

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Факультет «Информатика, искусственный интеллект и системы управления»

Кафедра ИУ2 «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»

# Выпускная квалификационная работа:

## «Модель движения самолёта для стенда полунатурного моделирования»

Студент: Мильевич С.Р.

Группа: ИУ2-122

Научный руководитель: Фащевский Н.Н.

Москва, Июнь 2023



# РЕШАЕМЫЕ В ХОДЕ ВКР ЗАДАЧИ

Цель ВКР - разработка методики построения математической модели движения самолёта в качестве модели реального времени для стенда полнатурного моделирования.

Составить ММ движения узкофюзеляжного пассажирского самолёта

1

Сформировать алгоритм разрабатываемой модели в составе испытательного стенда

4

Рассчитать аэродинамические характеристики и аппроксимировать в рамках полетной области

2

Разработать специальное ПО в соответствии со стандартами стенда и провести отладку

5

Провести анализ устойчивости и управляемости с последующим синтезом соответствующей автоматики

3

Разработать метод верификации специального ПО и реализовать

6

Составить сетевой график разработки и выполнения НИР и смету затрат

7

Провести сравнительный анализ стоимости лётных испытаний и испытаний на основе ММ

8

Рассчитать систему общего искусственного освещения и провести анализ соответствия нормам

9

# Математическая модель движения ЛА

Простейшая модель – система линейных дифференциальных уравнений

2

## Продольный канал

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\omega}_z = -(c_1 + c_5) \cdot \omega_z - (c_2 + c_4 \cdot c_5) \cdot a - (e_3 - c_5 \cdot e_2) \cdot \Delta V \\ \quad - c_5 \cdot c_{10} \cdot \vartheta - c_3 \cdot \delta_B; \\ \dot{a} = \omega_z - c_4 \cdot a - e_2 \cdot \Delta V - c_{10} \cdot \vartheta - c_9 \cdot \delta_B; \\ \dot{\Delta V} = c_8 \cdot a - e_1 \cdot \Delta V - c_7 \cdot \vartheta; \\ \dot{\Delta H} = -c_6 \cdot a + c_{11} \cdot \Delta V; \\ \dot{\vartheta} = \omega_z. \end{array} \right.$$

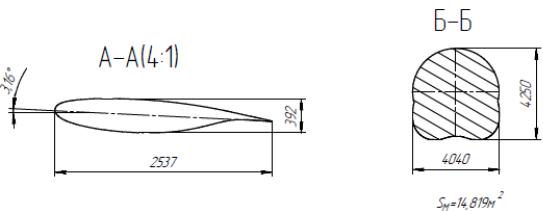
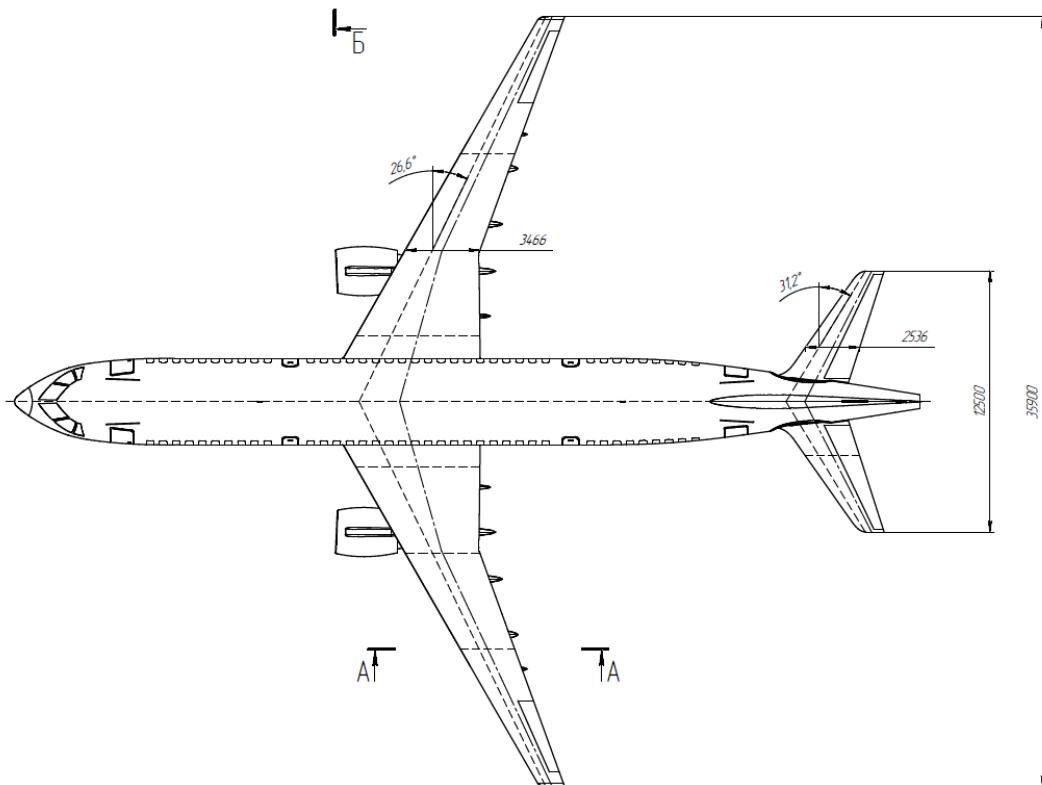
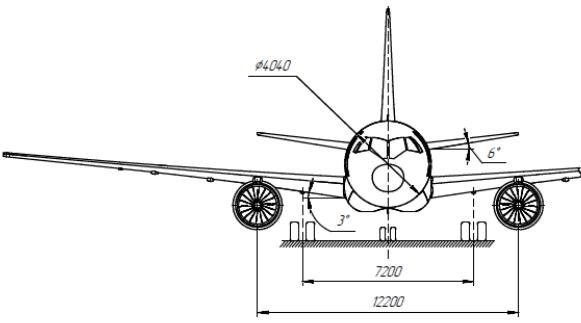
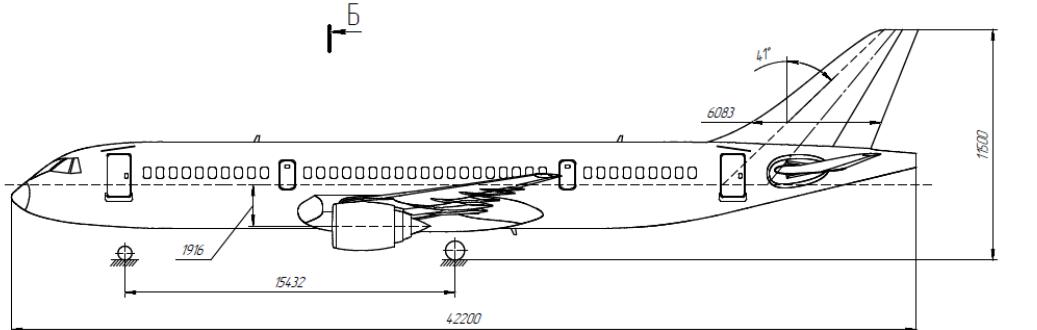
## Боковой канал

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\omega}_x = -b_1 \cdot \omega_x - a_6 \cdot \omega_y - b_2 \cdot \beta - a_5 \cdot \delta_H - b_3 \cdot \delta_\Theta; \\ \dot{\omega}_y = -b_6 \cdot \omega_x - a_1 \cdot \omega_y - a_2 \cdot \beta - a_3 \cdot \delta_H - b_5 \cdot \delta_\Theta; \\ \dot{\beta} = b_7 \cdot \omega_x + a_8 \cdot \omega_y - a_4 \cdot \beta + b_4 \cdot \gamma + a_7 \cdot \delta_B; \\ \dot{\gamma} = \omega_x - a_9 \cdot \omega_y - a_4 \cdot \beta + b_8 \cdot \gamma; \\ \dot{\psi} = a_{10} \cdot \omega_y - b_9 \cdot \gamma. \end{array} \right.$$

В зависимости от:

$m_z^{\overline{\omega_z}}, m_z^{\bar{a}}, m_z^a, m_z^{\delta_B}, m_z^M$	$m_x^{\overline{\omega_y}}, m_y^{\overline{\omega_y}}, m_x^{\overline{\Delta V}}, m_y^{\overline{\Delta V}}, m_x^\beta, m_y^\beta$
$c_x^a, c_y^a, c_y^{\delta_B}, c_x^M, c_y^M, c_x, c_y,$	$m_x^{\delta_H}, m_y^{\delta_H}, m_x^{\delta_\Theta}, m_y^{\delta_\Theta}$
$\rho, V, q, S, b_A, m, J_{zz}, \theta_0$	$c_z^\beta, S, l, a, g$
	$I_{xx}, I_{yy}, I_{xy}$





№ п/п	Наименование параметров	Ед. изм.	Величина
	Количество и тип двигателей	-	2*ПД-14
1	Тяга суммарная взлетная	кгс	14500
2	Расход топлива (крейс. режим)	кг/кгсч	0,526
3	Масса	кг	3780
4	Ресурс	ч	20000
	Массовые данные		
5	Масса взлетная макс.	кг	79250
6	Масса коммерческой нагрузки	кг	12050
7	Масса топлива макс.	кг	20200
	Геометрические данные		
8	Размах крыла	м	35,9
9	Площадь крыла (по трапеции)	м²	113
10	SAX крыла	м	3,466
11	Длина самолета	м	42,2
12	Высота самолета	м	11,5
	Летно - технические характеристики		
13	Область высот	тыс.м.	6-12,5
14	Скорость макс.	м/с	366
15	Дальность полета макс.	км	6000

## Описание ЛА

Узкофюзеляжный среднемагистральный  
пассажирский самолёт



# ИССЛЕДОВАНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ МОДЕЛИ

- Модель движения ЛА в точке является линейной, а её коэффициенты – линейными функциями от высоты и скорости.
- При моделировании возмущённого движения ЛА либо остается в точке или её окрестности, либо переходит на соседнюю точку.

4

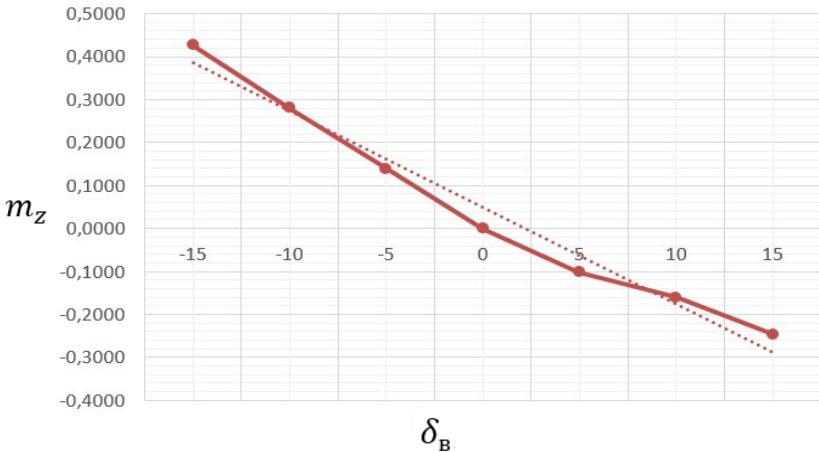
№ точки	Высота, Н, м	Скорость, V, м/с	Плотность, р, кг/м <sup>3</sup>	Давление, Р, Па	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$	$C_5$	$C_6$	$C_7$	$A_1$	$A_2$	$A_3$	$A_4$	$A_5$	$A_6$	$A_7$	$b_1$	$b_2$	$b_3$	$b_4$	$b_5$	$b_6$	$b_7$
1	1000	80	111166	898763	0,347	0,34	0,516	0,609	0,013	0,012	0,054	0,124	1,146	1,677	0,141	2,6	0,109	0,021	0,528	1,662	3,251	0,081	0,518	0,054	0,126
2	1000	168	111166	898763	0,449	0,957	1,156	0,736	0,016	0,023	0,076	0,202	3,041	3,002	0,202	3,26	0,241	0,043	0,808	4,025	6,003	0,072	1,664	0,082	0,104
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
70	11000	200	0,36480	22699,9	0,326	1,831	1,727	0,682	0,012	0,046	0,171	0,216	3,081	2,623	0,216	1,807	0,273	0,011	0,836	4,332	7,619	0,029	0,767	0,097	0,115
71	11000	220	0,36480	22699,9	0,374	2,443	1,941	0,811	0,013	0,06	0,192	0,262	3,530	3,041	0,240	2,234	0,322	0,010	1,049	5,236	10,004	0,022	0,378	0,111	0,104

$$m_z = \frac{M_z}{qSb_A};$$

$$c_3 = -\frac{m_z^{\delta_B}}{J_{zz}} qSb_A;$$

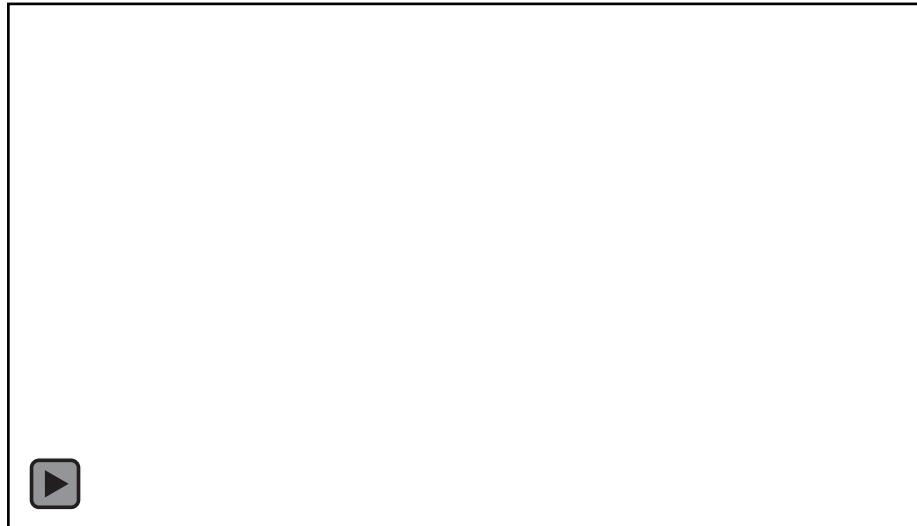
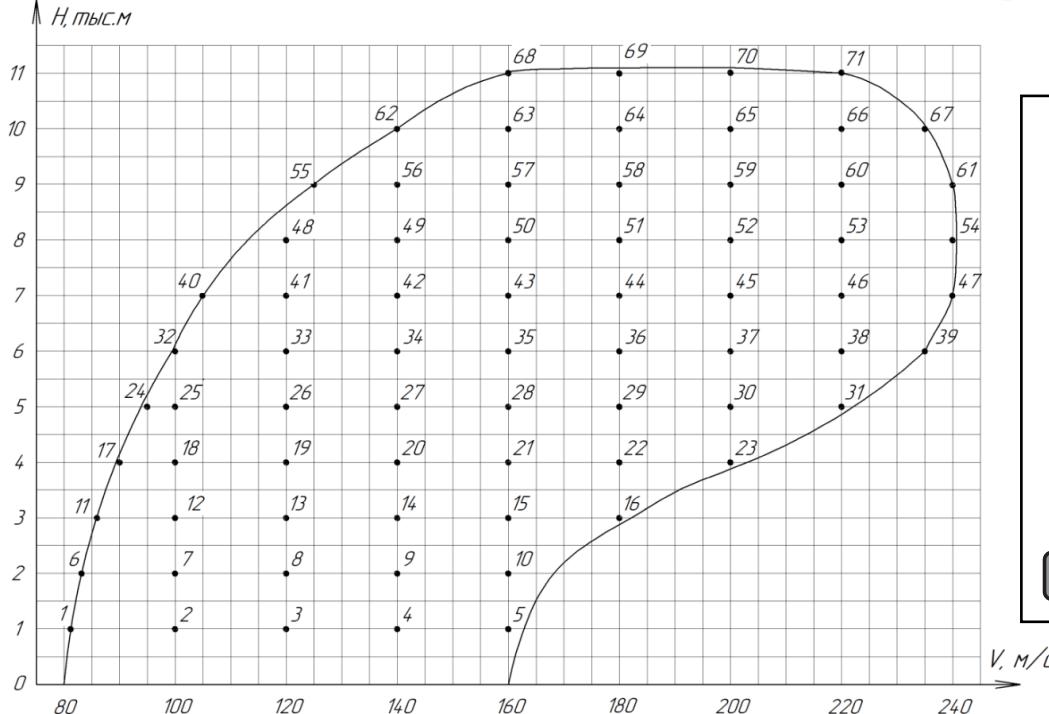
$$m_z^{\delta_B} = -0,0357$$

$$c_3 = 0,516$$

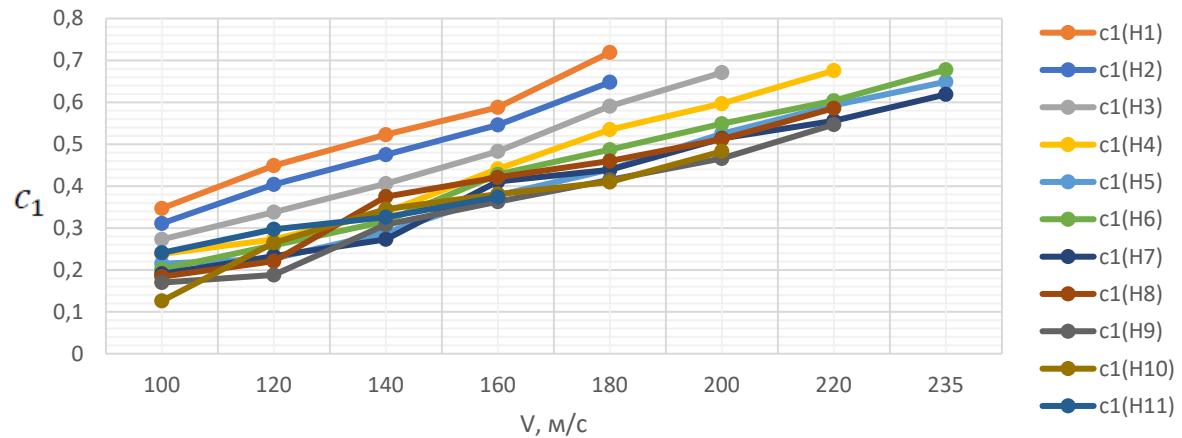


Начальные условия	Параметр	Ед. изм.	Значение
Тип задачи	-	Внешняя	
Тип течения	-	Ламинарное	
Текущая среда	-	Воздух	
Тепловой режим	-	Адиабат. стена	
Объем обтекаемого тела	м <sup>3</sup>	489,5	
Кол-во ячеек сетки	шт.	525000	
Угол атаки, а	град.	0	
Угол скольжения, В	град.	0	
Высота полета, Н	м	11000	
Ускорение, g	м/с <sup>2</sup>	9,7728*	
Скорость полета, V	м/с	200	
Давление, Р	Па	22699,9*	
Плотность, р	кг/м <sup>3</sup>	0,36480*	
Температура, T	К	216,774*	

\* – ГОСТ 4401-81 "Атмосфера стандартная"



c1	80	85	95	100	105	120	125	140	160	180	200	220	235	240
11000									0,241	0,297	0,326	0,374		
10000									0,126	0,265	0,345	0,381	0,41	0,483
9000								0,17	0,188	0,308	0,363	0,415	0,466	0,547
8000									0,184	0,221	0,375	0,421	0,46	0,512
7000							0,191	0,233	0,273	0,411	0,439	0,514	0,556	0,619
6000								0,202	0,259	0,316	0,428	0,487	0,549	0,604
5000									0,215	0,227	0,289	0,378	0,44	0,525
4000									0,238	0,273	0,338	0,441	0,535	0,597
3000									0,273	0,338	0,406	0,483	0,591	0,671
2000									0,311	0,404	0,475	0,546	0,648	
1000	0,347								0,449	0,523	0,588	0,719		

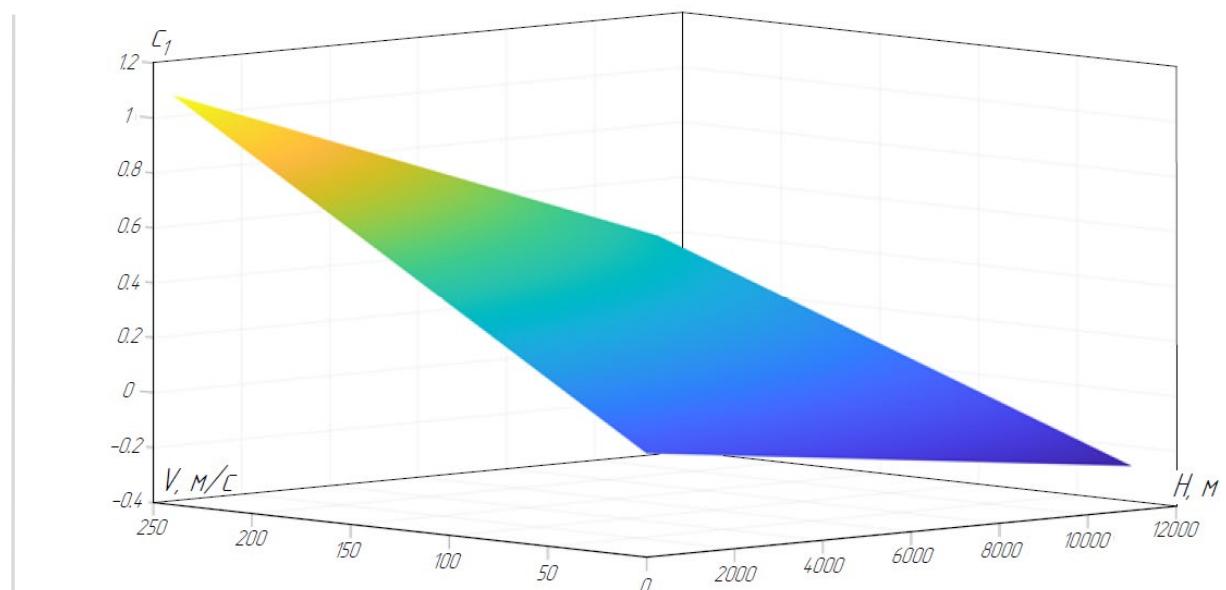


H	$y = kV + b$		$k = aH + c$		$b = mH + n$	
	k	b	a	c	m	n
1000	0,004415	-0,0046	-1,7611E-07	0,004634293	-1,96806E-05	-0,021552062
2000	0,004279282	-0,040993094				
3000	0,00419016	-0,087879233				
4000	0,003969065	-0,115932751				
5000	0,003583805	-0,129790434				
6000	0,003533204	-0,158061446				
7000	0,003259701	-0,151686567				
8000	0,003344643	-0,207892857				
9000	0,003292872	-0,244068931				
10000	0,003346198	-0,297989137				
11000	0,00214	-0,0971				

$c_{1i} = f(V, H_i) = y_i$ ,  
 $y_i = k_i V + b_i, i = [1; 11]$   
 $k = a \cdot H + c;$   
 $b = m \cdot H + n.$   
 $c_1(V, H) = (a \cdot H + c) \cdot V + m \cdot H + n$

# Линейная аппроксимация

## Описание коэффициентов ММ через функции высоты и скорости



$$c_1(V, H) = (-1.7611 \cdot 10^{-7} \cdot H + 0.004634293) \cdot V - 1.96806 \cdot 10^{-5} \cdot H - 0.021552062$$



$$c_1 = f(V = 160, H = 1999) = 0.624269$$

$$\Delta = \left| \frac{c_1 - f(c_1)}{c_1} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{0.648 - 0.624269}{0.648} \right| \cdot 100\% \approx 3.7\%$$

$$c_1 = f(V = 139, H = 4078) = 0.442534$$

$$\Delta = \left| \frac{c_1 - f(c_1)}{c_1} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{0.441 - 0.442534}{0.441} \right| \cdot 100\% \approx 0.3\%$$

# Устойчивость и управляемость продольного движения ЛА

Уравнение изолированного КПД управляемого ЛА

$$\begin{cases} (c_1 + s)\omega_z + (c_5s + c_2) = -c_3\delta_B \\ -\omega_z + (s + c_4)a = 0 \\ \omega_z - s\vartheta = 0 \end{cases}$$

Характеристическое уравнение КПД системы

$$\Delta(\lambda) = \begin{vmatrix} (c_1 + s)(c_5s + c_2) & \\ -1 & (s + c_4) \end{vmatrix} = \lambda^2 + (c_1 + c_4 + c_5)\lambda + (c_1 \cdot c_4 + c_2) = 0$$

Передаточная функция угловой скорости по управляемому возмущению

$$W_{\frac{\omega_z}{\delta_B}}(s) = \frac{c_3(s + c_4)}{s^2 + (c_1 + c_4 + c_5)s + (c_2 + c_1c_4)}$$

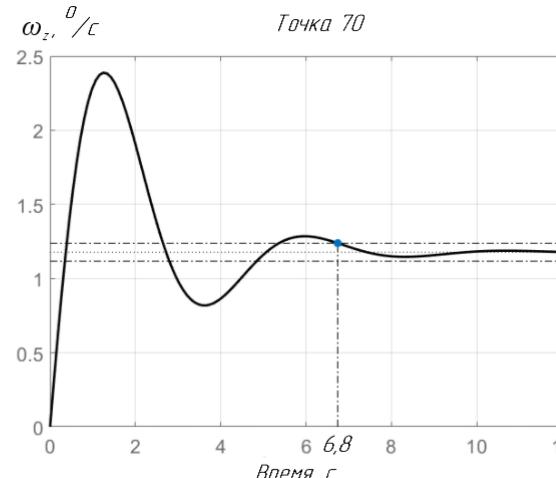
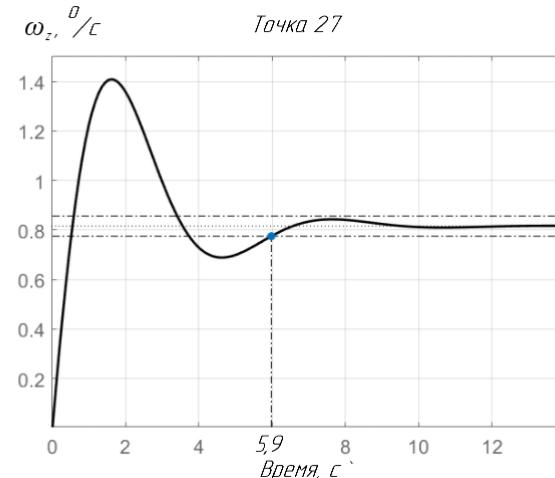
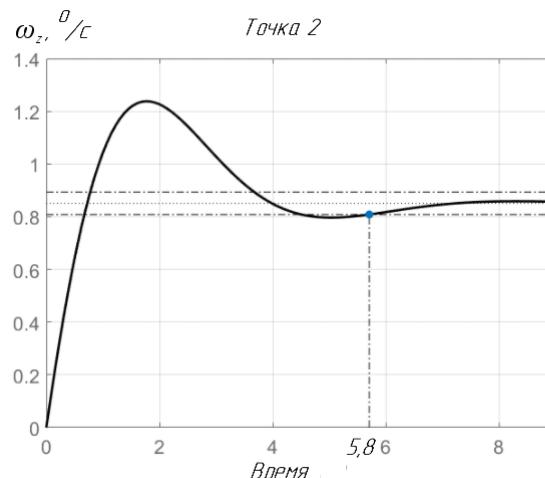
Вид передаточной функции для ТАУ

$$W_{\frac{\omega_z}{\delta_B}}(s) = \frac{K_c(Y_Vs + 1)}{T_\alpha^2s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1}$$

Коэффициент затухания

$$\xi_a = \frac{c_1 + c_4 + c_5}{2\sqrt{c_2 + c_1c_4}}, [0.6; 1]$$

№ точки	$V, м/с$	$H, м$	КПД	$\zeta_a$	Демпфер тангажа	$K_c$	$T_V$	$T_a$
2	100	1000	Устойчивое	0.53	Нужен	0,851	1,362	0,881
27	140	5000	Устойчивое	0.44	Нужен	0,816	1,581	0,862
70	200	11000	Устойчивое	0.36	Нужен	1,178	1,466	0,698



# Устойчивость и управляемость бокового движения ЛА

7

Критерий допустимости разделения движения на «рысканье - скольжение» и «крен»

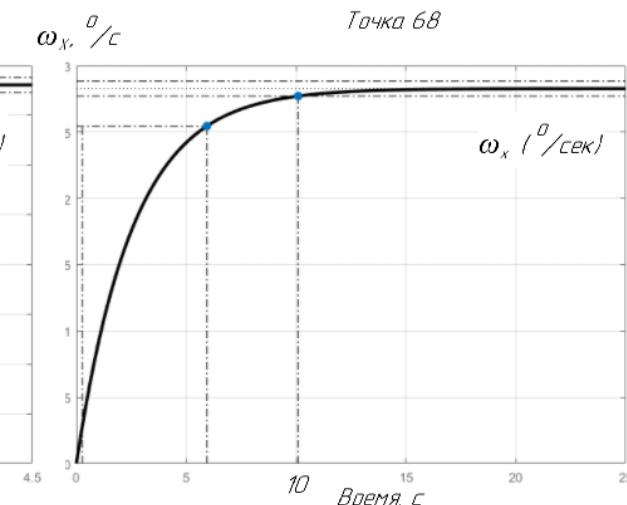
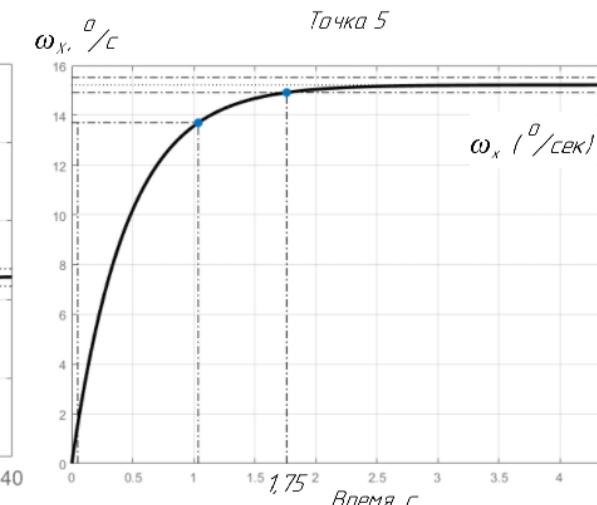
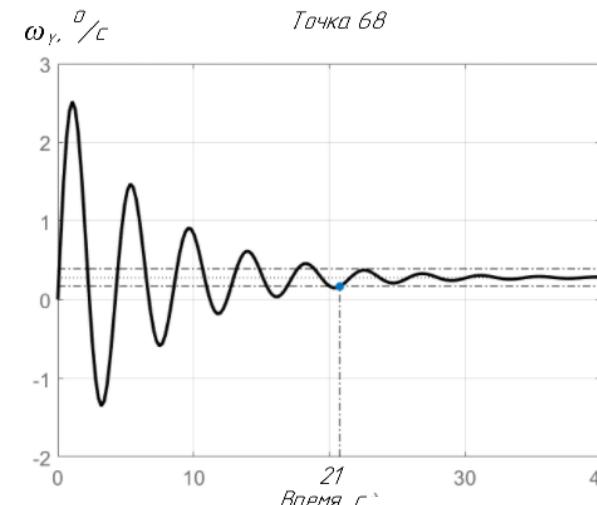
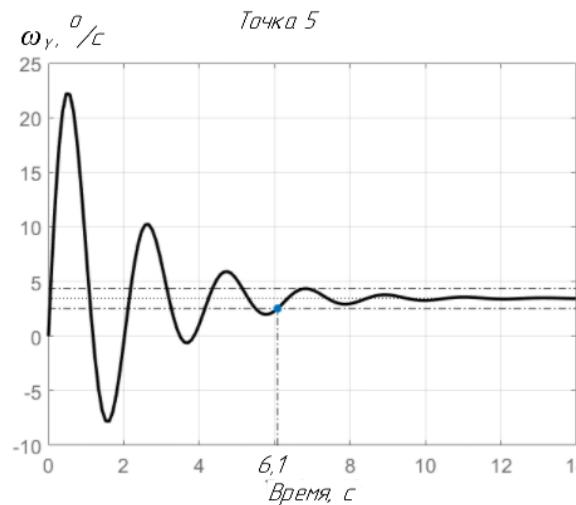
$$\frac{b_1(a_1a_4 + a_2)}{A_{3\beta} - b_2b_4} \geq 0,9$$

$$A_{3\beta} = b_1(a_1a_4 + a_2) + b_2(a_1b_7 + b_4 - b_6) - a_6(a_4b_6 + a_2b_7)$$

Собственная недемпфированная частота по углу скольжения

$$\Omega_\beta = \sqrt{a_2 + a_1a_4} \leq 1.75$$

<i>№</i> точки	<i>V</i> , м/с	<i>H</i> , м	Крит.доп.	$\xi_\beta$	Демпфер рысканья	$\Omega_\beta$	АБУ	$T_\gamma$	Демпфер крена	$K_\psi$	$T_2$	$T_\beta$	$b_3$
5	160	1000	115	0.16	Нужен	3.04	Нужен	0.45	Не нужен	3.47	2.34	0.33	15.22
68	160	11000	114	0.1	Нужен	1.48	Не нужен	2.58	Нужен	0.28	6.4	0.68	2.83



Уравнение изолированного движения  
«рысканье – скольжение»

$$\begin{cases} (s + a_1)\omega_y + a_2\beta = -a_3\delta_H; \\ -a_8\omega_y + (s + a_4)\beta = -a_7\delta_H. \end{cases}$$

Уравнение изолированного движения «крен»

$$(s + b_1)\omega_x + b_2\beta = -b_3\delta_\varphi$$

Передаточная функция угловой скорости по управляемому возмущению

$$W_{\frac{\omega_y}{\delta_H}}(s) = \frac{a_3(s + c_4) - a_2a_7}{s^2 + (a_1 + a_4)s + (a_2 + a_1a_4)} = \frac{K_\psi(T_2s + 1)}{T_\beta^2s^2 + 2\xi_\beta T_\beta s + 1}$$

$$W_{\frac{\omega_x}{\delta_\varphi}}(s) = \frac{b_3}{T_\gamma s + 1}$$

Коэффициент затухания

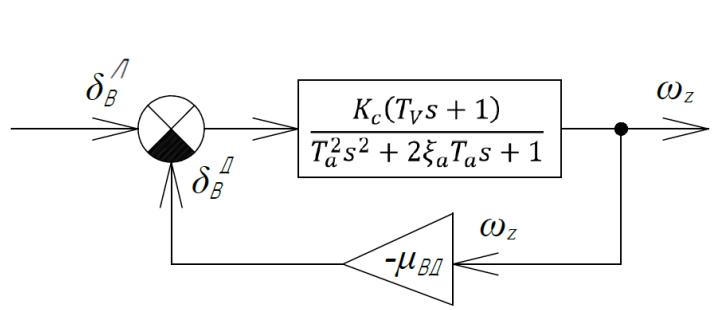
$$\xi_\beta = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2}}, [0.2 - 0.4; 1]$$

Постоянная времени

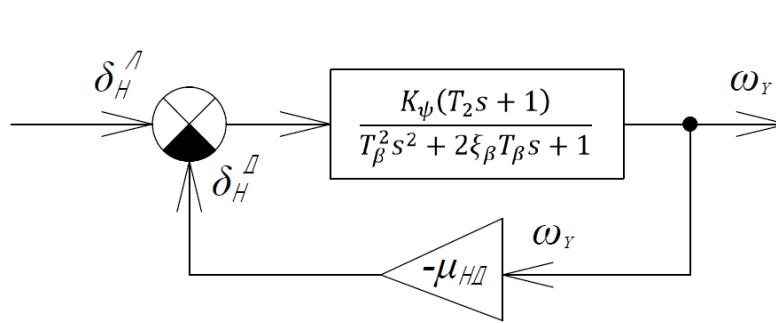
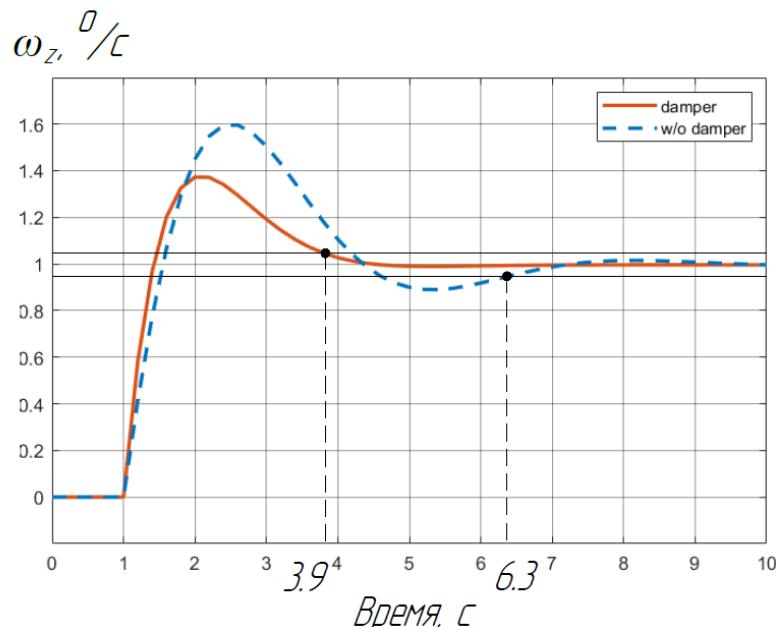
$$T_\gamma = \frac{1}{b_1} \leq 1.5$$

# Синтез автоматов устойчивости и управляемости

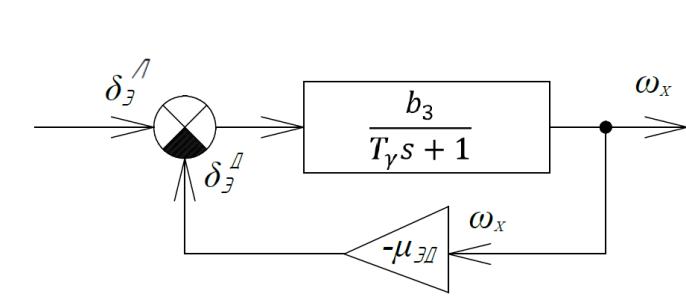
Введение демпферов по каналам тангажа, курса и крена



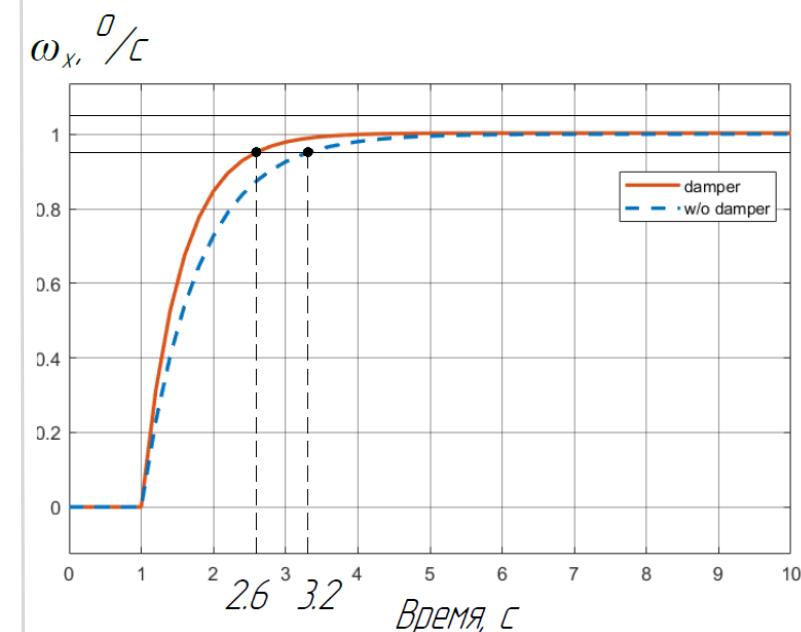
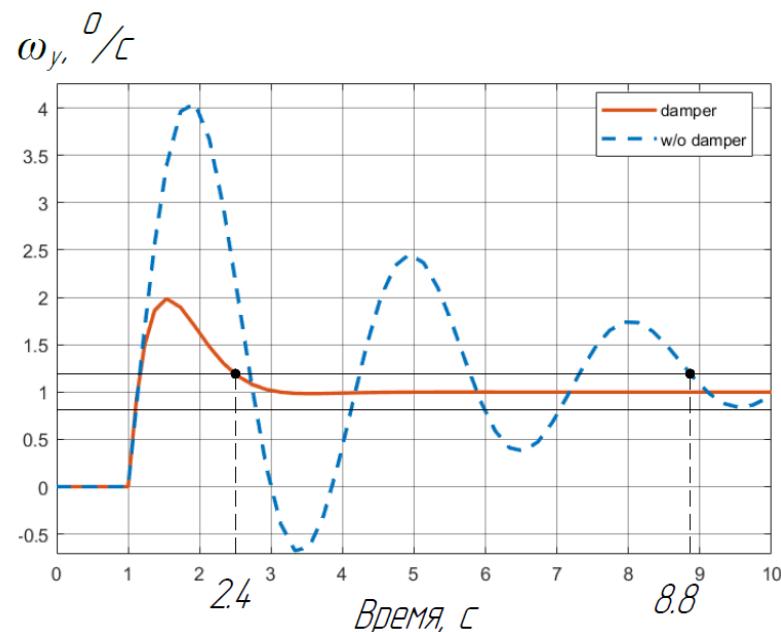
$$\mu_{\text{вд}} = \frac{(0.8 - 2)\sqrt{c_2 + c_1c_4} - (c_1 + c_4 + c_5)}{c_3}$$



$$\mu_{\text{нд}} = \frac{(0.8 - 2)\sqrt{a_2 + a_1a_4} - a_1 - a_4}{a_3}$$



$$\mu_{\text{эд}} = \frac{(10 - 1) - b_1}{b_3}$$



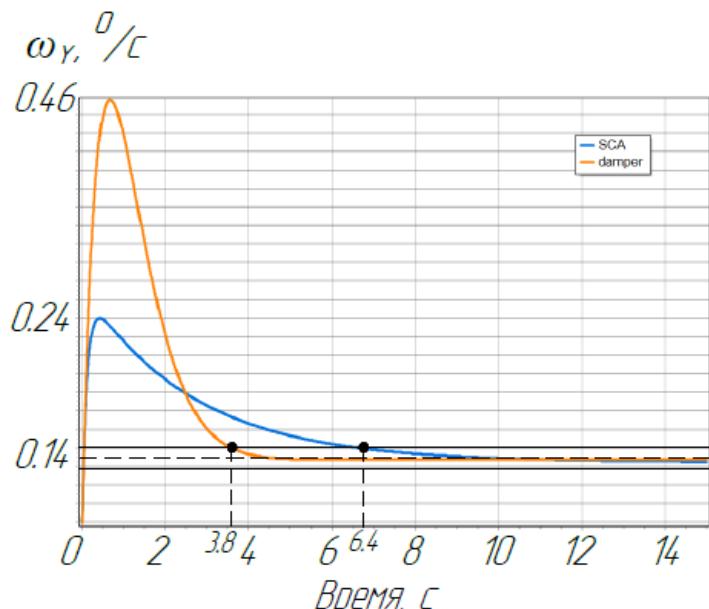
# СИНТЕЗ АВТОМАТА БОКОВОГО УПРАВЛЕНИЯ (АБУ)

Закон управления АБУ

$$\delta_H^{\text{АБУ}} = \mu_H^{\text{АБУ}} \omega_y - \sigma n_z,$$

Передаточное число по  
сигналу боковой перегрузки

$$\sigma = 57,3 b_4 \frac{4 - (a_1 a_4 + a_2)}{4 a_7 + a_3 a_4 - a_2 a_7}.$$

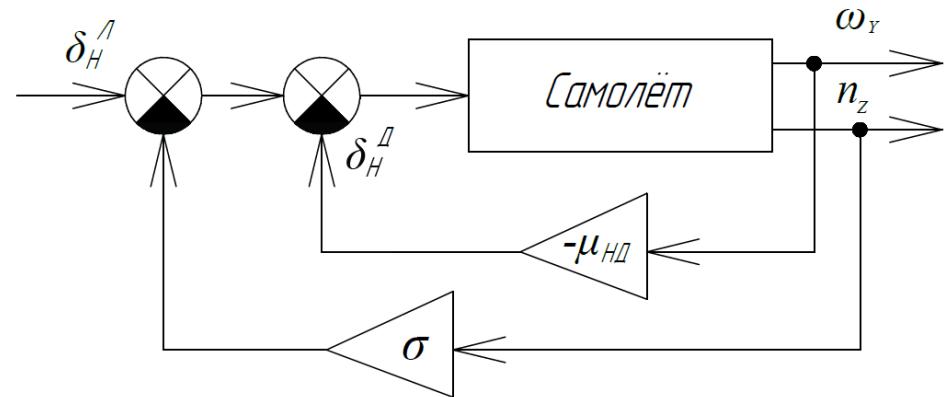


Боковая перегрузка

$$n_z = -\frac{1}{57,3 b_4} (a_4 \beta + a_7 \delta_H),$$

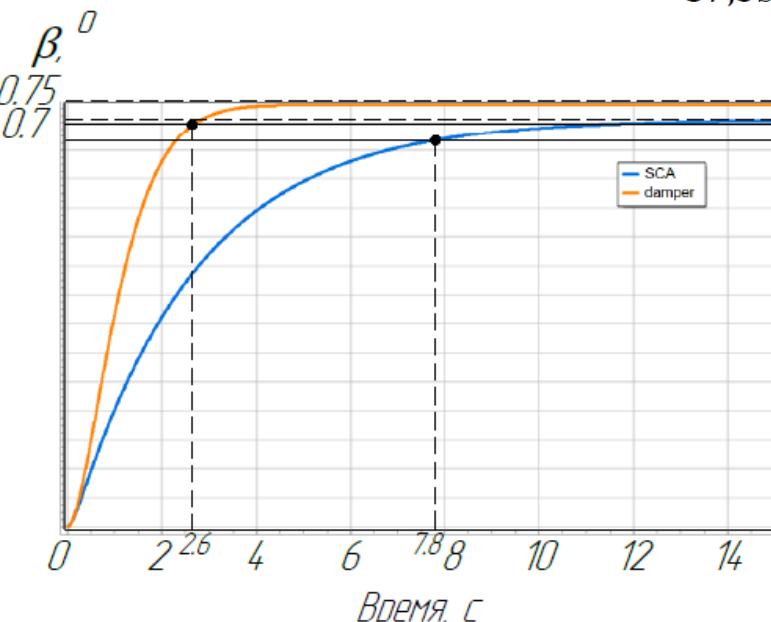
Передаточное число АБУ

$$\mu_H^{\text{АБУ}} = \frac{(0.8 \cdot 2) * \sqrt{a_1 a'_4 + a'_2} - (a_1 + a'_4)}{a_3},$$



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

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



# Многофункциональный стенд комплекса бортового оборудования

МСКБО представляет собой многофункциональный реконфигурируемый стенд имитационного математического моделирования бортового оборудования ЛА в различных полетных режимах, обеспечивающего выполнение демонстрационных, учебных и научно-исследовательских работ.



# СТРУКТУРНАЯ СХЕМА ФПО

Алгоритм моделирования контура управления ЛА МСКБО:

ЛА движется в «закабинном»

**1** пространстве при воздействии внешних факторов

**2** Система датчиков получает на вход параметры ЛА и выдает их в БЦВМ

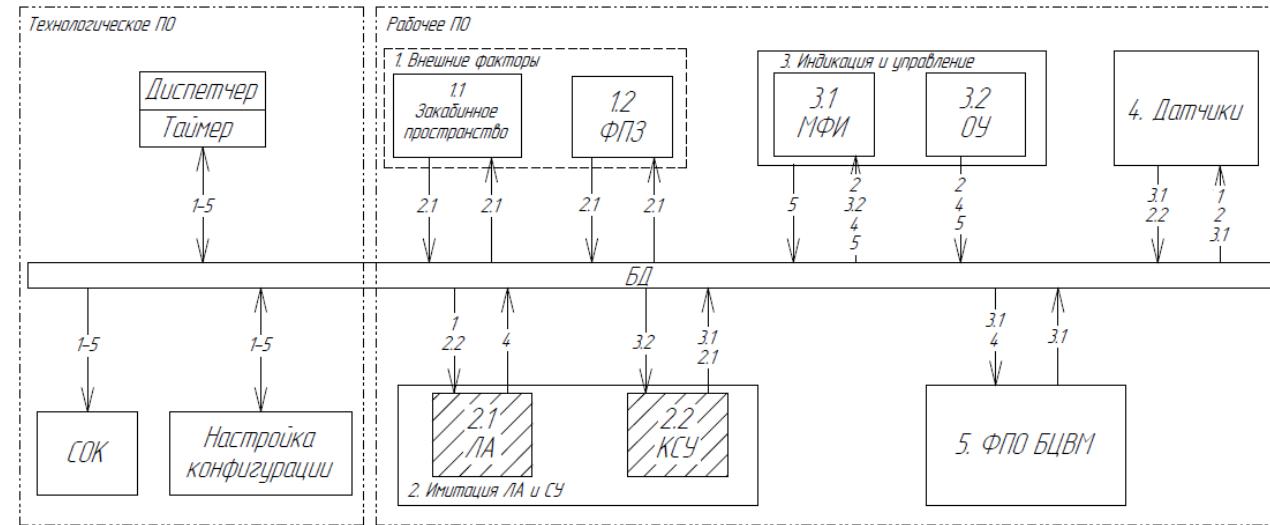
**3** БЦВМ отправляет измеренные параметры на МФИ

**4** Оператор, анализируя информацию на МФИ, управляет полетом ЛА с помощью ОУ

**5** Сигнал с ОУ поступает на вход КСУ, где далее формируются заданные управляющие воздействия

**6** Управляющие воздействия создают отклонения управляемых поверхностей ЛА

**7** Данные моделей записываются в СОК



## ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ

БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина;

ИУП – информационно – управляющее поле кабины;

КСУ – комплексная система управления;

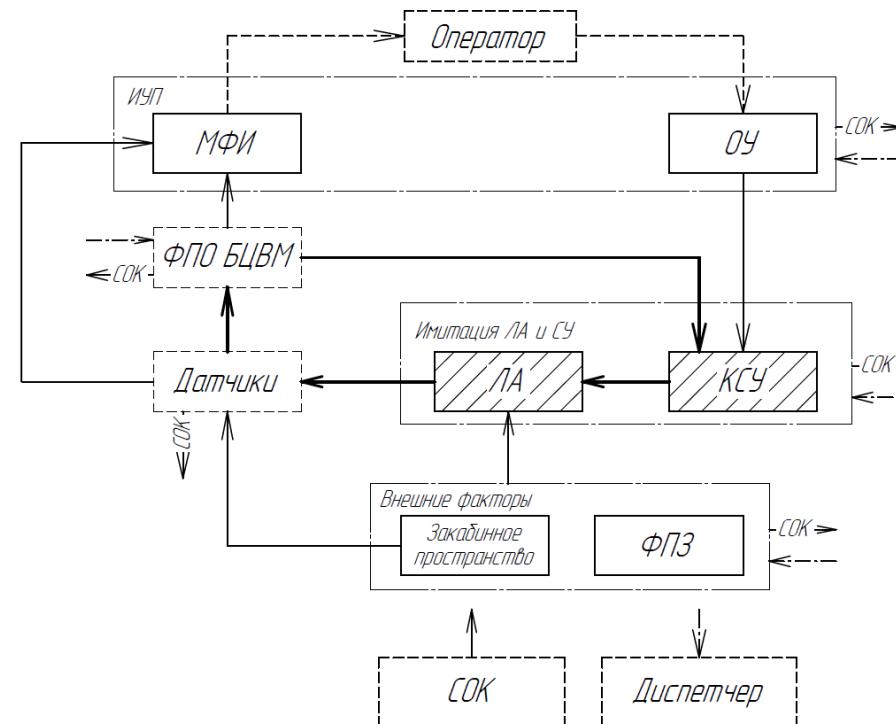
МФИ – многофункциональный индикатор;

ОУ – органы управления;

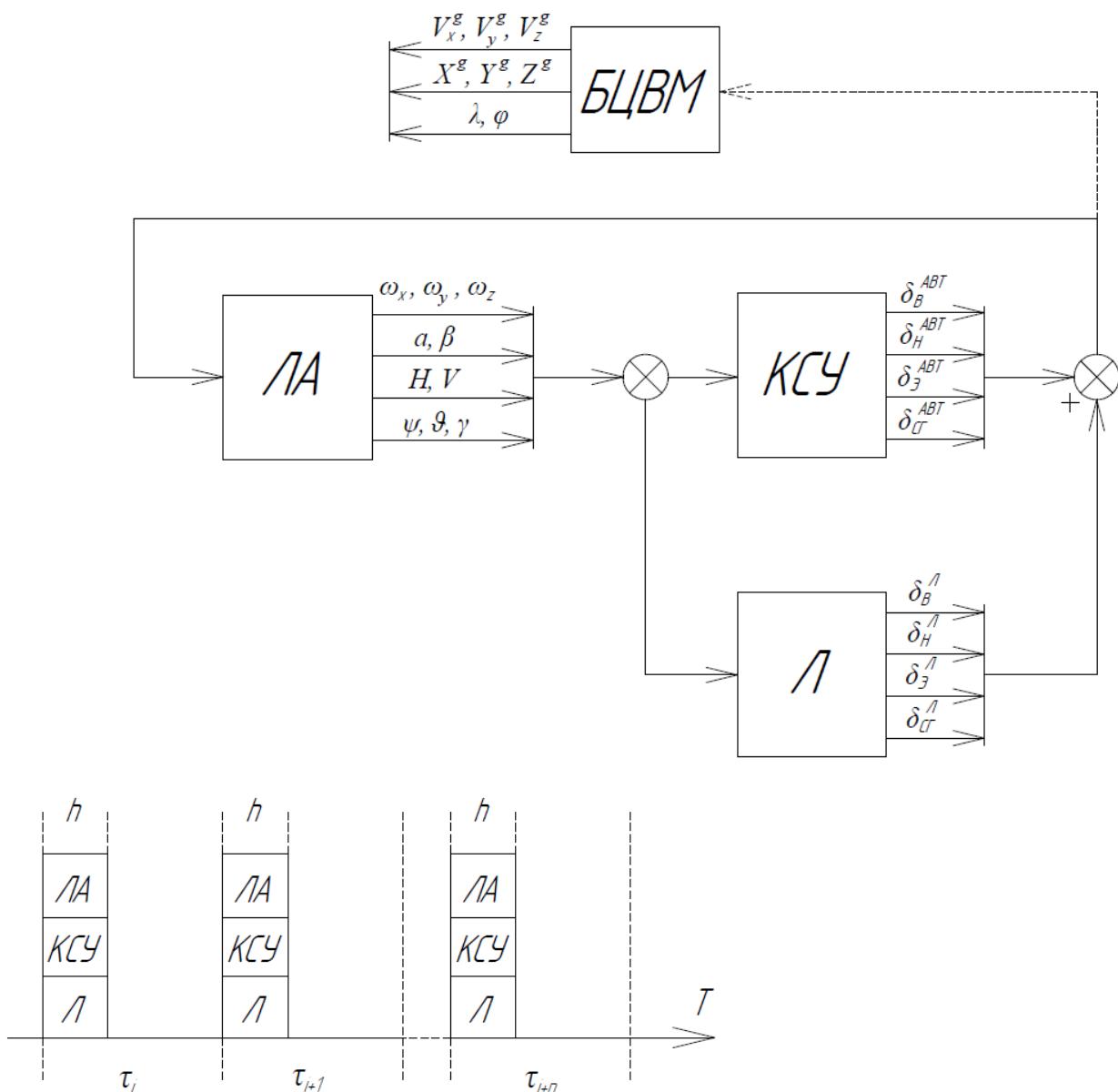
СОК – система объективного контроля;

ФПЗ – физические поля Земли;

ФПО – функциональное программное обеспечение.



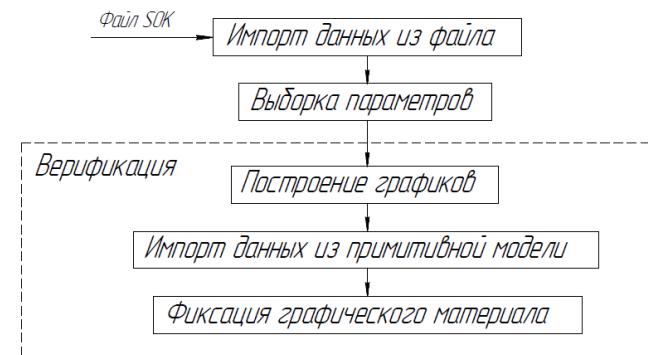
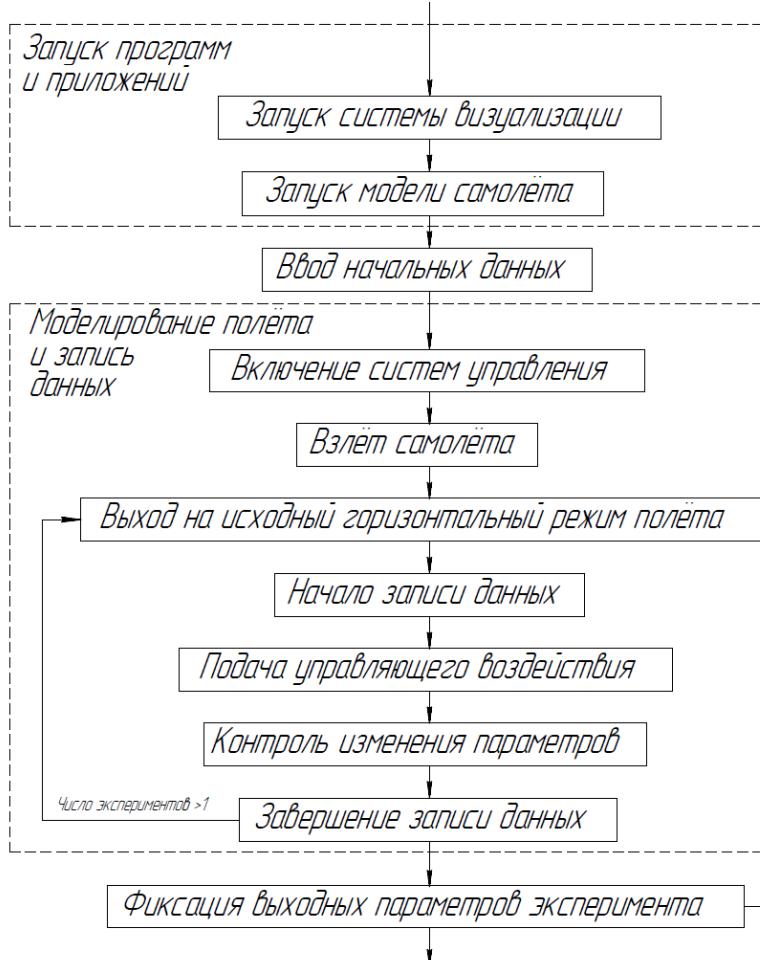
# СТРУКТУРА РАБОТЫ ММ В РАМКАХ СТЕНДА



- корректное подключение всех необходимых ММ для конкретного испытания – **конфигурация**;
- начальные условия всех ММ должны быть выставлены, желательно из одного источника – **инициализация**;
- при запуске таймера все ММ должны стартовать одновременно для корректного обмена данными – **синхронизация**;
- вычислительные модели не всегда занимают одно ядро процессора – **ресурсоёмкость**;
- в силу неоднородности железа (архитектура, компиляторы и т.д.) существует проблема единобразия – **унификация**;
- для верного перерасчета модели в процессе интегрирования **такты** должны быть **корректны**.

# МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

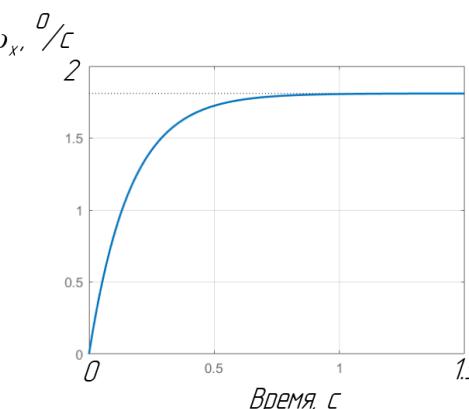
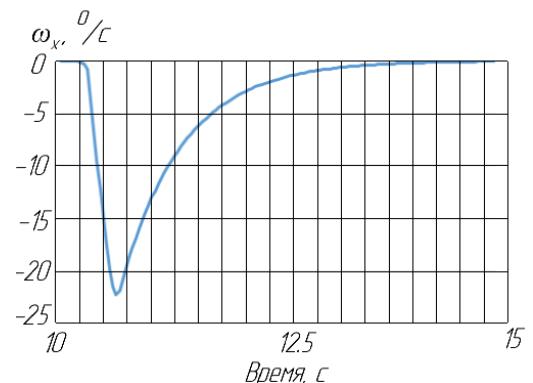
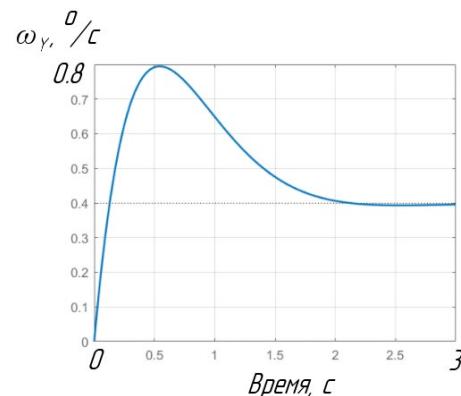
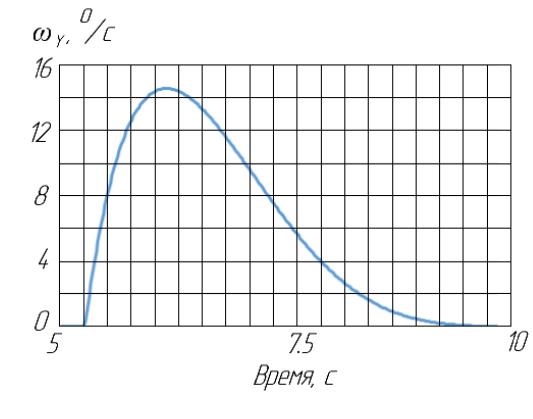
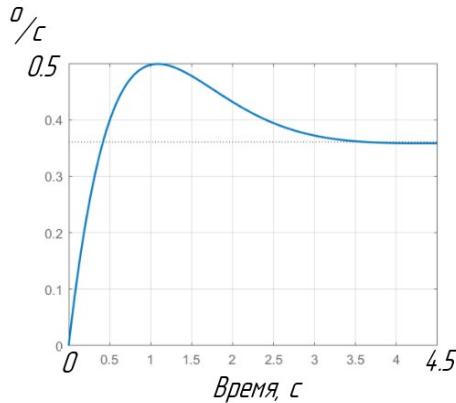
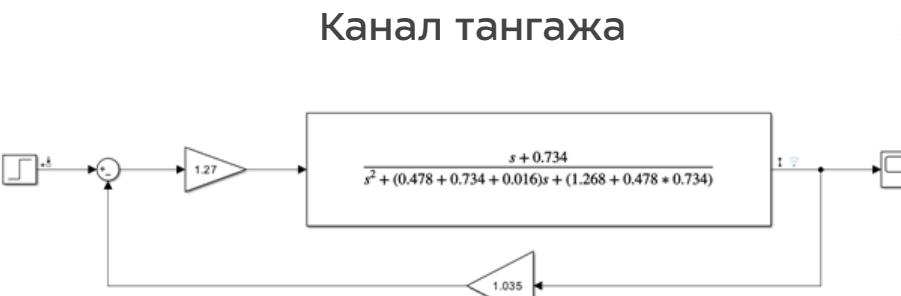
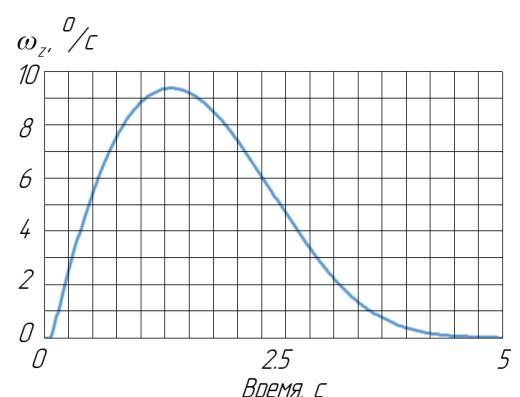
- ## ■ имитационное моделирование полёта



# СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ С ПРИМИТИВНОЙ МОДЕЛЬЮ

## Начальные условия

$H, \text{ м}$	$V, \text{ м/с}$	$c_1$	$c_2$
1400	120	0.478	1.268
$b_1$	$b_3$	$a_1$	$a_2$
1.299	8.508	0.288	4.171
$\Omega_\beta$	$\sigma$	$\mu_{\text{вд}}$	$\mu_{\text{нд}}$
4.24	-0.952	1.035	0.920
$c_3$	$c_4$	$c_5$	
1.270	0.734	0.016	
$a_3$	$a_4$	$a_7$	
3.891	0.251	0.042	
$\mu_{\text{эд}}$			
0.435			



Индекс события	Наименование события
1	Подписано техническое задание
2	Изучены имеющиеся материалы по исследуемой теме
3	Составлена система уравнений движения ЛА
4	Составлена ММ системы управления ЛА
5	Осуществлен синтез системы уравнений в испытательный стенд
6	Осуществлен синтез ММ системы управления ЛА в испытательный стенд
7	Спроектирована твердотельная модель ЛА в среде SOLIDWORKS
8	Построена примерная полетная область и выбраны начальные точки исследования
9	Исследованы и рассчитаны коэффициенты модели в среде SOLIDWORKS Flow Simulation в точках полетной области
10	Обработан массив коэффициентов путём задания линейных функций по полетной области
11	Осуществлен синтез линейных функций коэффициентов модели в испытательный стенд
12	Исследована устойчивость и управляемости модели ЛА
13	Создана примитивная ММ ЛА в среде MATLAB
14	Проведены испытания примитивной ММ ЛА
15	Проведены испытания модели ЛА в стенде
16	Проведен сравнительный анализ результатов экспериментов на испытательном стенде с примитивной моделью
17	РПЗ оформлена

## СЕТЕВОЙ ГРАФИК ПЛАНИРОВАНИЯ НИР

The network diagram illustrates the sequence of events from Task 1 to Task 17. Tasks are represented as nodes with two numbers per circle (e.g., 0/13, 0/20). Arrows indicate dependencies between tasks, with numerical values representing duration (e.g., 7/0,0).

```

graph LR
    1((0/1)) --> 2((0/7))
    2 --> 3((0/13))
    3 --> 4((0/20))
    4 --> 5((0/21))
    5 --> 6((0/23))
    6 --> 7((0/27))
    7 --> 8((0/13))
    8 --> 9((0/21))
    9 --> 10((0/23))
    10 --> 11((0/42))
    11 --> 12((0/46))
    12 --> 13((0/46))
    13 --> 14((0/48))
    14 --> 15((0/54))
    15 --> 16((0/59))
    16 --> 17((0/67))
    17 --> 18((0/57))
    18 --> 19((0/57))
    19 --> 20((0/59))
    20 --> 21((0/67))
  
```

**Расходы НИР**

Категория	Процент
Заработка платы	55%
Социальные нужды	28%
Накладные расходы	17%

**Оплата труда**

Должность	Процент
Ведущий инженер	45%
Инженер - конструктор	36%
Инженер - программист	19%

**1. Сметная себестоимость НИР составляет 1 330 560 рублей;**  
**2. Трудоёмкость проекта составляет 160 дней;**  
**3. Длительность проекта составляет 67 рабочих дней и 100 календарных дней.**

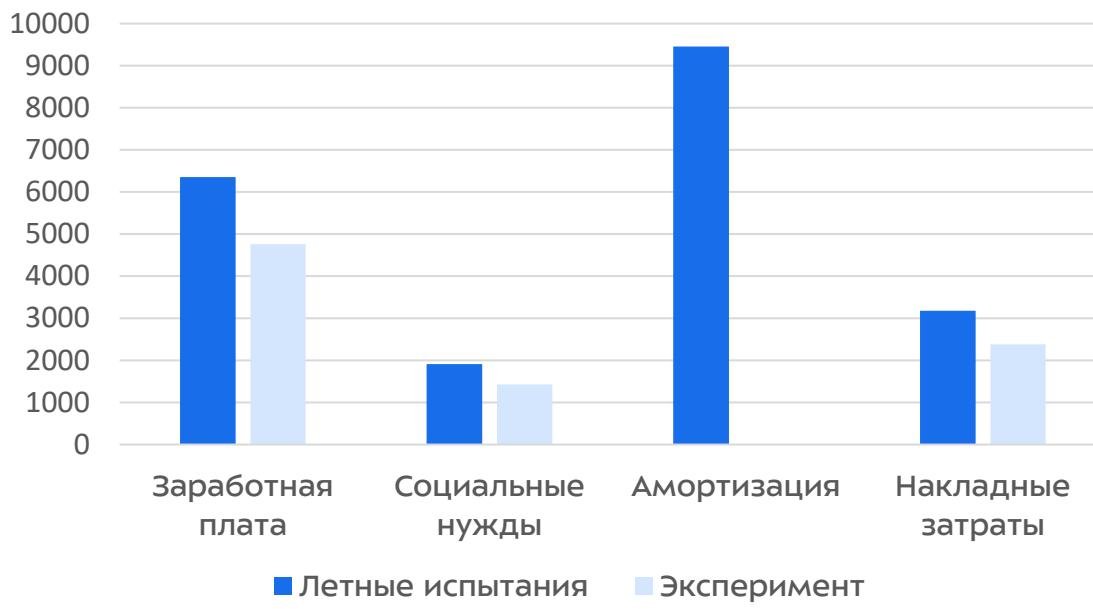
## Штат специалистов для проведения лётных испытаний

№	Специалист	Количество	Часовая ставка, ₽/час	Оплата, ₽
1	Летчик - испытатель	1	1000	1000
2	Ведущий инженер по летным испытаниям	1	750	750
3	Ведущий инженер по эксплуатации воздушных судов (ВС)	1	650	650
4	Ведущий инженер по специальности «Устойчивость – управляемость»	1	650	650
5	Инженер отдела технической эксплуатации (ОТЭ)	3	600	1800
6	Помощник ведущего инженера	1	500	500
7	Авиатехники ОТЭ	4	250	1000
<b>Итого</b>				<b>6350</b>

## Штат специалистов для проведения испытаний на авиасимуляторе

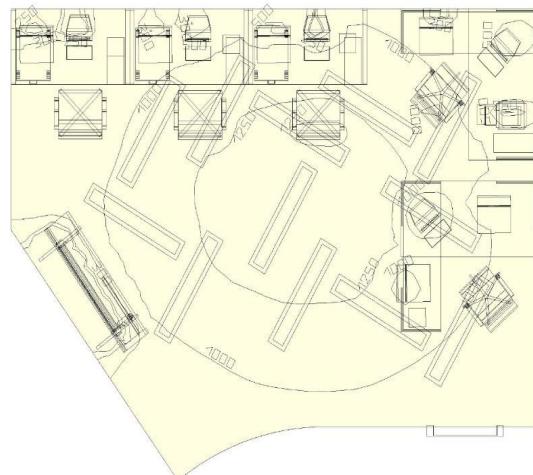
Наименование работы	$N_{исп}$ , чел	Специальность	$t_{ij}$ , раб.дн.	Оплата, ₽
Настройка ПО для проведения эксперимента	1	Инженер-программист	0.3	1400
Проведение эксперимента	1	Инженер-программист	0.2	960
Обработка результатов эксперимента	1	Инженер-программист	0.5	2400
<b>Итого</b>				<b>4760</b>

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СТОИМОСТИ ЛЕТНЫХ И ВИРТУАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ

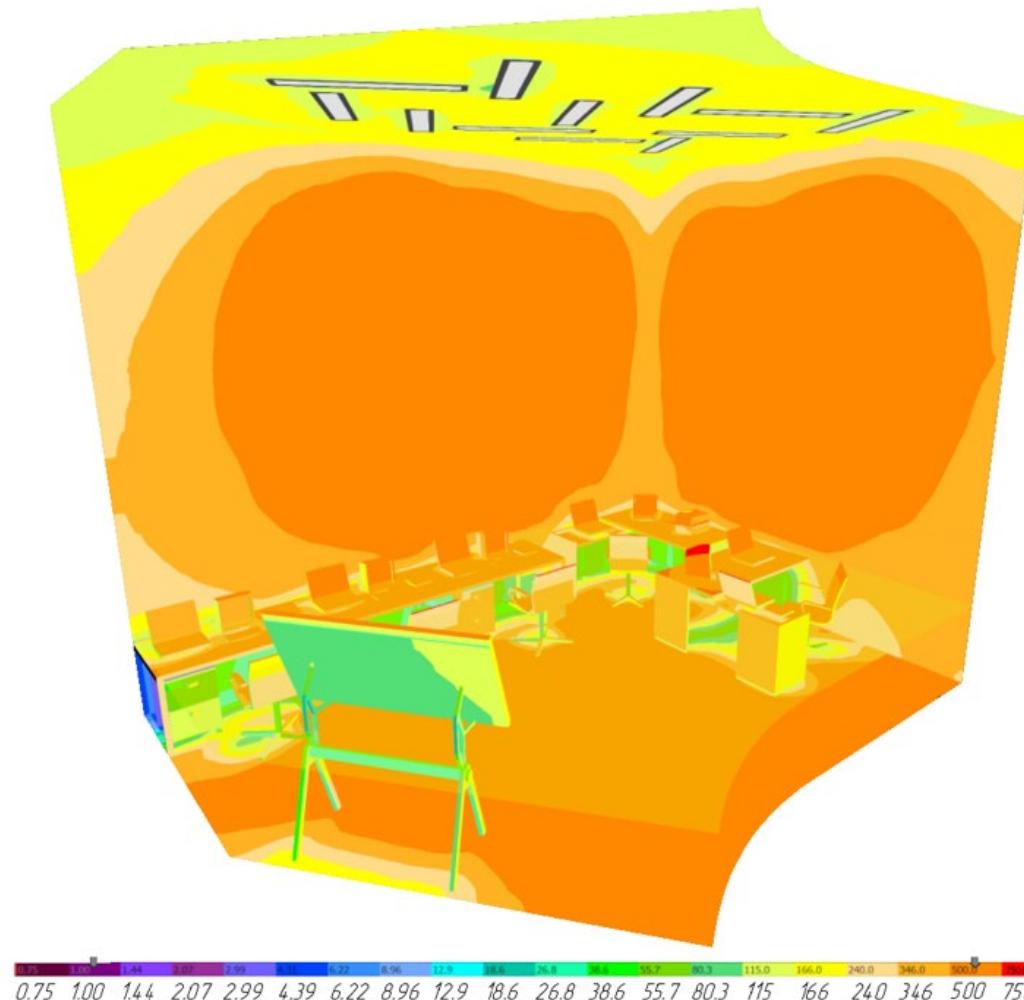


## Характеристики светильников

Характеристика	Значение
Тип лампы	LED
Номинальная мощность лампы	54 Вт
Общий световой поток	4958 Лм
Световая отдача	143 Лм/Вт
Класс защиты	1
Монтаж	встраиваемый
Регулируемость	фиксированный
Размеры	01556x0.221x0.095 м



## РАСЧЕТ СИСТЕМЫ ИСКУССТВЕННОГО ОСВЕЩЕНИЯ



Освещенность смоделированного помещения при выполнении работ высокой точности должна лежать в диапазоне **500–550лк**. В выполненном расчёте максимальная освещенность составляет **750лк**, что соответствует норме.

**Спасибо за внимание!**

