

# Улучшение робастности динамической системы в продольном канале управления с применением обратной динамики

А.Е. Пащенко

Московский авиационный институт



# Цель дипломной работы

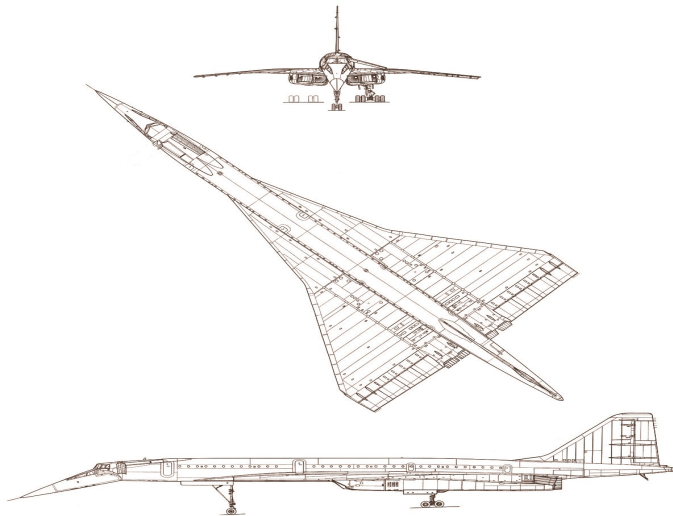


## Задачи

- Расчет ЛТХ, ВПХ, а также характеристик манёвренности
- Синтез системы автоматического управления
- Рассмотреть один из основных способов улучшения робастности динамической системы с применением обратной динамики при помощи PI-контроллера.



# Объект исследования



В расчёт ЛТХ входит

## В расчёт ЛТХ входит

- 1 Расчёт области возможных полётов



## В расчёт ЛТХ входит

- 1 Расчёт области возможных полётов
- 2 Расчёт траектории полёта



## В расчёт ЛТХ входит

- 1 Расчёт области возможных полётов
- 2 Расчёт траектории полёта
- 3 Расчёт транспортных возможностей самолёта





# Расчёт ЛТХ

Расчёт области возможных полётов

## Основные ограничения

- Ограничение по  $M_{min} P$
- Ограничение по  $M_{max} P$

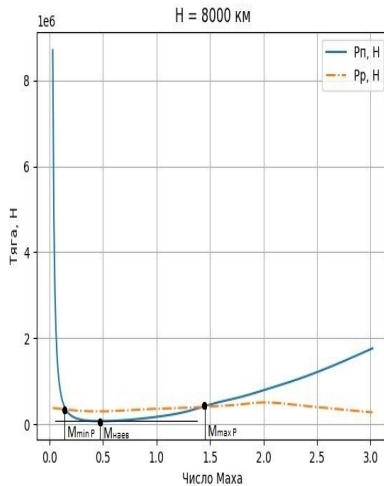
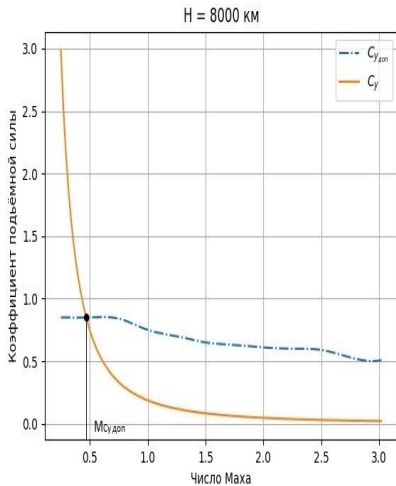
## Дополнительные ограничения

- Ограничение по  $C_{y \text{ доп}}$
- Ограничение по  $M_{\text{пред}}$
- Ограничение по  $q_{\text{max}}$



# Расчёт ЛТХ

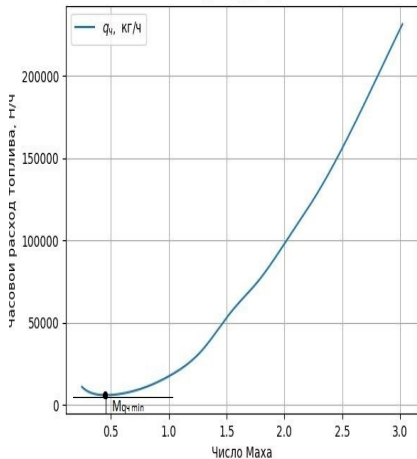
Результаты расчётов  $M_{C_{y \text{ доп}}}$  и  $M_{\min P}$ ,  $M_{\max P}$ ,  $M_{\text{наев}}$



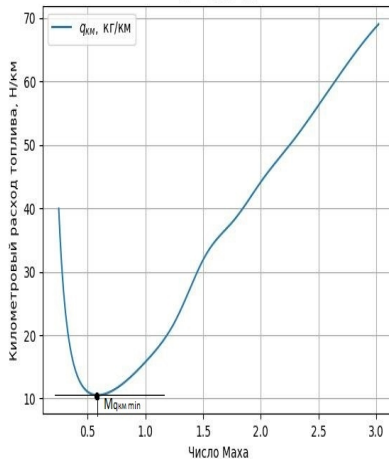
# Расчёт ЛТХ

Результаты расчётов  $q_{\text{ч min}}$  и  $q_{\text{км min}}$

$H = 8000 \text{ км}$

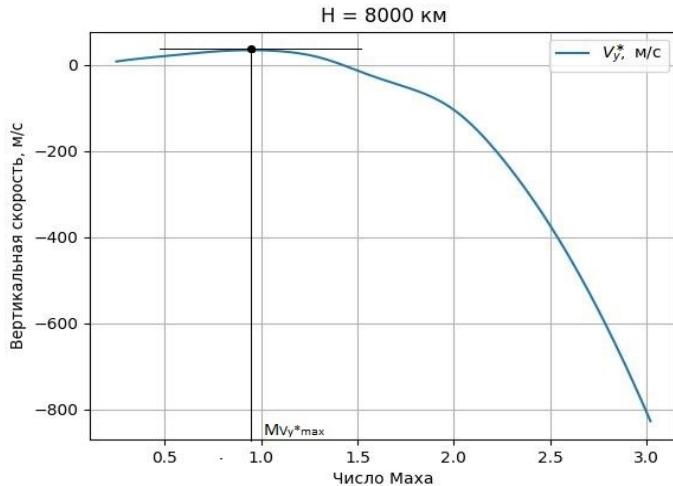


$H = 8000 \text{ км}$



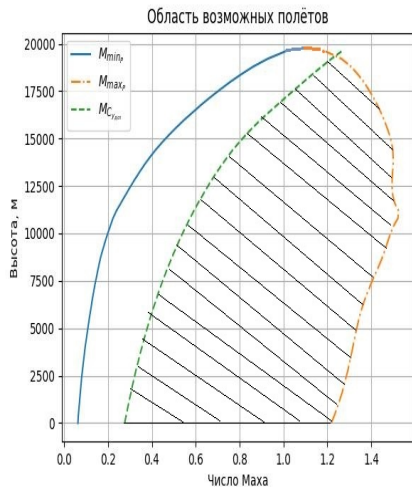
# Расчёт ЛТХ

Результаты расчётов  $M_{V_y \max}$



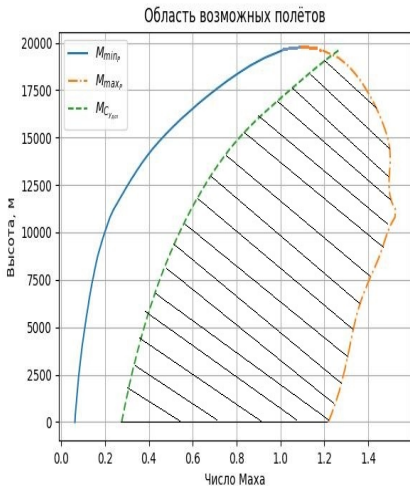
# Расчёт ЛТХ

## Расчёт области возможных полётов



# Расчёт ЛТХ

## Расчёт области возможных полётов



### Определение области

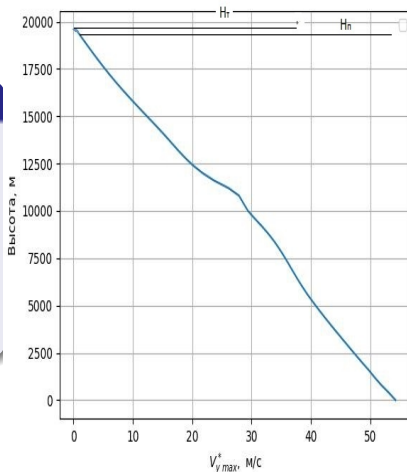
- $M_{min} = \max\{M_{min \text{ } P}, M_{C_{y \text{ } доп}}\}$
- $M_{max} = \min\{M_{max \text{ } P}, M_{пред}, M_{q_{max}}\}$



# Расчёт ЛТХ

Определение теоретического и практического потолка

## Потолки

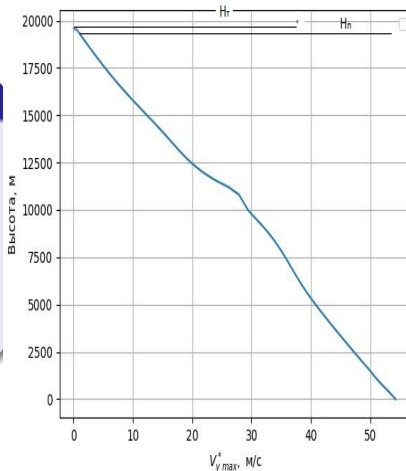


# Расчёт ЛТХ

Определение теоретического и практического потолка

## Потолки

Расчёт теоретического и практического потолка производится по  $V_{y\max}^*$





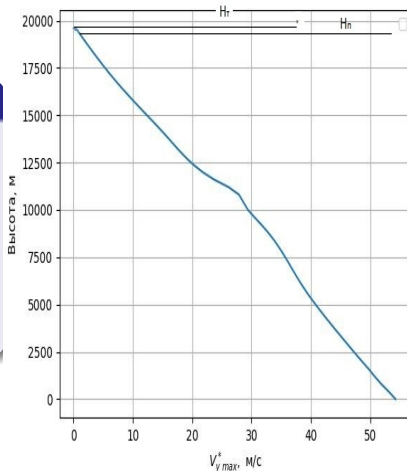
# Расчёт ЛТХ

## Определение теоретического и практического потолка

### Потолки

Расчёт теоретического и практического потолка производится по  $V_{y\max}^*$

$$H_T = 19,8 \text{ км}$$



# Расчёт ЛТХ

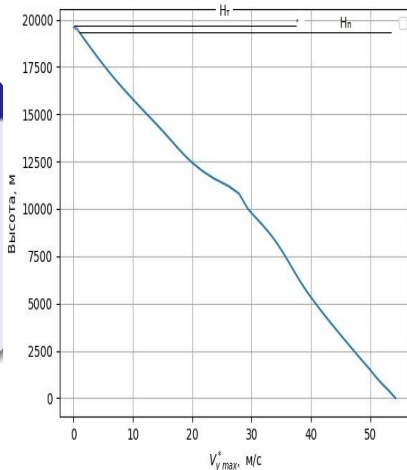
## Определение теоретического и практического потолка

### Потолки

Расчёт теоретического и практического потолка производится по  $V_{y\max}^*$

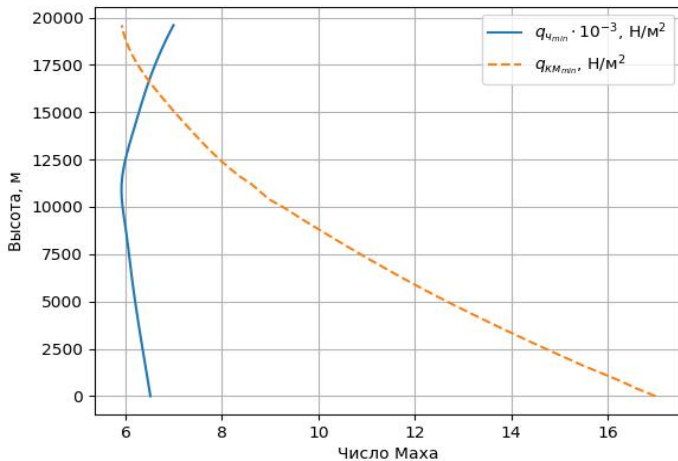
$$H_T = 19,8 \text{ км}$$

$$H_{\text{пр}} = 19,5 \text{ км}$$



# Расчёт ЛТХ

Максимальные значения часового и километрового расходов



# Расчёт ЛТХ

Расчёт траектории полёта

## Траектория



### Траектория

Траекторию полёта принято разделять на три этапа

- Набор высоты
- Крейсерский полёт
- Снижение



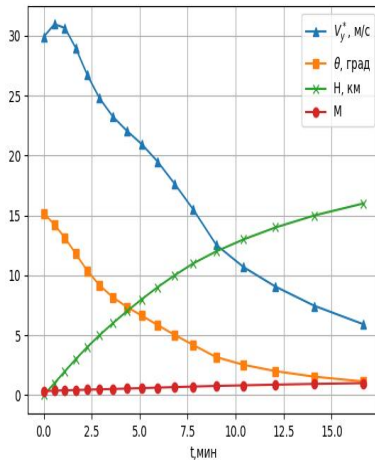
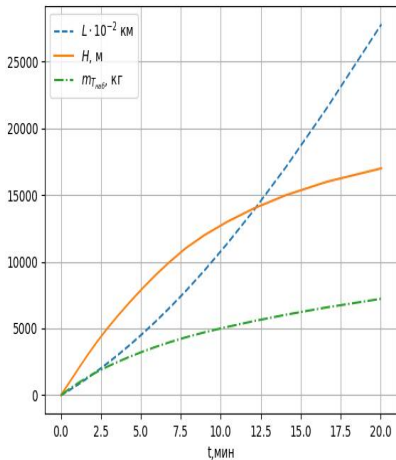
### Выбор начальных параметров

Начальные значения  $H$  и  $M$  определяются следующим образом:  $H_0 = 0$  км  $M_0 = 1,2 \cdot M_{\min \text{ доп}}$ , а конечные значения выбираются из условия минимума километрового расхода топлива в установившемся горизонтальном полете. Высота и число Маха, при которых километровый расход топлива принимает наименьшее значение, определены в предыдущих слайдах



# Расчёт ЛТХ

## Расчёт траектории набор



# Расчёт ЛТХ

## Расчёт траектории набора

### Результаты расчётов

Параметр	Значение	Единицы
$m_{T_{\text{наб}}}$	7225,6	кг
$L_{\text{наб}}$	278,04	км
$T_{\text{наб}}$	20,06	мин





# Расчёт ЛТХ

## Расчёт крейсерского полёта

### Выбор начальных параметров

$\bar{m}_{T_{\text{наб}}} = 0,5$  – относительная масса пустого снаряженного самолета

$\bar{m}_{\text{цн}} = 0,15$  – относительная масса целевой нагрузки

$\bar{m}_{\text{снп}} = 0,015$  – относительная масса топлива расходуемая при снижении и посадке

$\bar{m}_{T_{\text{наб}}}$  – относительная масса топлива, расходуемая при наборе высоты



# Расчёт ЛТХ

## Расчёт крейсерского полёта

### Выбор начальных параметров

$\bar{m}_{T_{\text{наб}}} = 0,5$  – относительная масса пустого снаряженного самолета

$\bar{m}_{\text{цн}} = 0,15$  – относительная масса целевой нагрузки

$\bar{m}_{\text{снп}} = 0,015$  – относительная масса топлива расходуемая при снижении и посадке

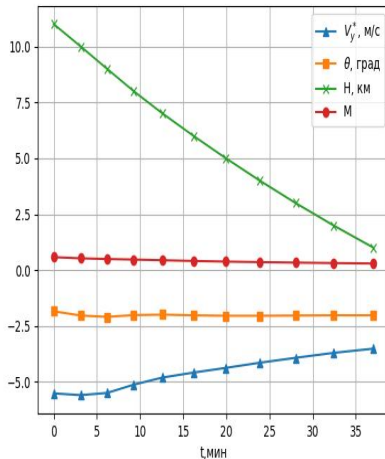
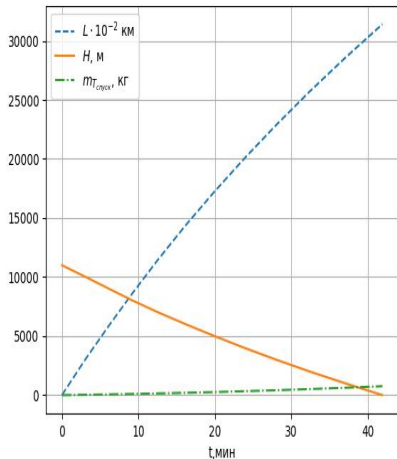
$\bar{m}_{T_{\text{наб}}}$  – относительная масса топлива, расходуемая при наборе высоты

### Результаты расчётов характеристик крейсерского полёта

Параметр	Значение	Единицы
$H_{\text{кр}}$	19.3	км
$L_{\text{кр}}$	7610,74	кг
$T_{\text{кр}}$	403,43	мин

# Расчёт ЛТХ

## Расчёт траектории спуска



# Расчёт ЛТХ

## Расчёт траектории спуска

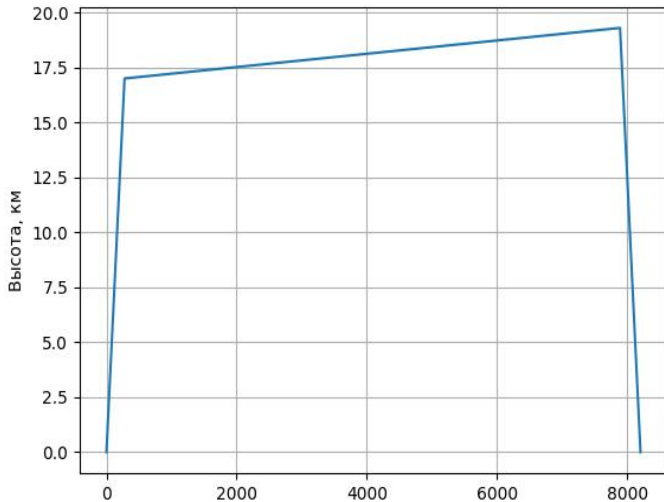
### Результаты расчётов

Параметр	Значение	Единицы
$m_{T_{\text{спуск}}}$	756,936	кг
$L_{\text{спуск}}$	314,16	км
$T_{\text{спусе}}$	41,929	мин



# Расчёт ЛТХ

## Расчёт траектории полёта



# Расчёт ЛТХ

Расчёт транспортных возможностей самолёта



# Расчёт ЛТХ

Расчёт транспортных возможностей самолёта

## Основные положения



# Расчёт ЛТХ

Расчёт транспортных возможностей самолёта

## Основные положения

Расчёт ведётся для трёх режимов





### Основные положения

Расчёт ведётся для трёх режимов

- Полет с максимальной коммерческой нагрузкой



# Расчёт ЛТХ

Расчёт транспортных возможностей самолёта

## Основные положения

Расчёт ведётся для трёх режимов

- Полет с максимальной коммерческой нагрузкой
- Полёт с максимальным запасом топлива



### Основные положения

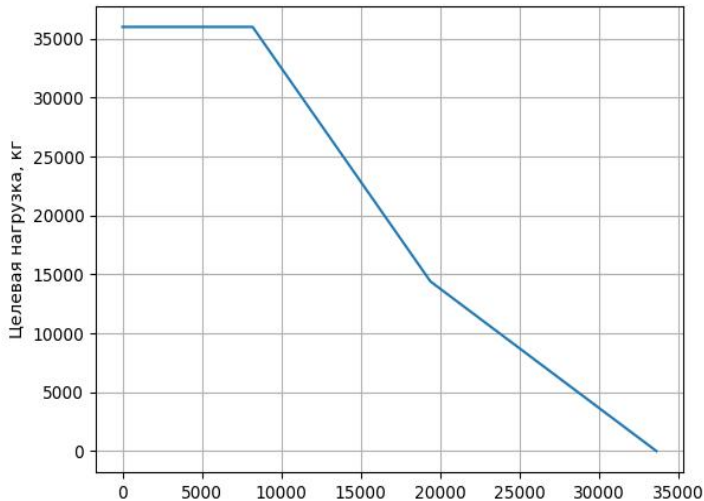
Расчёт ведётся для трёх режимов

- Полет с максимальной коммерческой нагрузкой
- Полёт с максимальным запасом топлива
- Полёт без коммерческой нагрузки ( $m_{\text{цн}} = 0$ ) с максимальным запасом топлива



# Расчёт ЛТХ

Диаграмма транспортных возможностей самолёта



# Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета

## Результаты расчётов

$V_{отр}, \text{ м/с}$	$L_p, \text{ м}$	$L_{вд}, \text{ м}$	$V_{кас}, \text{ м/с}$	$L_{проб}, \text{ м}$	$L_{пд}, \text{ м}$
88,85	1125,37	1392	64,58	576	1200,78



## Основные положения

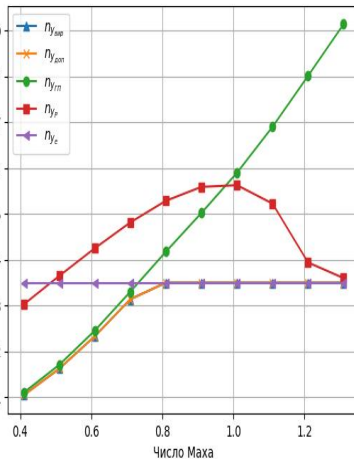
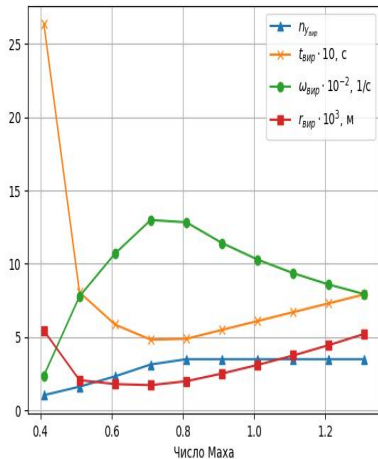
Для неманёвренного самолёта характеристики предельного правильного виража рассчитываются для высоты  $H = 6$  км. Характеристики маневренности рассчитываются при 50%-ом выгорании топлива для массы самолета:

$$\bar{m}_c = 1 - 0,5\bar{m}_T$$



# Расчёт характеристик манёвренности

## Графики



# Синтез системы автоматического управления





## Задачи раздела

Расчет коэффициентов и моделирование системы стабилизации вертикальной скорости самолета для Concorde:

- Выбор параметров привода
- Расчет и оценка коэффициентов обратных связей и коэффициентов стабилизации системы
- Частотный анализ контуров системы
- Моделирование и анализ линейной и нелинейной САУ



# Синез системы автоматического регулирования

## Исследуемая модель

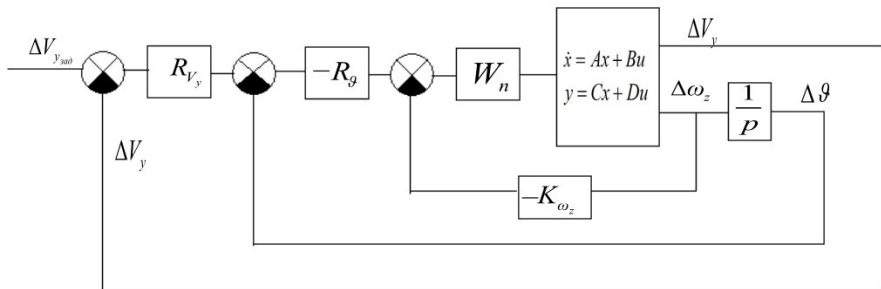
$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \bar{Y}^{\alpha} \alpha \\ \dot{\omega}_z = \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_B} \delta_B \\ \dot{V}_y = V \cdot \bar{Y}^{\alpha} \alpha \end{cases}$$

$$A = \begin{pmatrix} -\bar{Y}^{\alpha} & 1 & 0 \\ \bar{M}_z^{\alpha} & \bar{M}_z^{\omega_z} & 0 \\ V \cdot \bar{Y}^{\alpha} & 0 & 0 \end{pmatrix}; B = \begin{pmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^{\delta_B} \\ 0 \end{pmatrix}; C = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; D = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$



# Синтез системы автоматического регулирования

## Структурная схема системы стабилизации вертикальной скорости самолета



# Синтез системы автоматического управления

## Выбор параметров привода



### Передаточная функция привода

При решении задачи синтеза сервопривод описывается передаточной функцией колебательного звена:

$$W_n = \frac{1}{T_n^2 p^2 + 2\xi_n T_n p + 1} \quad (1)$$

Значение постоянной времени  $T_n$  сервопривода, от которой зависит его полоса пропускания, определяется следующим образом:

Устанавливается максимальное значение собственной частоты недемпфированных колебаний  $\omega_0 = \frac{1}{T_c}$  в варианте управления продольным движением самолета, и исходя из этих значений, определяется потребная ширина полосы пропускания сервопривода (см. формула 1):

# Синтез системы автоматического управления

## Выбор параметров привода

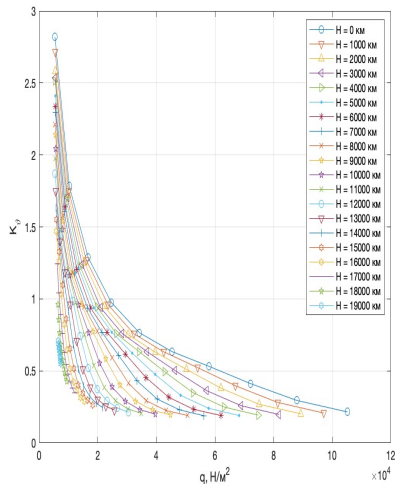
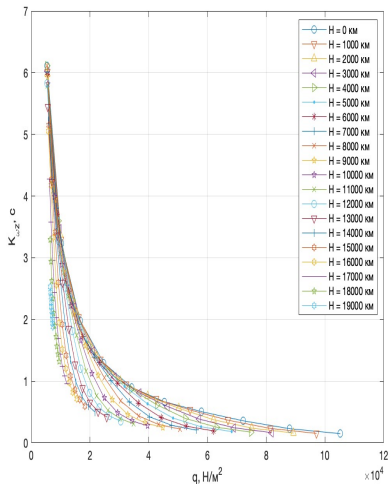
### Вывод

- Максимальное значение  $\omega_0$  находится у поверхности земли со значением  $M = 1$  ( $\omega_{0_{max}} = 5,74 \frac{1}{c}$ ).
- $\omega_n = 37,19 \frac{1}{c} \Rightarrow T_n = 0.0269 c$
- Из данного ряда чисел  $[0,02; 0,025; 0,003; 0,035; 0,04; 0,045; 0,05]$  0,0269 более близко к 0,025, следовательно, данное число мы и примем за постоянную времени привода. Исходя из вышесказанного, получаем  $\omega_n = 40 \frac{1}{c}$ ,  $T_n = 0.025 c$ ,  $\xi = 0,5$ .



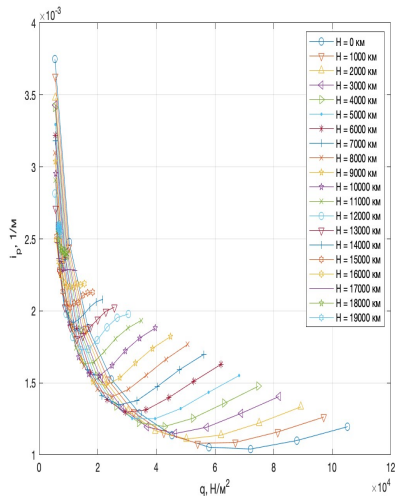
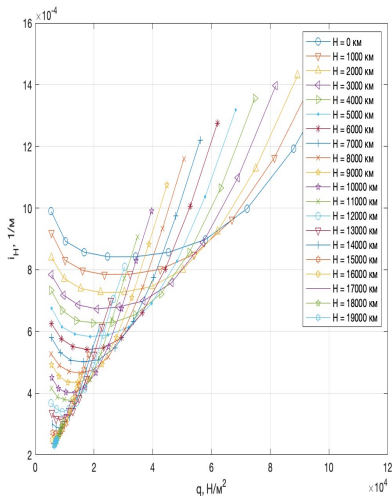
# Синтез системы автоматического управления

## Расчёт коэффициентов стабилизации системы



# Синтез системы автоматического управления

## Расчёт коэффициентов стабилизации системы





# Синтез системы автоматического управления

## Расчёт коэффициентов стабилизации системы

### Вывод

Полученные значения коэффициентов обратных связей были успешно найдены и применены на модели рассматриваемой системы стабилизации вертикальной скорости в системе «Simulink».

Моделирование показало, что коэффициенты найдены верно, так как заданная вертикальная скорость равна вертикальной скорости на выходе из системы. Более подробно будут показаны результаты моделирования и сама модель в разделе «Нелинейное моделирование».



# Синтез системы автоматического управления

Моделирование и анализ линейной и нелинейной САУ



### Основные положения

Целью частотного анализа является построение логарифмических амплитудных и фазовых частотных характеристик (ЛАФЧХ) разомкнутых и замкнутых контуров управления до синтеза и после синтеза и проведение их сравнительного анализа.



# Синтез системы автоматического управления

Моделирование и анализ линейной и нелинейной САУ

## Основные положения

Целью частотного анализа является построение логарифмических амплитудных и фазовых частотных характеристик (ЛАФЧХ) разомкнутых и замкнутых контуров управления до синтеза и после синтеза и проведение их сравнительного анализа.

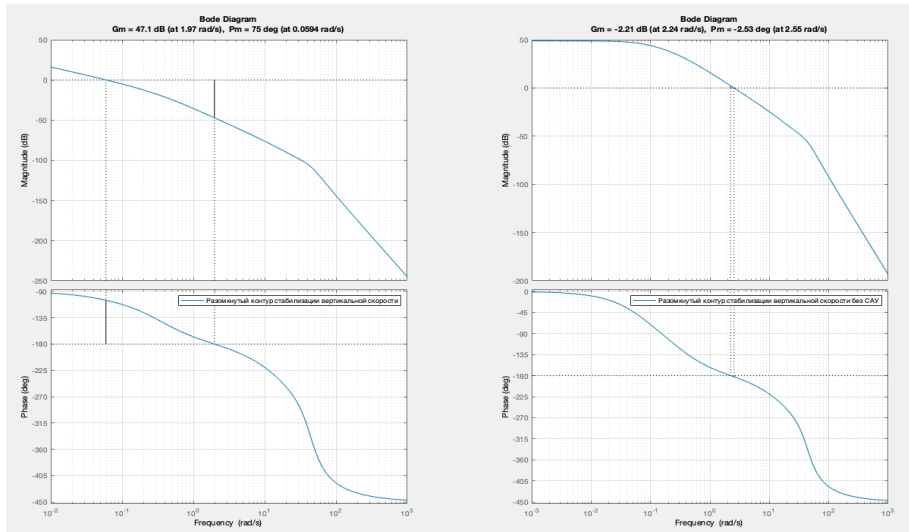
## Примечание

В данной презентации будет приведены частотные характеристики только для крейсерского полёта, для остальных режимов всё аналогично.



# Синтез системы автоматического управления

## Частотный анализ крейсерского режима полёта



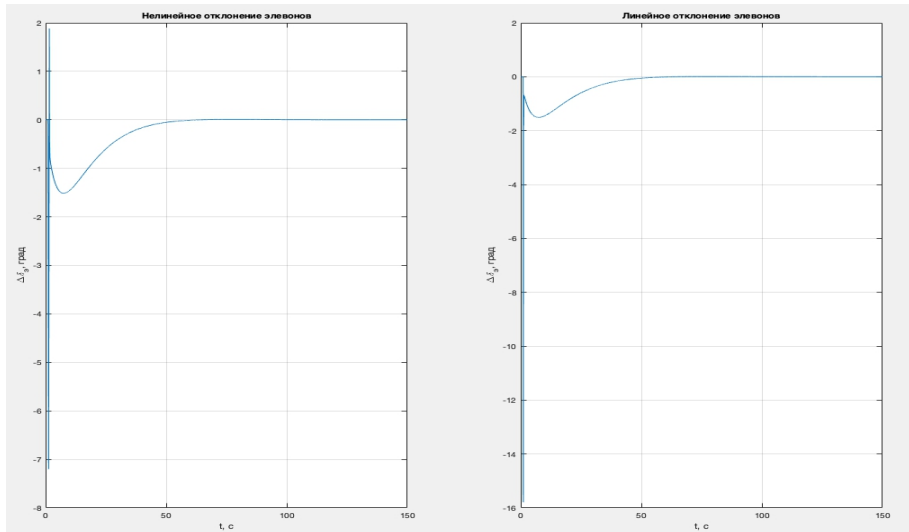
### Общие положения

В данном разделе проводится анализ линейной и нелинейной САУ. В Simulink реализуется система управления на крейсерском режиме полета. Крейсерскому режиму полета для самолета-прототипа Concorde соответствуют  $M=0,982$  и  $H=17$  км.



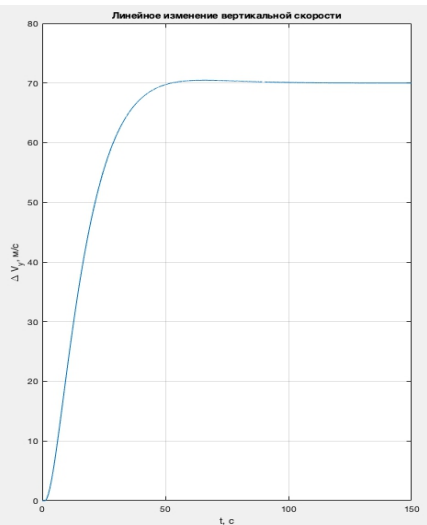
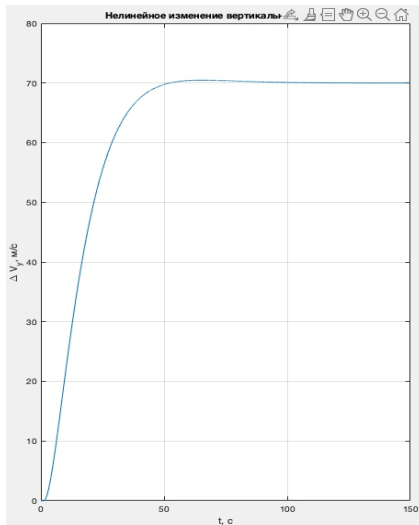
# Синтез системы автоматического управления

## Отклонения элевонів для стабилизации угла скольжения



# Синтез системы автоматического управления

Выходной сигнал системы стабилизации вертикальной скорости самолета





### Задачи



### Задачи

- 1 Зачем использовать обратную динамику



### Задачи

- 1 Зачем использовать обратную динамику
- 2 Проблемы использования обратной динамики

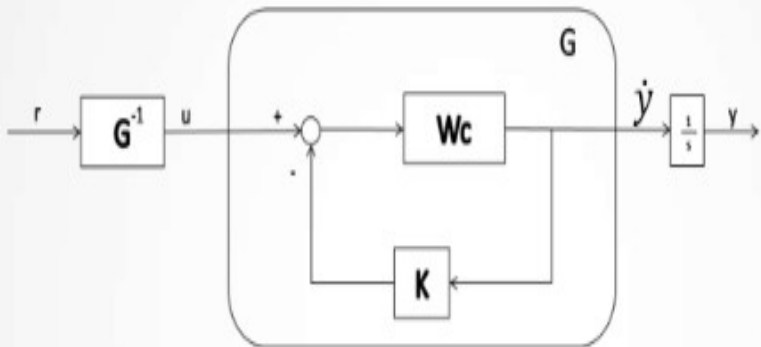


### Задачи

- 1 Зачем использовать обратную динамику
- 2 Проблемы использования обратной динамики
- 3 Применение PI-контроллера в обратной динамики



### Схема



# Обратная динамика

## Проблемы использования



### Важно

- Порядок числителя выше порядка знаменателя
- "Шаткая" робастность системы

### Пример

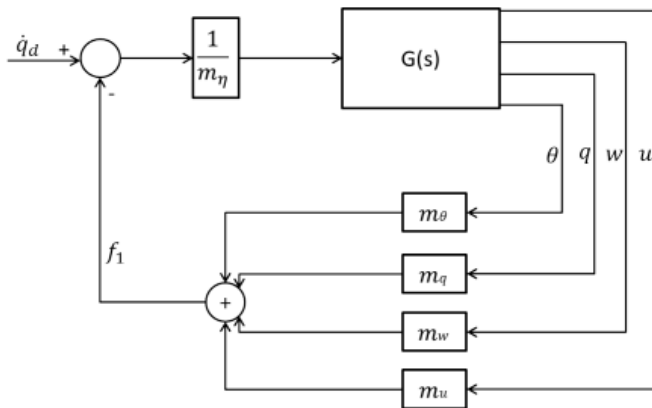
$$G^{-1} = \frac{a_n p^k + a_{n-1} p^{k-1} + \dots + a_0}{b_m p^{k-1} + b_{m-1} p^{k-2} + \dots + b_0}$$



# Обратная динамика

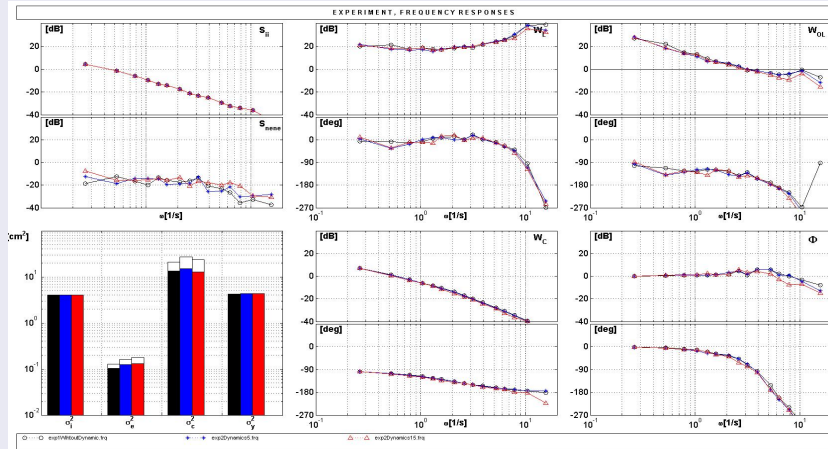
## Робастность системы

### Схема





### Результаты экспериментов



# Обратная динамика

## Робастность системы

№ э.	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\sigma_c^2, \text{см}^2$	$n_e, \text{см}^2$
1	0.103	13.54	0.0254
2	0.125	15.14	0.037
3	0.131	12.74	0.047



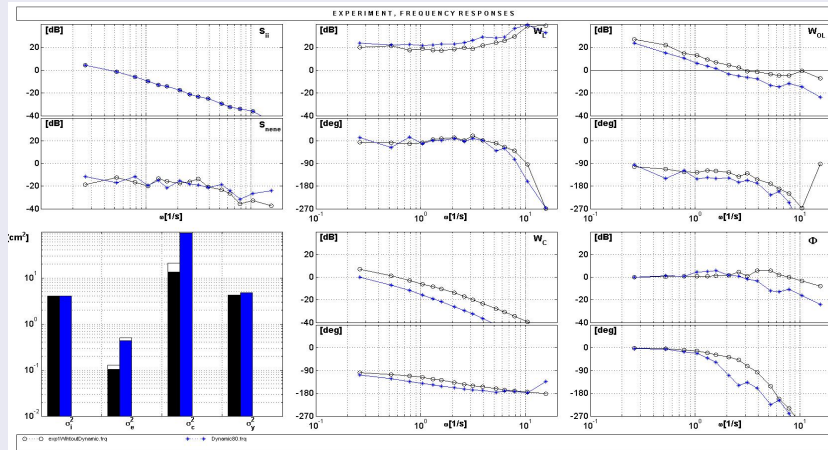
# Обратная динамика

## Робастность системы

№ э.	Нули	Полюса	$\xi$	$\omega_c, 1/c$
1	-2	-	1.0	0.5
2	-1.9392 -0.7473 -0.0164 0	-0.7537 -0.0161 0	1.0	$1.59 \cdot 10^{-4}$ $1.64 \cdot 10^{-2}$ $7.47 \cdot 10^{-1}$ 1.94
3	-1.8207 -0.8033 -0.0185 0	0.8255 -0.0177 0	1.0	0 $1.85 \cdot 10^{-2}$ $8.03 \cdot 10^{-1}$ 1.82



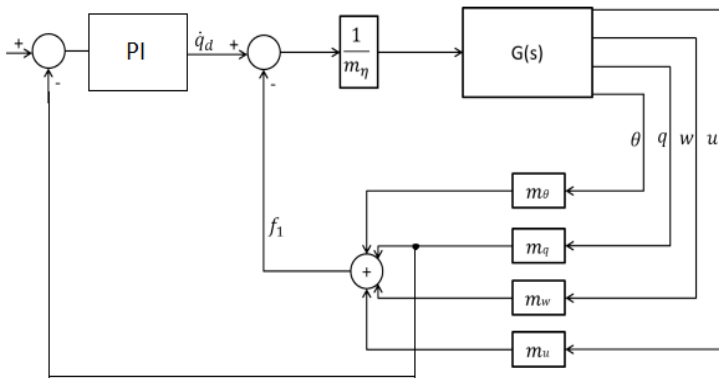
### Результаты при изменении динамик самолёта на 80 %



# Обратная динамика

Улучшение робастности с применением PI-контроллера

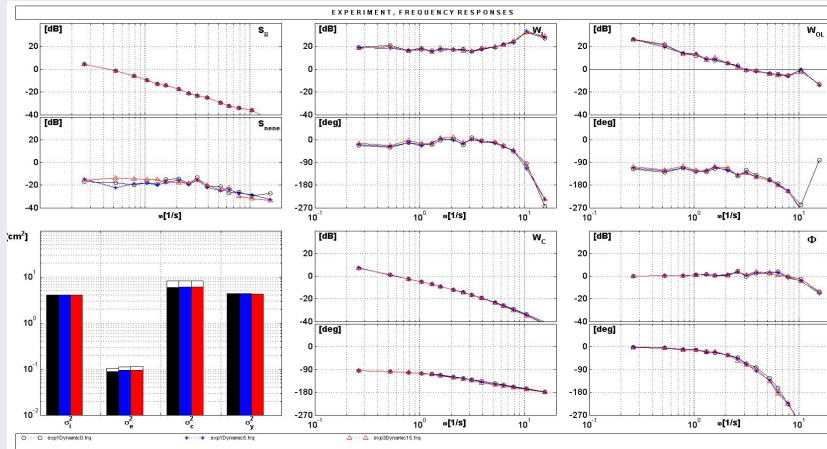
## Схема



# Обратная динамика

Улучшение робастности с применением PI-контроллера

## Результаты экспериментов



# Обратная динамика

## Робастность системы

№ э.	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\sigma_c^2, \text{см}^2$	$n_e, \text{см}^2$
1	0.0886	5.913	0.01611
2	0.0952	6.01	0.01591
3	0.0943	6.004	0.01712



# Обратная динамика

## Робастность системы

№ э.	Полюса	Нули	$\xi$	$\omega_c, 1/c$
1	$-3.0000 + 1.0000i$ $-3.0000 - 1.0000i$	-2.5	0.95	3.16
2	$-2.8660 + 1.1287i$ $-2.8660 - 1.1287i$ $-0.7547 + 0.0000i$ 0 $-0.0161 + 0.0000i$	-0.0161 -0.7537 -2.5000 0.0000	1.0 1.0 1.0 0.93 0.93	0 $1.61 \cdot 10^{-2}$ $7.51 \cdot 10^{-2}$ 3.08
3	$-2.5975 + 1.3096i$ $-2.5975 - 1.3096i$ $-0.8292 + 0.0000i$ 0 $-0.0177 + 0.0000i$	-0.0177 -0.8255 -2.5000 0	1 1 1 0.893	0 $1.77 \cdot 10^{-2}$ $8.29 \cdot 10^{-1}$ 2.91





Спасибо за внимание

