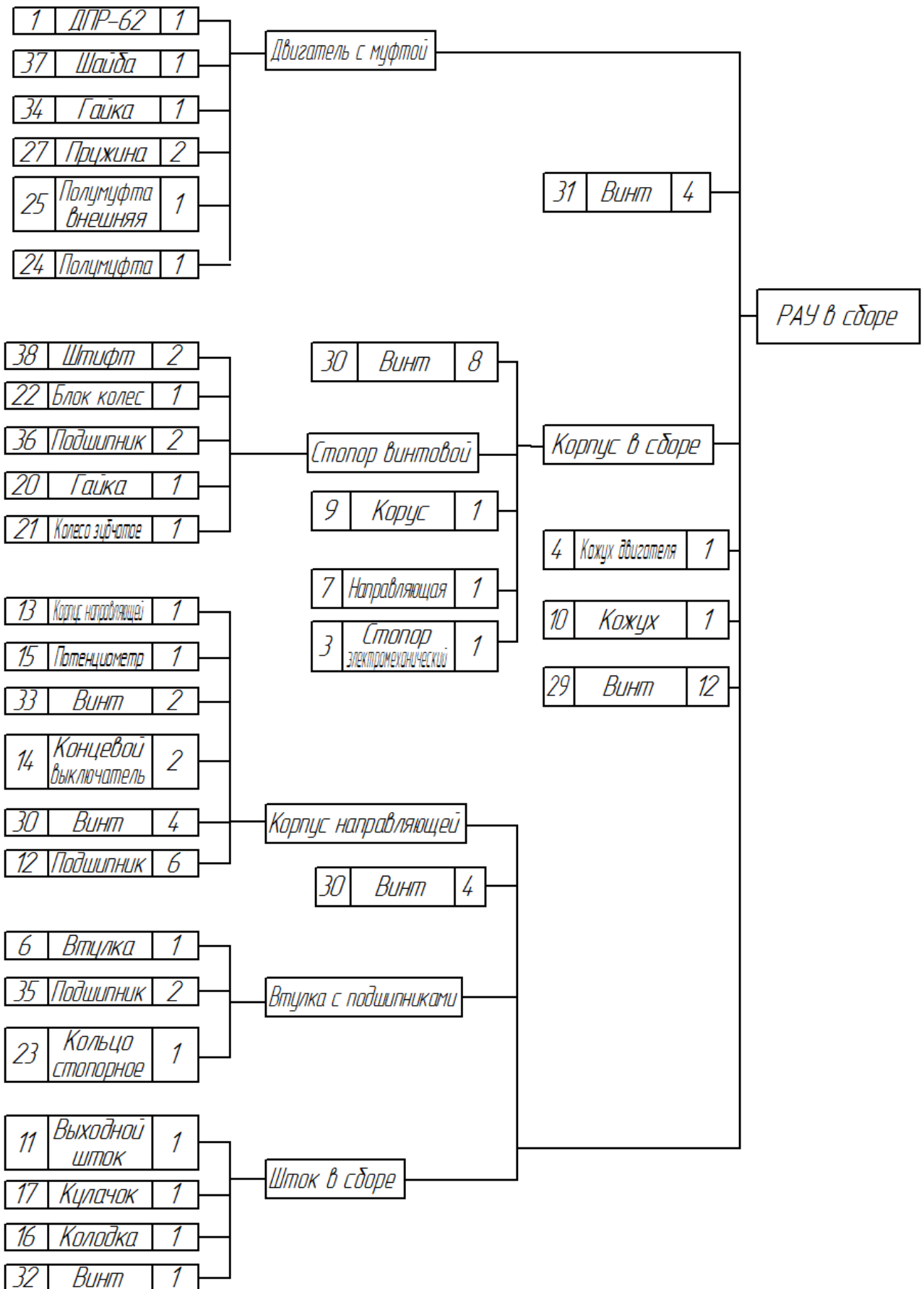


Рис. 3.1 - Схема сборки РАУ

### 3 Определение показателей технологичности конструкции прибора

С целью обеспечения оптимальности затрат ресурсов (производственных средств, времени, и т. д.) на этапе проектирования технологического процесса сборки необходимо оценить технологичность конструкции изделия (ТКИ). На ТКИ при сборке влияют разнообразные факторы, важнейшими из которых являются:

- конструктивно-технологические параметры изделия как объекта производства;
- тип, техническая и энергетическая вооруженность производства, программа выпуска и характер производства (серийность)

Для характеристики ТКИ используются численные показатели. Технологичным является такое изделие, которое при условии выполнения всех технических требований более удобно в эксплуатации и позволяет при данной серийности производства изготовить его с минимальными затратами труда, материалов и с наименьшим производственным циклом.

Исходя из этого положения строится методика определения показателей технологичности конструкции приборов. Основная идея методики заключается в том, что технологичная конструкция изделия обеспечивает наибольшую производительность труда, снижение затрат и сокращение времени на проектирование, технологическую подготовку производства, изготовление, техническое обслуживание и ремонт изделия при обеспечении необходимого его качества.

Показатели технологичности используются для:

- количественной оценки технологичности конструкции прибора перед передачей его в серийное производство;

— указания конструкторам требований по технологичности при выдаче задания на проектирование нового прибора

Система показателей содержит:

- базовые частные коэффициенты, к которым относятся коэффициенты освоения  $K_{осв}$ , унификации деталей  $K_{уд}$  и унификации материалов  $K_{ум}$
- комплексный коэффициент технологичности  $K_{тех}$ .

Выражения для определения значений всех частных показателей технологичности должны для «идеального» прибора стремиться к 1; фактические значения частных показателей технологичности  $K$  должны находиться в пределах  $0 < K < 1$ .

Значения коэффициентов определяются на основе анализа технической документации на изделие (сборочного чертежа и спецификации). Для расчета коэффициентов  $K_{уд, осв}$  составляется таблица:

Таблица 3.1 - Детали РАУ

Общее количество деталей (без крепёжных)	Собственные изделия (сб.)	Заимствованные изделия (зм.)	Стандартные изделия (ст.)	Покупные изделия (п.)	Количество крепёжных деталей (кр)
$n_y = 31$	$n_{сб} = 14$	$n_{зм} = 0$	$n_{ст} = 9$	$n_{п} = 8$	$n_{кр} = 6$
$N_y = 46$	$N_{сб} = 15$	$N_{зм} = 0$	$N_{ст} = 21$	$N_{п} = 10$	$N_{кр} = 40$

В таблице  $n$  - число наименований деталей в изделии;  $N$  - общее число деталей в изделии.

Примечания:

1. К стандартным относятся детали, охваченные ГОСТом и ОСТом, отраслевой нормалью.

2. К заимствованным относятся детали, взятые из других аналогичных работ, и детали, изготавливаемые по стандартам предприятий (СТП).
3. К собственным относятся детали, которые применяются только в данном приборе и на которые разработаны чертежи в проекте на прибор.
4. Сборочные единицы, полученные армированным литьем или прессованием из пластмасс, принимаются за одну деталь.
5. К крепежным деталям относятся гайки, винты, болты, шпильки, заклепки и т.п., а также монтажные провода, товарные знаки, изоляционные прокладки и т.п.

Коэффициенты освоенности прибора и унификации его деталей определяются по формулам:

$$K_{\text{осв}} = \frac{N_{\text{ст}} + N_{\text{зм}} + N_{\text{п}}}{N_{\Sigma}} = 0,63$$

$$K_{\text{уд}} = 1 - \frac{n_{\Sigma} + n_{\text{кр}}}{N_{\Sigma} + N_{\text{кр}}} = 0,57$$

Коэффициент унификации материалов  $K_{\text{ум}}$  определяется только для собственных деталей прибора по формуле

$$K_{\text{ум}} = 1 - \frac{C_{\Sigma}}{n_{\text{сб}}}$$

где  $C_{\Sigma}$  - количество сорто-размеров материалов для изготовления собственных деталей прибора;

где  $n_{\text{сб}}$  - общее число наименований собственных деталей прибора. Сорто-размер обусловлен маркой материала и определяющим размером. Для определения  $K_{\text{ум}}$  составляется таблица:



Таблица 3.2 - Материалы

Количество	Черные	Цветные	Драгоценные	Пластмассы	Керамика	Сумма
Сорто-раз- меров материалов	2	1	0	0	0	C=3
Собствен- ных деталей	3	11	0	0	0	N=14

Комплексный коэффициент технологичности определяется как произведение базовых частных коэффициентов

$$K_{\text{тех}} = K_{\text{ум}} \cdot K_{\text{осв}} \cdot K_{\text{уд}} = 0,3$$

## 4 Расчет размерной цепи

В приборах, работающих на разных физических принципах, имеются механические сборочные единицы. К геометрическим параметрам этих единиц (например, осевой зазор в опорах чувствительных элементов, колебание зазора между магнитопроводами ротора и статора в электродвигателях и датчиках и др.) предъявляются точностные требования. Эти точностные требования совместно с размерами отдельных деталей, от которых они зависят, образуют замкнутые размерные цепи.

**Размерная цепь (РЦ)** – совокупность взаимно связанных линейных размеров, образующих замкнутый контур. Размерные цепи отражают объективные размерные связи в конструкции прибора в технологических процессах изготовления его деталей и сборки.

**Звено РЦ** - один из размеров, образующих РЦ.

**Замыкающее звено** – звено РЦ, являющееся исходным при постановке задачи или получающееся последним в результате ее решения.

**Составляющее звено** - звено РЦ, функционально связанное с замыкающим звеном.

**Увеличивающее звено** – составляющее звено РЦ, с увеличением которого замыкающее звено увеличивается.

**Уменьшающее звено** – составляющее звено РЦ, с увеличением которого замыкающее звено уменьшается.

**Компенсирующее звено** – составляющее звено РЦ, изменением которого достигается требуемая точность замыкающего звена.

**Общее звено** – звено, одновременно принадлежащее нескольким РЦ.

**Схема РЦ** – графическое изображение РЦ.

Задачи и методы расчета размерных цепей:

**Прямая задача** задача, в которой заданы параметры (номинальное значение, допустимые отклонения и т. д.) замыкающего звена РЦ и требуется найти параметры ее составляющих звеньев.

**Обратная задача** - задача, в которой известны в один и тот же момент времени параметры (допуски, поля рассеяния, координаты их середин и т.д.) составляющих звеньев РЦ и требуется определить параметры замыкающего звена. Решением обратной задачи проверяется правильность решения прямой задачи.

**Статическая задача** - задача, решаемая без учета факторов, влияющих на изменение звеньев РЦ во времени.

**Динамическая задача** - задача, решаемая с учетом факторов, влияющих на изменение звеньев РЦ во времени.

**Метод расчета на максимум-минимум** – метод расчета, учитывающий только предельные отклонения звеньев РЦ и самые неблагоприятные сочета-

ния.

**Вероятностный метод расчета** – метод расчета, учитывающий рассеяние размеров и вероятность различных сочетаний отклонений составляющих звеньев РЦ.

Для различных методов достижения точности замыкающего звена необходимо применить различные методы расчета РЦ.

Размерные цепи, для которых оказывается экономически оправданным риск возможного выхода за пределы поля допуска замыкающих звеньев и части изделий, рассчитывают вероятностным методом.

В РЦ, в которых должна быть обеспечена полная взаимозаменяемость, допуски рассчитывают по методу максимума - минимума.

В ряде случаев возможны сочетания различных методов достижения точности замыкающего звена данной РЦ.

Значения звеньев размерной цепи приведены ниже. При проверочном расчете необходимо определить, будет ли удовлетворяться исходное точностное требование к узлу для данной точности размеров деталей в сборке без регулировочных работ. В данном случае исходное точностное требование совпадает с замыкающим звеном размерной цепи.

Выберем в качестве замыкающего звена размерной цепи толщину компенсационной прокладки. Схема размерной цепи приведена ниже:

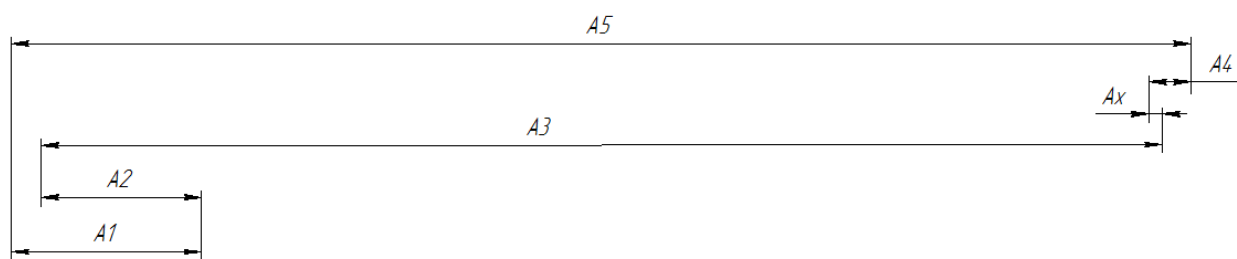


Рис. 3.2 - Схема размерной цепи

$$A_5 = A_1 - A_2 + A_3 - A_x + A_4$$

$$A_x = A_1 - A_2 + A_3 + A_4 - A_5 = 27 - 23 + 159 + 6 - 167 = 2\text{мм}$$

При расчете по методу максимума-минимума:

$$\begin{aligned} T_x &= T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 = \\ &= 0,210 + 0,210 + 0,250 + 0,120 + 0,250 = 1,040\text{мм} \end{aligned}$$

Верхнее отклонение  $Es = \frac{T}{2} = 0,520$ , нижнее отклонение  $Ei = \frac{-T}{2} = -0,520$ .

Таким образом,  $A_x = 2 \pm 0,52$ .

При расчете по вероятностному методу:

$$T_{\Delta} = t \cdot \lambda \sqrt{T_1^2 + T_2^2 + T_3^2 + T_4^2 + T_5^2}$$

где,

$\lambda = 0,33$  - относительное среднее квадратичное отклонение;

$t = 3,89$  - коэффициент риска ( $P = 0,01\%$ )

$$T_{\Delta} = 0,33 \cdot 3,89 \sqrt{210^2 + 210^2 + 250^2 + 120^2 + 250^2} = 150\text{мкм} = 0,150\text{мм}$$

Верхнее отклонение  $Es = \frac{T}{2} = 0,075$ , нижнее отклонение  $Ei = \frac{-T}{2} = -0,075$ .

Таким образом,  $A_x = 2 \pm 0,075$ .

## 5 Приспособление для замера осевого люфта РАУ

Данное приспособление предназначено для измерения продольного перемещения штока рулевой машины РАУ под действием нагрузки.

В стакан 9, установленный на кронштейне 8, вставляется рулевая машина и закрепляется в нем. При этом шток рулевой машины вставляется во втулку 18 и фиксируется винтом 17. С втулкой соединен упор 16 со штифтом 15. На штифт 15 надевается конец рычага 7. Для этого кронштейн 10 с установленным в нем рычагом 7 перемещается в планках 11 с помощью рычага 13, соединенного с кронштейном 10 пальцем 14. Для фиксации положения кронштейна 10 ручка 12, установленная на пальце 14, поворачивается на 45 по часовой стрелке. Чтобы освободить кронштейн 10, необходимо вернуть ручку 12 в исходное положение.

К противоположному концу рычага 7 прикреплены с помощью нитей, перекинутых через блоки 5, подвески 6. Разность веса подвесок 6 через рычаг 7 создает продольную нагрузку на шток рулевой машины. Блоки 5 установлены в стойках 4 с использованием шарикоподшипников. Для измерения продольного перемещения штока рулевой машины служит измерительный прибор 19, закрепленный в хомуте 2, установленном в стойке 1, с помощью винтов 3.

## 6 Приспособление для проверки РАУ

Данное приспособление предназначено для измерения параметров рулевой машины РАУ: перемещения штока, скорости хода штока, усилия на штоке.

В стакан 6, установленный на кронштейне 8, вставляется рулевая машина. При этом шток рулевой машины вставляется во втулку 5 и фиксируется гайкой 17. С втулкой соединен упор 2, к которому крепятся шток прерывателя 1 и шток приспособления для определения хода Б. Приспособление Б в свою очередь крепится в кронштейнах 4.

С пульта 3 подается питание на двигатель РАУ и сигналы управления, после чего выходной шток РАУ начинает поступательное движение. Он в свою очередь перемещает штоки приспособления Б и прерывателя 1.

Приспособление Б показывает перемещение штока РАУ, а на дисплее пульта 3 отображаются скорость и усилие.

















# ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

## 1 Введение

Разработка систем управления летательных аппаратов неразрывно связана с разработкой методов управления, обеспечением устойчивого движения и снижения ошибок систем стабилизации.

В 1960-1970-х годах трудами российских и зарубежных ученых была создана теоретическая база исследования устойчивости движения и создания систем стабилизации для летательных аппаратов различных типов. Однако, каждый конкретный тип летательных аппаратов в зависимости от назначения, конструктивной компоновки и аэродинамических характеристик требует адаптации методов синтеза систем стабилизации и разработки методик анализа.

В данном проекте разрабатывается боковой канал управления летательного аппарата. Этот процесс состоит из создания и последующего анализа модели движения самолета, что является трудоемкой работой, требующей временных и денежных затрат, которые необходимо рассчитать.

Целью данной организационно-экономической части является:

- расчет длительности разработки программного продукта;
- определение необходимого числа исполнителей;
- построение плана-графика выполняемого проекта с использованием диаграммы Ганта;
- расчет сметы затрат.

## 2 Основные понятия организации НИР

Продукция современного приборостроения – это результат не только конструкторской, технологической и производственной деятельности, но и результат труда научных работников.

Научные исследования – комплекс теоретических и (или) экспериментальных исследований, проводимых с целью получения обоснованных исходных данных, изыскания принципов и путей создания (модернизации) продукции.

Результатами исследований могут быть:

- новые знания, идеи, информация, методы, представления, изложенные в научных отчетах;
- новые идеи и знания, подготовленные для практического использования в форме конструкторской и технологической документации, методик, изготовленных опытных образцов;
- идеи, овеществленные в новых осваиваемых изделиях, внедренных технологических процессах, методах управления.

При классификации НИР можно выделить фундаментальные исследования, прикладные исследования и разработки (табл. 4.1).

Фундаментальные исследования – это научные (теоретические и экспериментальные) исследования, расширяющие представления человека о материальном мире; они являются базовыми для развития технического прогресса, порождают возможность создания новых видов техники и технологии. На практике реализуется только 5-10% результатов фундаментальных НИР, остальные – пополняют потенциал научных знаний человека об окружающем мире. Наивысшим достижением фундаментальных исследований является признание их результатов в качестве открытий.

Прикладные исследования – исследования, направленные преимущественно

но на применение результатов фундаментальных исследований для достижения практических целей и решения конкретных задач. Считается, что 85-90% результатов прикладных исследований находят или могут находить практическое применение.

Экспериментальные (опытно-конструкторские) разработки – это переходная стадия от фундаментальных и прикладных исследований к подготовке и освоению производства. Здесь идеи воплощаются в техническую документацию, опытные образцы.

При проведении НИР приходится решать ряд организационно-экономических вопросов, таких как:

- планирование объемов трудоемкости;
- длительности предстоящих работ;
- сметы затрат;
- оценить эффективность исследований.

Таблица 4.1 - Исследования

	Фундаментальные исследования	Прикладные исследования
Содержание исследований	Открытие новых явлений и закономерностей	Разработка новых конструктивных решений
	Разработка новых теоретических положений	Разработка новых технологий
	Поиск новых путей применения	Разработка новых методик (например: испытаний)
	Разработка методов исследований новых проблем	Разработка новых систем
	Прогнозирование путей развития	Разработка новых материалов

...



...продолжение

	Фундаментальные исследования	Прикладные исследования
	Исследование области применения новых решений	
Научно-технический результат	Знания, открытия, зафиксированные в публикациях (монографии, статьи, доклады, диссертации, отчеты...)	Публикации; научно-технические отчеты; патенты, свидетельства; макеты; образцы: новой техники, новых материалов; методики
Источники финансирования	Государственный бюджет: программы решения важнейших научно-технических проблем	Собственные средства (прибыль, внебюджетный фонд)
	Частные фонды поддержки научных исследований	Государственный бюджет: (на конкурсной основе)
		Средства заказчиков
		Заемные средства
Место проведения	Академические НИИ	ВУЗы
	ВУЗы	НИИ промышленности
		Предприятия

Совокупность работ, выполняемых при проведении научных исследований по определенной проблеме, называется темой. Независимо от вида исследования финансирование ведется в рамках темы и состоит из следующих этапов (ГОСТ 15.101-80) – табл. 4.2.

Таблица 4.2 - Этапы разработки

<p>Разработка технического задания</p>	<p>Формируются цели выполняемой темы, устанавливаются методы и условия проведения исследования, этапы, сроки, состав исполнителей, порядок приемки; выполняется технико-экономические обоснования целесообразности проведения темы</p>
<p>Выбор направления исследований</p>	<p>Подбор и анализ имеющихся материалов по исследуемой проблеме; патентные исследования; разработка общей методики проведения исследований; формирование конкретных заданий исполнителям темы</p>
<p>Теоретические и эксперимен- тальные исследования</p>	<p>Теоретические проработки проблемы; экспериментальные работы; разработка и изготовление макетов, опытных образцов, стендов; моделирование исследуемых процессов; разработка необходимых программных продуктов; сопоставление результатов теоретических и экспериментальных исследований;</p>
<p>Оформление результатов исследований</p>	<p>Формируются выводы по проведенным исследованиям; оформляется в окончательном виде отчетная научно-техническая документация (отчет о НИР, программная продукция, методики и т.д.).</p>
<p>Сдача темы заказчику</p>	<p>Результаты исследования предъявляются заказчику в том виде и объеме, который был оговорен при заключении договора, документально оформляется сдача-приемка работы заказчику.</p>

### 3 Методика расчета затрат на НИР

Планирование цикла научно-исследовательских работ предполагает составление перечня работ, определение их продолжительности и построение сетевого или план-графика работ, а также расчёт затрат на научно-исследовательскую разработку. Тип графика определяется в соответствии с объёмом работ и их направленностью. Так, использование сетевого графика целесообразно для координации больших комплексов работ и управления их выполнением, когда некоторые работы осуществляются параллельно и требуют привлечения дополнительного персонала. Например, при разработке проектов и создании новых опытных образцов сложных изделий, при создании уникальной сложной продукции, при монтажных, наладочных и ремонтных работах. Если научно - исследовательские работы состоят из ряда последовательных этапов и для их осуществления не требуется большого количества специалистов, то в данном случае целесообразным является использование план - графика. НИР подобного типа рассматриваются в рамках данного дипломного проекта. Они направлены на разработку полной математической модели движения для проверки разработанной системы стабилизации. В соответствии с вышеизложенными видами планирования, целесообразным является использование план - графика работ.

Для построения план-графика необходимо составить перечень работ и их участников и определить продолжительность работ.

Для расчета продолжительности работ используем формулу (4.1):

$$t_i = \frac{3 \cdot t_{min} + 2 \cdot t_{max}}{5} \quad (4.1)$$

где:

$t_i$  - продолжительность  $i$ -ой работы;

$t_{min}$  - минимальное время, необходимое на выполнение  $i$ -ой работы;  
 $t_{max}$  - максимально-возможное время, отводимое для выполнения  $i$ -ой работы.

### 3.1 Расчет продолжительности работ

$t_{min}$  и  $t_{max}$  выбираются из следующих соображений:

$t_{min}$  - минимальное время, за которое работа может быть выполнена с надлежащим качеством при нормальных условиях.

$t_{max}$  - максимальное время выполнения работы, учитывающее различные факторы, влияющие на условия выполнения работы и в частности приводящее к задержке в выполнении работ. Т.е.  $t_{max} = t_{min} + t_{запаса}$

$t_{min}$  зависит от сложности выполняемых работ, их организации, количества работников и распределение их обязанностей.

$t_{запаса}$  определяется видом работ, взаимосвязями между ними, числом исполнителей, условиями проведения работ, также учитывается человеческий фактор. Большое влияние на  $t_{запаса}$  оказывают внешние факторы, вызывающие задержку в выполнении работ.

Таблица 4.3 - Расчет времени работ

Наименование работы	Время, дн	Время работы $t$ , дни	Число участни- ков
1. Подготовка и анализ исходных данных	$t_{min} = 5$ $t_{max} = 10$ $t_{запаса} = 5$	$t_1 = \frac{3 \cdot 5 + 2 \cdot 10}{5} = 7$	2

2. Разработка алгоритма работы системы стабилизации	$t_{min} = 10$ $t_{max} = 15$ $t_{запаса} = 5$	$t_2 = \frac{3 \cdot 10 + 2 \cdot 15}{5} = 12$	3
3. Написание прикладного ПО для проведения синтеза системы	$t_{min} = 6$ $t_{max} = 11$ $t_{запаса} = 5$	$t_3 = \frac{3 \cdot 6 + 2 \cdot 11}{5} = 8$	2
4. Разработка полной математической модели для моделирования полета	$t_{min} = 8$ $t_{max} = 13$ $t_{запаса} = 5$	$t_4 = \frac{3 \cdot 8 + 2 \cdot 13}{5} = 10$	3
5. Реализация разработанной модели в системе MATLAB	$t_{min} = 20$ $t_{max} = 25$ $t_{запаса} = 5$	$t_5 = \frac{3 \cdot 20 + 2 \cdot 25}{5} = 22$	2
6. Проведение моделирования	$t_{min} = 3$ $t_{max} = 5$ $t_{запаса} = 2$	$t_6 = \frac{3 \cdot 3 + 2 \cdot 5}{5} = 4$	1
7. Анализ результатов моделирования и оценка возможности технической реализации полученной системы стабилизации	$t_{min} = 2$ $t_{max} = 4$ $t_{запаса} = 2$	$t_7 = \frac{3 \cdot 2 + 2 \cdot 4}{5} = 3$	3
8. Подготовка, оформление и выдача полного отчета о проделанной работе	$t_{min} = 3$ $t_{max} = 5$ $t_{запаса} = 2$	$t_8 = \frac{3 \cdot 3 + 2 \cdot 5}{5} = 4$	1

Итого:  $t_{\Sigma} = \sum_{i=1}^8 t_i = 63$  дня.



## 4 Смета затрат на проведение НИР

Проведем расчет затрат на проведение НИР по статьям затрат:

- основная заработная плата;
- дополнительная заработная плата;
- страховые взносы;
- амортизационные отчисления;
- накладные расходы.

### 4.1 Основная заработная плата

В статью «Основная заработная плата» включается основная заработная плата всех исполнителей, непосредственно участвующих в НИР, с учетом их должностного оклада и отработанного ими времени (табл. 4.4). Расчет ведется по формуле (4.2):

$$C_{30} = \sum_{i=1}^n \frac{3_i}{d} t_i \quad (4.2)$$

где

$3_i$  - оклад  $i$ -го исполнителя за месяц, руб;

$d$  - количество рабочих дней в месяце,  $d = 20$  дн;

$t_i$  - отработанное время, дн.

Таблица 4.4 - Заработная плата

№	Должность	Оклад, тыс. р.	Время работы, дни	Зарплата, тыс. р.
1	Руководитель НИР	50	63	157,5
2	Ведущий научный сотрудник	45	32	72
3	Старший научный сотрудник	40	32	64
4	Инженер-программист	35	30	52,5
5	Инженер-программист	35	30	52,5
			Итого:	398,5

## 4.2 Дополнительная заработная плата

В статье «Дополнительная заработная плата» учитываются все выплаты непосредственным исполнителям за время, не проработанное на производстве, и определяются по формуле (4.3):

$$C_{зд} = \alpha_{св} \cdot C_{зо} \quad (4.3)$$

где

$\alpha_{св}$  - коэффициент отчисления на дополнительную заработную плату,  
 $\alpha_{св} = 0,2$ ;

Получаем  $C_{зд} = 0,2 \cdot 398,5 = 79,7$  тыс. р.



### 4.3 Страховые взносы

Применяются следующие тарифы страховых взносов:

1. Пенсионный фонд Российской Федерации - 26%;
2. Фонд социального страхования Российской Федерации - 2,9%;
3. Федеральный фонд обязательного медицинского страхования - 2,1%;
4. территориальные фонды обязательного медицинского страхования – 3%.

Итого: 34%

Рассчитываем по формуле (4.4):

$$C_{СВ} = \alpha_{СВ} \cdot (C_{ЗО} + C_{ЗД}) \quad (4.4)$$

Получаем:

$$C_{СВ} = 0,34 \cdot (398,5 + 79,7) = 162,6 \text{ тыс. р.}$$

### 4.4 Материальные затраты

Затраты на материалы, приобретенные для проведения НИР, приведены в таблице 4.5.

Таблица 4.5 - Материальные затраты

№	Наименование	Единица	Количество	Цена за единицу, тыс.р.	Сумма, тыс. р.
1	Компьютерная мебель	Штук	5	10	50
2	Персональный компьютер	Штук	3	20	60
3	Персональный компьютер для моделирования в MATLAB	Штук	2	20	40

4	Лицензия на ПО MATLAB	Штук	1	100	100
5	Резервный блок питания	Штук	5	3	15
6	Принтер	Штук	1	4,2	4,2
7	Мышь	Штук	6	0,4	2,4
8	Клавиатура	Штук	6	0,3	1,8
9	Бумага для принтера	Штук	2	0,2	0,4
10	Картридж для принтера	Штук	1	2,2	2,2
11	Съемный носитель	Штук	2	0,8	1,6
				Итого:	277,6

#### 4.5 Накладные расходы

В данную статью входят другие затраты в состав себестоимости продукции (работ, услуг), но не относящиеся к ранее перечисленным элементам затрат.

Накладные расходы определяются в процентном отношении к основной заработной плате по формуле (4.5):

$$C_H = A_H \cdot C_{30} \quad (4.5)$$

где

$A_H$  - коэффициент накладных налогов, принимаем равным 0,35.

Тогда величина накладных расходов составит:

$$C_H = 0,35 \cdot 398,5 = 139,5 \text{ тыс. р.}$$

## 4.6 Итоговые затраты на НИР

Таблица 4.6 - Итоговые затраты

№	Статья затрат	Сметная стоимость, тыс. р.
1	Основная заработная плата	398,5
2	Дополнительная заработная плата	79,7
3	Страховые взносы	162,6
4	Материальные затраты	277,6
5	Накладные расходы	139,5
Итого:		1057,9

## 5 Выводы

В организационно-экономической части дипломного проекта был рассмотрен цикл научно-исследовательских работ по теме "Автомат стабилизации бокового движения маневренного самолета".

Существующие системы стабилизации для обеспечения качественного управления требуют массу сложных разработок.

Проведение данной НИР позволяет оценить возможность внедрения в работу по анализу динамики полета летательных аппаратов программного обеспечения MATLAB/Simulink, что, в конечном счете, должно приводить к сокращению срока выполнения поставленных задач; сокращению числа работников, необходимых для выполнения задач; снижению требований к уровню знаний языков программирования.

В дипломной работе составлен перечень работ, проводимых по теме данной НИР, и количество задействованных в них специалистов. На основании этого определено общее время, затраченное на НИР, равное 63 рабочим дням. Был произведен расчет затрат на НИР и составлена смета затрат на основании расчета расходов по основным статьям затрат. Согласно смете затрат, затраты на научно-исследовательскую разработку составляют 1057900 рублей. Затраты могут быть отнесены на счет министерства обороны Российской Федерации. Самой емкой статьей расходов являются заработная плата.

# ОХРАНА ТРУДА И ЭКОЛОГИЯ

## 1 Введение

Улучшение условий труда обуславливает снижение уровня и тяжести производственного травматизма, профессиональных заболеваний, инвалидности, что сохраняет здоровье трудящихся и одновременно приводит к уменьшению затрат на оплату льгот и компенсаций за работу в неблагоприятных условиях, на оплату временной или постоянной нетрудоспособности. Снижение уровня заболеваемости и числа несчастных случаев имеют и экономические результаты, выражающиеся в увеличении периода профессиональной активности сотрудников, производительности труда и т.д. Например, правильная организация рабочего места увеличивает производительность труда на 21%, снижение температуры воздуха в помещении с 26..30°С до 18°С способствует увеличению производительности почти в 2 раза.

В данном разделе проводится: оценка воздействия компьютера на здоровье пользователя; анализ опасных и вредных факторов, действующих при работе за компьютером при проведении НИР. Даются рекомендации по организации оптимального рабочего места.

## 2 Оценка воздействия компьютера на здоровье пользователя

Рассмотрим факторы, возникающие в процессе работы за компьютером. Воздействия, которые компьютерная техника способна оказать на человека можно объединить в три группы:

— физические воздействия: компьютер является источником электромаг-

нитного поля промышленной частоты, электромагнитного излучения радиодиапазона, электростатического и постоянного магнитного полей, рентгеновского излучения. Так же компьютер и периферийное оборудование могут создавать шум, а так же изменять микроклимат и ионизацию воздуха в рабочем помещении;

- нагрузка на опорно-двигательный аппарат человека: интенсивная работа с клавиатурой и ”мышкой” может вызывать болевые ощущения в пальцах рук, кистях, запястьях, предплечьях и локтевых суставах. Длительное пребывание в неподвижной, неудобной позе приводит к усталости и болям в позвоночнике, шее, плечевых суставах и мышцах спины;
- напряженность труда: работа с компьютером предполагает визуальное восприятие и анализ больших объемов информации, что вызывает утомление зрительного аппарата человека и перегрузку его мозга и центральной нервной системы.

Указанные воздействия часто приводят к различным заболеваниям пользователей персональных компьютеров, которые кратко описаны ниже.

### 3 Биологические эффекты излучений

Электромагнитные поля создают сетевые источники питания (50 Гц), системный блок компьютера (соответствует тактовой частоте процессора до 4200 МГц и излучению от блока питания). Излучение от современных ЖК-мониторов находится на уровне фона от блока питания.

Влияние отдельных составляющих и всего комплекса электромагнитных полей на возникновение определенных заболеваний известно достаточно давно. Первые нормативы воздействия электромагнитного излучения радиочастотного диапазона (10 кГц – 300 ГГц) были введены в СССР в 50х годах. В

конце 60х годов было установлено вредное воздействие электромагнитных полей промышленной частоты (1 Гц – 10 кГц) на здоровье человека.

На фоне успехов современных технологий производства мониторов и компьютеров беспокойство может вызывать недостаточная изученность воздействия на человека слабых электромагнитных полей. Имеющиеся данные указывают на то, что ни одно воздействие техногенных электромагнитных полей не обходится без последствий.

Эксперименты на подопытных животных подтверждают возможность нетеплового воздействия слабых электромагнитных полей всех диапазонов на молекулярные и клеточные структуры тканей и в первую очередь – на головной мозг. Предполагается, что электромагнитное поле вызывает резонансные явления в электромагнитных оболочках атомов и молекул, в результате чего снижается активность ферментов и клеточный иммунитет, что может привести к нарушениям обмена веществ и поражения клеток – развитию опухолей.

Также, на основании наблюдений установлено, что существует группа людей, обладающих повышенной чувствительностью к электромагнитным полям промышленной частоты (1 Гц – 10 кГц). Воздействие этих полей по величине много меньших предельно-допустимых уровней вызывает у них гормональные сдвиги в организме и изменение биотоков мозга, что приводит к головным болям, головокружению, тошноте, отсутствию аппетита, бессоннице, депрессии. Снижаются возможности запоминания и обучения.

Долгое время недооценивалась биологическая опасность постоянного магнитного поля и магнитной составляющей электромагнитных полей промышленной частоты. Магнитное поле приводит к нарушениям функционирования сердечнососудистой системы, снижению количества эритроцитов и гемоглобина в крови, расширению капилляров, покраснению наружных участков кожи, развитию кожных заболеваний (угревая сыпь, себорейная экзема, псо-

риаз, розовый лишай и др.).

Имеются статистические данные, что работа с компьютером нарушает нормальное течение беременности, повышает вероятность выкидыша примерно на 80% при работе с компьютером более 20 часов в неделю. Также повышается вероятность появления детей с врожденными пороками, в первую очередь – с дефектами головного мозга. Физиологический механизм этого воздействия пока неясен. Имеется предположение о негативной роли электростатических полей. Исследованиями установлено, что электростатическое поле большой напряженности способно изменять и прерывать клеточное развитие.

## 4 Заболевания опорно-двигательной системы

Неприспособленное рабочее место заставляет пользователя относительно высоко поднимать руки и длительное время удерживать их на весу для работы на клавиатуре. Эта поза приводит к излишним статическим напряжениям мышц плечевого пояса. При такой утомительной статической нагрузке пользователю приходится совершать большое количество движений пальцами. В отдельных случаях необходимо производить до 140000 быстрых и точных нажатий на клавиши в смену. Работа в таких условиях может стать причиной тяжелых профессиональных заболеваний рук, которые объединяются в общую группу „травмы повторяющихся нагрузок” (ТПН). К ним относятся:

- травматический эпикондилит (теннисный локоть), раздражение сухожилий, соединяющих мышцы предплечья и локтевой сустав;
- тендинит, воспаление и опухание сухожилий запястья, кисти, предплечья;
- тендосиновит, воспаление синовиальной оболочки сухожильного осно-



- вания кисти и запястья;
- туннельный синдром запястного канала, ущемление медианного нерва руки в результате опухания сухожилия, синовиальной оболочки или повторяющегося изгиба запястья.

Последнее заболевание требует для восстановления работоспособности в среднем 32 дня, в то время как для восстановления при переломах костей рук требуется в среднем 19 дней.

ТПН развивается постепенно. Легкая боль в руке может по прошествии недель или месяцев работы на клавиатуре привести к полной инвалидности. Обычно начинает болеть правая рука, так как на нее ложится большая нагрузка.

## 5 Синдром компьютерного стресса

В последние годы медиками описано специфическое заболевание нервной системы, получившее название синдром компьютерного стресса (СКС). Оно проявляется в виде системы симптомов, охватывающих многие жизненно важные функциональные системы человека:

- физические недомогания: напряженность мышц шеи, спины, плечей, рук; головные боли; боли в области глаз; боли в нижней части спины, в бедрах, в ногах; боли в запястьях и кистях; сонливость, утомляемость, не проходящую усталость;
- заболевания глаз: быстрая утомляемость, чувство острой боли, жжение, зуд, слезливость, часто моргание;
- нарушение визуального восприятия: неясность зрения, пелена перед глазами, изображение плохо фиксируется, возникновение двойного зрения, медленная перефокусировка с ближнего поля на дальнее, косоглазие;

— ухудшение сосредоточенности и работоспособности, сосредоточенность достигается усилием, невозможно сохранить внимание в течение длительного времени, потеря рабочей точки на экране, пропуски строк, слов, переставление слов, ошибки при вводе, переставление букв и цифр местами, повышенная раздражительность во время и после работы.

Указанные симптомы проявляются тем чаще, чем длительнее стаж работы за компьютером.

Причинами возникновения СКС, по мнению медиков, являются:

- суммирование умственной, статической и физической перегрузок;
- неправильная организация рабочего места;
- визуальная перегрузка при неправильной зрительной работе.

## 6 Анализ и нормирование опасных и вредных факторов при работе с компьютером

Рассмотрим влияние опасных и вредных факторов, действующих при работе за компьютером.

Опасный производственный фактор – фактор среды и трудового процесса, который может вызвать резкое ухудшение здоровья, травму, смерть.

Вредный производственный фактор – фактор среды или трудового процесса, который может вызвать снижение работоспособности, патологию (заболевание), привести к нарушению здоровья потомства. В соответствии с ГОСТ 12.0.003-74 «Опасные и вредные производственные факторы. Классификация» по природе действия опасные и вредные факторы подразделяются на: физические, химические, биологические, психофизические.

На работу оператора ПК влияют параметры микроклимата, к которым относятся:

- температура  $t, C^{\circ}$ ;
- относительная влажность  $\varphi$ ;
- скорость движения воздуха  $W$ , м/с;
- интенсивность теплового излучения  $g$ , Вт/м<sup>2</sup>.

Параметры микроклимата оказывают существенное влияние на точность работы оператора. Так повышение температуры среды по сравнению с оптимальной в течении короткого отрезка времени приводит к быстрому возрастанию относительной ошибки слежения, совершаемой оператором. Влияние фактора зависит от длительности его воздействия.

Оптимальные и допустимые температуры, относительная влажность и скорость движения воздуха устанавливается для рабочей зоны помещения с учетом избытков явного тепла, тяжести выполняемой работы и сезонов года. Оптимальные нормы приведены в таблице 5.1, допустимые нормы в холодный и переходный периоды года приведены в таблице 5.2, допустимые нормы с избытком явного тепла в теплый период года приведены в таблице 5.3.

Таблица 5.1 - Оптимальные нормы

Период года	Температура воздуха, °C	Относительная влажность $\varphi$ , %	Скорость движения воздуха, м/с
Холодный и переходный	20..23	60..40	0.2
Теплый	20..25	60..40	0.2

Таблица 5.2 - Допустимые нормы

Температура воздуха, °C	Относительная влажность φ, не более	Скорость движения воздуха, м/с, не более	Температура постоянных рабочих мест, °C
19..25	75	0.2	15..26

Таблица 5.3 - Допустимые нормы с избытком тепла

Относительная влажность, %	Температура воздуха, °C		Скорость движения воздуха, м/с		Температура воздуха вне постоянных рабочих мест, °C	
	С незначительным избытком	Со значительным избытком	С незначительным избытком	Со значительным избытком	С незначительным избытком	Со значительным избытком
28°C - 55 27°C - 60 26°C - 65 25°C - 70 24°C - 75	Не более чем на 3 выше ср. темп. наружного воздуха в 13 ч. самого жаркого месяца, но не более 28°C	Не более чем на 3 выше ср. темп. наружного воздуха в 13 ч. самого жаркого месяца, но не более 28°C	0,2 - 0,5	0,2 - 0,5	Не более чем на 3 выше ср. темп. наружного воздуха в 13 ч. самого жаркого месяца, но не более 28°C	Не более чем на 3 выше ср. темп. наружного воздуха в 13 ч. самого жаркого месяца, но не более 28°C

## 6.1 Требования к уровням шума и вибрации на рабочих местах, оборудованных ПЭВМ

В производственных помещениях при выполнении основных или вспомогательных работ с использованием ПЭВМ уровни шума на рабочих местах не должны превышать предельно допустимых значений, установленных для данных видов работ в соответствии с действующими санитарно-эпидемиологическими нормативами.

При выполнении работ с использованием ПЭВМ в производственных помещениях уровень вибрации не должен превышать допустимых значений вибрации для рабочих мест.

Снизить уровень шума в помещениях с ВДТ и ПЭВМ можно с использованием звукопоглощающих материалов с максимальными коэффициентами звукопоглощения в области частот 63-8000 Гц. Звукопоглощающие материалы следует крепить к потолку.

Допустимые значения уровней звукового давления в октавных полосах частот и уровня звука, создаваемого ПЭВМ:

Таблица 5.4 - Допустимые уровни шума от ПЭВМ

Уровни звукового давления в октавных полосах со среднегеометрическими частотами								
31,5 Гц	63 Гц	125 Гц	250 Гц	500 Гц	1000 Гц	2000 Гц	4000 Гц	8000 Гц
86 дБ	71 дБ	61 дБ	54 дБ	49 дБ	45 дБ	42 дБ	40 дБ	38 дБ

Для обеспечения указанных норм оборудования источники вибрации должны быть виброизолированы.

Результаты анализа:

Качественная оценка уровня шума – низкий.

Специальные звукопоглощающие материалы для снижения уровня шума в помещении не используются. В качестве средств звукопоглощения в помещении можно выделить только занавеси на окнах, однако их ширина не превосходит ширину в окна в два раза.

Уровень вибрации в помещении от оборудования не значителен, печатающие устройства – лазерные принтеры практически бесшумны и размещены в помещении.

## 6.2 Требования к освещению на рабочих местах, оборудованных ПЭВМ

Рабочие столы следует размещать таким образом, чтобы видеодисплейные терминалы были ориентированы боковой стороной к световым проемам, чтобы естественный свет падал преимущественно слева.

Искусственное освещение в помещениях для эксплуатации ПЭВМ должно осуществляться системой общего равномерного освещения. В случаях работы с документами, следует применять системы комбинированного освещения (к общему освещению дополнительно устанавливаются светильники местного освещения, предназначенные для освещения зоны расположения документов).

Освещенность на поверхности стола в зоне размещения рабочего документа должна быть 300 - 500лк. Освещение не должно создавать бликов на поверхности экрана. Освещенность поверхности экрана не должна быть более 300 лк.

Следует ограничивать прямую блескость от источников освещения, при этом яркость светящихся поверхностей (окна, светильники и др.), находящихся в поле зрения, должна быть не более 200 кд/м<sup>2</sup>.

Следует ограничивать отраженную блескость на рабочих поверхностях (экран, стол, клавиатура и др.) за счет правильного выбора типов светильников и расположения рабочих мест по отношению к источникам естественного и искусственного освещения, при этом яркость бликов на экране ПЭВМ не должна превышать 40 кд/м<sup>2</sup> и яркость потолка не должна превышать 200 кд/м<sup>2</sup>.

Показатель ослепленности для источников общего искусственного освещения в производственных помещениях должен быть не более 20. Показатель дискомфорта в административно-общественных помещениях - не более 40.

Яркость светильников общего освещения в зоне углов излучения от 50 до 90 градусов с вертикалью в продольной и поперечной плоскостях должна составлять не более 200 кд/м<sup>2</sup>, защитный угол светильников должен быть не менее 40 градусов.

Светильники местного освещения должны иметь не просвечивающий отражатель с защитным углом не менее 40 градусов.

Следует ограничивать неравномерность распределения яркости в поле зрения пользователя ПЭВМ, при этом соотношение яркости между рабочими поверхностями не должно превышать 3:1 - 5:1, а между рабочими поверхностями и поверхностями стен и оборудования - 10:1.

В качестве источников света при искусственном освещении следует применять преимущественно люминесцентные лампы типа ЛБ и компактные люминесцентные лампы. В светильниках местного освещения допускается применение ламп накаливания, в том числе галогенные.

Для освещения помещений с ПЭВМ следует применять светильники с зеркальными параболическими решетками, укомплектованными электронными пускорегулирующими аппаратами (ЭПРА). Допускается использование многоламповых светильников с электромагнитными пускорегулирующими

аппаратами (ЭПРА), состоящими из равного числа опережающих и отстающих ветвей.

Применение светильников без рассеивателей и экранирующих решеток не допускается.

При отсутствии светильников с ЭПРА лампы многоламповых светильников или рядом расположенные светильники общего освещения следует включать на разные фазы трехфазной сети.

Общее освещение при использовании люминесцентных светильников следует выполнять в виде сплошных или прерывистых линий светильников, расположенных сбоку от рабочих мест, параллельно линии зрения пользователя при рядном расположении видеодисплейных терминалов. При периметральном расположении компьютеров линии светильников должны располагаться локализовано над рабочим столом ближе к его переднему краю, обращенному к оператору.

Коэффициент запаса ( $K_z$ ) для осветительных установок общего освещения должен приниматься равным 1,4.

Коэффициент пульсации не должен превышать 5%.

Для обеспечения нормируемых значений освещенности в помещениях для использования ПЭВМ следует проводить чистку стекол оконных рам и светильников не реже двух раз в год и проводить своевременную замену перегоревших ламп.

Результаты анализа:

В качестве источников света применены люминесцентные лампы типа ЛБ.

Для освещения помещений с ПЭВМ использованы светильники с зеркальными параболическими решетками, укомплектованными электронными пускорегулирующими аппаратами.



### 6.3 Требования к уровням электромагнитных полей на рабочих местах, оборудованных ПЭВМ

Временные допустимые уровни ЭМП, создаваемых ПЭВМ на рабочих местах пользователей представлены в таблице 5.5.

Таблица 5.5 - Временные допустимые уровни ЭМП

Наименование параметров		ВДУ ЭМП
Напряженность электрического поля	5 Гц - 2 кГц	25 В/м
	2 кГц - 400 кГц	2,5 В/м
Плотность магнитного потока	5 Гц - 2 кГц	250 нТл
	2 кГц - 400 кГц	25 нТл

Для монитора, который используется на рабочем месте оператора, требования данной категории выполнены, поскольку монитор соответствует требованиям сертификации TCO03.

### 6.4 Требования к уровням электростатических полей на рабочих местах, оборудованных ПЭВМ

При работе с легко электризующимися материалами и изделиями, эксплуатации высоковольтных установок постоянного тока обслуживающий персонал может находиться под воздействием электростатического поля.

В качестве нормируемого гигиенического параметра применяется напряженность электростатического поля  $E$ , измеряемая в вольтах на метр или киловольтах на метр.

Степень воздействия электростатического поля на организм человека зависит от напряженности поля и времени пребывания в нем человека.

Предельно допустимая напряженность  $E_{\text{доп}}$ , на рабочих местах не должна превышать:

— при воздействии до 1 часа – 60 кВ/м;

— при воздействии свыше 1 часа до 9 часов:  $E_{\text{доп}} = \frac{60}{\sqrt{t}}$

где  $t$  – время от 1 до 9 часов.

В случае превышения  $E_{\text{доп}}$  должны применяться соответствующие средства защиты: экранирование, нейтрализаторы, антистатические препараты или увлажнители.

## 6.5 Требования к ионизирующему излучению на рабочих местах, оборудованных ПЭВМ

Ионизирующее излучение применяют в машиностроении и приборостроении для автоматического контроля технологических операций и управления ими, определения износа деталей и т.д. Работа с радиоактивными веществами и источниками ионизирующих излучений представляет потенциальную угрозу здоровью и жизни людей, которые участвуют в их использовании. Источником ионизирующего излучения при работе за компьютером может являться монитор.

В настоящее время предельно допустимые уровни ионизирующего облучения определяются «Нормами радиационной безопасности НРБ-99/2009» и «Основными санитарными правилами работы с радиоактивными веществами и другими источниками ионизирующих излучений ОСП-72/87» установлены следующие категории облучаемых лиц: категория А – персонал; категория Б – ограниченная часть населения; категория В – население области, края, республики, страны.

Таблица 5.6 - Дозовые пределы внутреннего и внешнего облучения

Дозовые пределы, бэр за год	Группа критических органов		
	I	II	III
Предельно допустимая доза для категории А	5	15	30
Предельно допустимая доза для категории Б	0.5	1.5	3

Необходимо использовать мониторы, выполненные по стандарту ТСО03.

## 7 Общие требования к электробезопасности

Электричество широко применяется во всех отраслях народного хозяйства, в медицине, в быту и т.д. ГОСТ 12.1.038-82 устанавливает предельно допустимые напряжения прикосновения и токи, протекающие через тело человека, предназначенные для проектирования способов и средств защиты людей при взаимодействии их с электроустановками производственного и бытового назначения постоянного и переменного тока частотой 50 и 100 Гц. Предельно допустимые уровни напряжений прикосновения и токов установлены для путей прохождения тока от одной руки к другой и от руки к ногам.

Таблица 5.7 - Допустимые напряжения и токи

Род тока	$U$ , В	$I$ , мА
Переменный, 50 Гц	2	0,3
Переменный, 100 Гц	3	0,4
Постоянный	8	1,0

Напряжения прикосновения и токи приведены при продолжительности воздействия не более 10 мин в сутки.

Меры защиты от поражения электрическим током:

- недоступность токоведущих частей;
- электрическое разделение сети;
- применение малого напряжения;
- двойная изоляция;
- применения защитного заземления и зануления.

## 8 Требования к визуальным параметрам ВДТ, контролируемым на рабочих местах

При работе с ПЭВМ особенно важны визуальные параметры устройств отображения. И неправильный выбор параметров отображения приводит к ухудшению здоровья пользователя. Поэтому для комфортного считывания информации и дисплеев СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03 определяет визуальные параметры для видеодисплейных терминалов (ВДТ). Эти значения приведены в таблице 8.

Конструкция ВДТ должна обеспечивать возможность фронтального наблюдения экрана путем поворота корпуса в горизонтальной плоскости вокруг вертикальной оси в пределах  $\pm 30$  градусов и в вертикальной плоскости вокруг горизонтальной оси в пределах  $\pm 30$  градусов с фиксацией в заданном положении. Дизайн ВДТ должен предусматривать окраску корпуса в спокойные мягкие тона с диффузным рассеиванием света. Корпус ВДТ и ПЭВМ, клавиатура и другие блоки и устройства ПЭВМ должны иметь матовую поверхность одного цвета с коэффициентом отражения 0,4–0,6 и не иметь блестящих деталей, способных создавать блики. На лицевой стороне корпуса ВДТ не рекомендуется располагать органы управления, маркировку, какие-либо вспомогательные надписи и обозначения. При необходимости расположения органов управления на лицевой панели они должны закрываться крышкой или

быть утоплены в корпусе.

Конструкция ВДТ должна предусматривать наличие ручек регулировки яркости и контраста, обеспечивающие возможность регулировки этих параметров от минимальных до максимальных значений.

Таблица 5.8 - Визуальные параметры ВДТ, контролируемые на рабочих местах

№	Параметры	Допустимые значения
1	Яркость белого поля	Не менее 35кд/кв.м
2	Неравномерность яркости рабочего поля	Не более $\pm 20\%$
3	Контрастность (для монохромного режима)	Не менее 3:1
4	Временная нестабильность изображения	Не должна фиксироваться
5	Пространственная нестабильность изображения	Не более $2 \cdot 10^{-4L}$ , $L$ – проектное расстояние наблюдения, мм

На рабочем месте оператора используется современный жидкокристаллический дисплей марки Samsung 940N с сертификатом TCO03, работающий при разрешении 1280x1024 точек при частоте обновления экрана 75Гц. Характеристики современных ЖК мониторов удовлетворяют всем перечисленным требованиям, так как выполнены согласно международным требованиям безопасности.

## 9 Организация оптимального рабочего места

При размещении рабочих мест с ПЭВМ расстояние между рабочими столами с видеомониторами (в направлении тыла поверхности одного видеомо-

нитора и экрана другого видеомонитора) должно быть не менее 2,0 м, а расстояние между боковыми поверхностями видеомониторов - не менее 1,2 м.

Рабочие места с ПЭВМ при выполнении творческой работы, требующей значительного умственного напряжения или высокой концентрации внимания, рекомендуется изолировать друг от друга перегородками высотой 1,5 - 2,0 м.

Экран видеомонитора должен находиться от глаз пользователя на расстоянии 600 - 700 мм, но не ближе 500 мм с учетом размеров алфавитно-цифровых знаков и символов.

Конструкция рабочего стола должна обеспечивать оптимальное размещение на рабочей поверхности используемого оборудования с учетом его количества и конструктивных особенностей, характера выполняемой работы.

При этом допускается использование рабочих столов различных конструкций, отвечающих современным требованиям эргономики.

Поверхность рабочего стола должна иметь коэффициент отражения 0,5 - 0,7.

Конструкция рабочего стула (кресла) должна обеспечивать поддержание рациональной рабочей позы при работе на ПЭВМ, позволять изменять позу с целью снижения статического напряжения мышц шейно-плечевой области и спины для предупреждения развития утомления. Тип рабочего стула (кресла) следует выбирать с учетом роста пользователя, характера и продолжительности работы с ПЭВМ.

Рабочий стул (кресло) должен быть подъемно-поворотным, регулируемым по высоте и углам наклона сиденья и спинки, а также расстоянию спинки от переднего края сиденья, при этом регулировка каждого параметра должна быть независимой, легко осуществляемой и иметь надежную фиксацию.

Поверхность сиденья, спинки и других элементов стула (кресла) должна

быть полумягкой, с нескользящим, слабо электризующимся и воздухопроницаемым покрытием, обеспечивающим легкую очистку от загрязнений.

Рассмотрим организацию рабочего места инженеров-программистов, задействованного в научно-исследовательской работе:

- Требования по размещению выполнены — на шестерых человек выделено помещение площадью 60 м<sup>2</sup>;
- Требования по конструкции рабочих столов, стульев, а также их взаимного расположения соответствуют требованиям СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03;
- Кресло оператора ПЭВМ соответствуют приведенным выше требованиям.

## 9.1 Требования к организации и оборудованию рабочих мест с ПЭВМ

Высота рабочей поверхности стола для взрослых пользователей должна регулироваться в пределах 680 - 800 мм; при отсутствии такой возможности высота рабочей поверхности стола должна составлять 725 мм.

Модульными размерами рабочей поверхности стола для ПЭВМ, на основании которых должны рассчитываться конструктивные размеры, следует считать: ширину 800, 1000, 1200 и 1400 мм, глубину 800 и 1000 мм при нерегулируемой его высоте, равной 725 мм.

Рабочий стол должен иметь пространство для ног высотой не менее 600 мм, шириной - не менее 500 мм, глубиной на уровне колен - не менее 450 мм и на уровне вытянутых ног - не менее 650 мм.

Конструкция рабочего стула должна обеспечивать:

- ширину и глубину поверхности сиденья не менее 400 мм;
- поверхность сиденья с закругленным передним краем;
- регулировку высоты поверхности сиденья в пределах 400 - 550 мм и уг-

- лам наклона вперед до 15 град. и назад до 5 град.;
- высоту опорной поверхности спинки 300 +/- 20 мм, ширину - не менее 380 мм и радиус кривизны горизонтальной плоскости - 400 мм;
- угол наклона спинки в вертикальной плоскости в пределах +/- 30 градусов;
- регулировку расстояния спинки от переднего края сиденья в пределах 260 - 400 мм;
- стационарные или съемные подлокотники длиной не менее 250 мм и шириной - 50 - 70 мм;
- регулировку подлокотников по высоте над сиденьем в пределах 230 +/- 30 мм и внутреннего расстояния между подлокотниками в пределах 350 - 500 мм.

Рабочее место пользователя ПЭВМ следует оборудовать подставкой для ног, имеющей ширину не менее 300 мм, глубину не менее 400 мм, регулировку по высоте в пределах до 150 мм и по углу наклона опорной поверхности подставки до 20 град. Поверхность подставки должна быть рифленой и иметь по переднему краю бортик высотой 10 мм.

Клавиатуру следует располагать на поверхности стола на расстоянии 100 - 300 мм от края, обращенного к пользователю, или на специальной, регулируемой по высоте рабочей поверхности, отделенной от основной столешницы.

Результаты анализа:

Высота рабочей поверхности стола 800 мм;

Рабочий стол имеет пространство для ног высотой 700 мм, шириной - 500 мм, глубиной на уровне колен - не менее 500 мм и на уровне вытянутых ног - 650 мм.

Клавиатура расположена на специальной, регулируемой по высоте рабо-



чей поверхности, отделенной от основной столешницы.

## 9.2 Требования к организации медицинского обслуживания пользователей ПЭВМ

Лица, работающие с ПЭВМ более 50% рабочего времени (профессионально связанные с эксплуатацией ПЭВМ), должны проходить обязательные предварительные при поступлении на работу и периодические медицинские осмотры в установленном порядке.

Женщины со времени установления беременности переводятся на работы, не связанные с использованием ПЭВМ, или для них ограничивается время работы с ПЭВМ (не более 3-х часов за рабочую смену) при условии соблюдения гигиенических требований, установленных СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03.

## 9.3 Требования пожарной безопасности на рабочих местах, оборудованных ПЭВМ

Общие положения пожарной безопасности по ГОСТ 12.1.004-91.

Пожарная безопасность объекта должна обеспечиваться системами предотвращения пожара и противопожарной защиты, в том числе организационно-техническими мероприятиями.

Объекты должны иметь системы пожарной безопасности, направленные на предотвращение воздействия на людей опасных факторов пожара, в том числе их вторичных проявлений на требуемом уровне.

Причинами возникновения пожара при работе на ПЭВМ могут служить неисправности электрических устройств, повреждение изоляции токоведущих частей электрооборудования. При соблюдении требований электробезопасности вероятность возникновения возгорания можно свести к минимуму.

Различают следующие категории производств по пожарной опасности:

- А – взрывопожароопасные производства (АЭС, производство микросхем);
- Б – взрывопожароопасные производства (легковоспламеняющиеся жидкости, горючие газы, пыль);
- В – твёрдые горячие материалы и вещества (помещения, оборудованные ПЭВМ);
- Г – открытый огонь или технологии с высокой температурой;
- Д – непожароопасные производства (твёрдые негорючие материалы в холодном состоянии).

Лаборатория проведения НИР относится к категории Д.

Противопожарная защита по ГОСТ 12.1.004-91 должна достигаться применением одного из следующих способов или их комбинацией:

- применением средств пожаротушения и соответствующих видов пожарной техники;
- применением автоматических установок пожарной сигнализации и пожаротушения;
- применением основных строительных конструкций и материалов, в том числе используемых для облицовок конструкций, с нормированными показателями пожарной опасности;
- применением пропитки конструкций объектов антипиренами и нанесением на их поверхности огнезащитных красок (составов);
- организацией с помощью технических средств, включая автоматические, своевременного оповещения и эвакуации людей;
- применением средств противодымной защиты.

В случае пожара в лаборатории проведения НИР имеются средства ручного пожаротушения – углекислотные огнетушители, а также план эвакуации при пожаре.

## 9.4 Требования электробезопасности на рабочих местах, оборудованных ПЭВМ

В целях обеспечения необходимой электробезопасности при проведении работ в помещениях с ПЭВМ, необходимо выполнять следующие требования:

- для обеспечения работы операторов ПЭВМ необходимо исключить возможность случайного соприкосновения людей с токонесущими частями оборудования. Это достигается путем изоляции токоведущих частей ЭВМ и приборов и размещения их в недоступных зонах;
- не оставлять ЭВМ и другое оборудование под напряжением без наблюдения.

Защитное заземление должно обеспечивать защиту людей от поражения электрическим током при прикосновении к металлическим нетоковедущим частям, которые могут оказаться под напряжением в результате повреждения изоляции.

Защитному заземлению подлежат металлические части электроустановок, доступные для прикосновения человека и не имеющие других видов защиты, обеспечивающих электробезопасность. Защитное заземление выполняется преднамеренным электрическим соединением металлических частей электроустановок с «землей» или ее эквивалентом.

Помещение, в котором осуществляется научно-исследовательская работа, по степени электроопасности относятся к помещениям без повышенной опасности - помещения сухие, с нормальной температурой, изолированными полами, беспыльные, имеющие малое количество заземлённых предметов. Компьютер питается от однофазной сети переменного тока промышленной частоты с заземлённой нейтралью, напряжением 220В.

Системный блок компьютера имеет напряжения сигналов ТТЛ уровней (-1,+4 В), цифровые и аналоговые микросхемы запитываются постоянными напряжениями 5 и 12В, которые получаются путем преобразования переменного напряжения 220В в блоке питания. Блок питания содержит в себе схемы преобразования напряжения, схемы стабилизации и схему защитного отключения при коротком замыкании. Так как корпус компьютера выполнен из металла, то существует опасность пробоя фазы на корпус.

Соответственно, необходимо в данном случае применять защитное заземление.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данном дипломном проекте разработан автомат стабилизации бокового движения маневренного самолета.

В исследовательской части проекта проведен анализ математической модели бокового движения самолета как объекта управления, рассчитан автопилот крена, автопилот курса перекрестной схемы, автомат бокового управления, промоделирована система «ЛА-АП», исследована стабилизация самолета в равноточной зоне КРМ. Все полученные результаты удовлетворяют техническому заданию.

В конструкторской части разработана конструкция рулевого агрегата управления РАУ, приведено описание конструкции датчика первичной информации ДУСв-5.

В технологической части разработано два приспособления для проверки параметров РАУ. Произведен технологический расчет и составлен технологический процесс сборки РАУ.

В организационно-экономической части проекта рассчитаны затраты на проведение научно-исследовательской работы по разработке автомата стабилизации бокового движения самолета, рассчитаны трудоемкость и продолжительность работ.

В части охраны труда и экологии рассмотрено воздействие компьютера на здоровье пользователя, нормирование опасных и вредных факторов, организация оптимального рабочего места.

## Список литературы

- [1] И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов – Типовые примеры расчета структур автопилота. Учебное пособие по курсу «Проектирование автопилотов». М.: изд. МВТУ, 1985.
- [2] И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, М.С. Чикулаев – Системы автоматического управления самолетом. М.: «Машиностроение», 1987.
- [3] Б.Н. Окоемов, В.М. Петров, А.О. Фомин - Научно-теоретический и прикладной журнал «Вестник», 2001.
- [4] А.Г. Шереметьев – Волоконный оптический гироскоп. 1987.
- [5] Б.Н. Окоемов, Ю.С. Зеленов, А.А. Малахов – Алгоритмизация методов проектирования структур автопилотов. Учебное пособие по курсу «Проектирование автопилотов». М.: изд. МВТУ, 1981.
- [6] Г.А. Сломянский, А.В. Агапов, Е.М. Родионов, С.П. Румянцев, А.Д. Тимофеева - Детали и узлы гироскопических приборов. Атлас конструкций. М., «Машиностроение», 1975, 364 с.
- [7] Расчет параметров электродвигателя и редуктора рулевого привода автопилота под ред. И.А. Михалева. М.: изд. МГТУ, 1990.
- [8] В.В. Солодовников, В.Н. Плотников, А.В. Яковлев - Теория автоматического управления техническими системами: Учеб. пособие. 1993.
- [9] Лекции Окоемова Б.Н. по теории автоматического управления летательными аппаратами.

## Список сокращений

АП	– автопилот
АЧХ	– амплитудно-частотная характеристика
БПРС	– ближняя приводная радиостанция
БЦВМ	– бортовая цифровая вычислительная машина
ВДТ	– видеодисплейный терминал
ВДУ	– временные допустимые уровни
ВОГ	– волоконно-оптический гироскоп
ВПП	– взлетно-посадочная полоса
ВУ	– вычислительное устройство
ВУЗ	– высшее учебное заведение
ГРМ	– глиссадный радиомаяк
ДПРС	– дальняя приводная радиостанция
ДУС	– датчик угловой скорости
ЖОС	– жесткая обратная связь
КПД	– коэффициент полезного действия
КРМ	– курсовой радиомаяк
ЛА	– летательный аппарат
ЛАФЧХ	– логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика
ЛАЧХ	– логарифмическая амплитудно-частотная характеристика
НИИ	– научно-исследовательский институт
РАУ	– рулевой агрегат управления

РТС	– радиотехнические средства
РЦ	– размерная цепь
САУ	– система автоматического управления
ТЗ	– техническое задание
ТКИ	– технологичность конструкции изделия
ТП	– технологический процесс
ФЧХ	– фазо-частотная характеристика
ЭВМ	– электронная вычислительная машина
ЭМП	– электро-магнитное поле