

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

А.Е. Пащенко

Московский авиационный институт



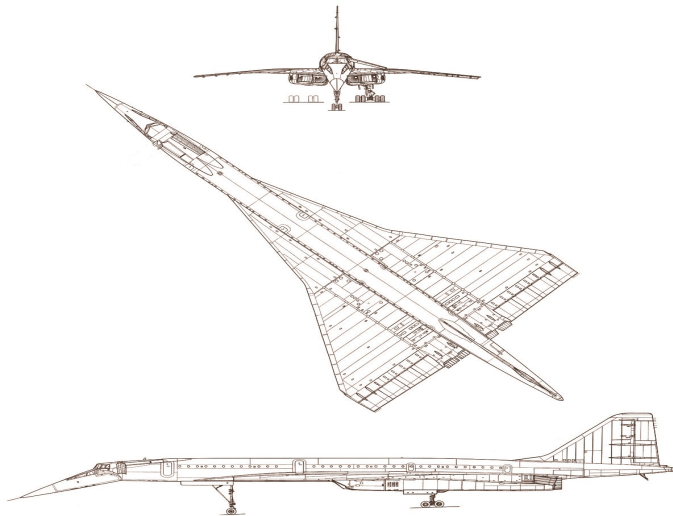
Цель дипломной работы



Задачи

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





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 $M_{max} P$

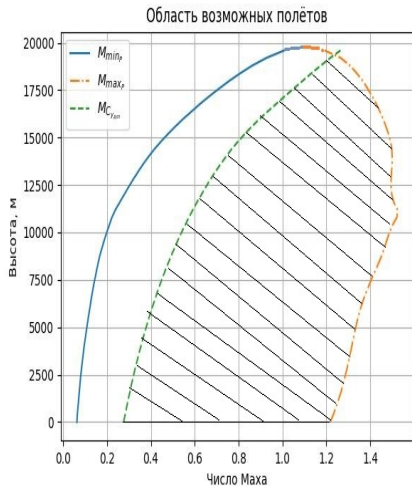
Дополнительные ограничения

- Ограничение по C_y доп
- Ограничение по $M_{пред}$
- Ограничение по q_{max}



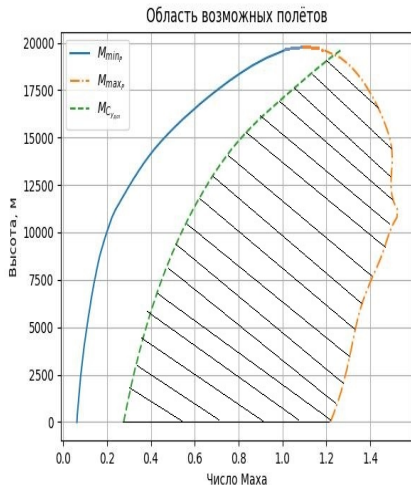
Расчёт ЛТХ

Расчёт области возможных полётов



Расчёт ЛТХ

Расчёт области возможных полётов



Определение области

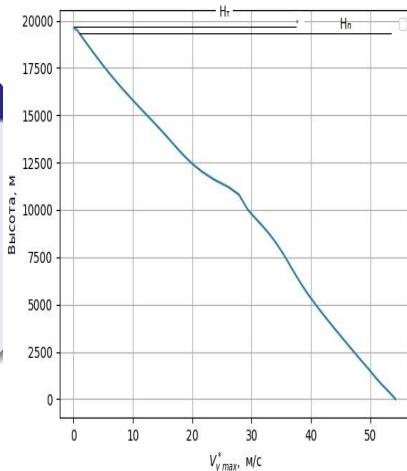
- $M_{min} = \max\{M_{min \text{ } P}, M_{C_{y \text{ } доп}}\}$
- $M_{max} = \min\{M_{max \text{ } P}, M_{пред}, M_{q_{max}}\}$



Расчёт ЛТХ

Определение теоретического и практического потолка

Потолки

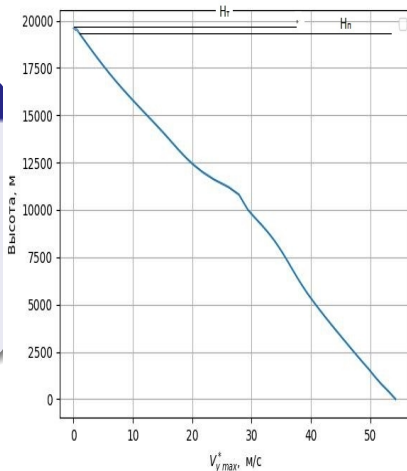


Расчёт ЛТХ

Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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



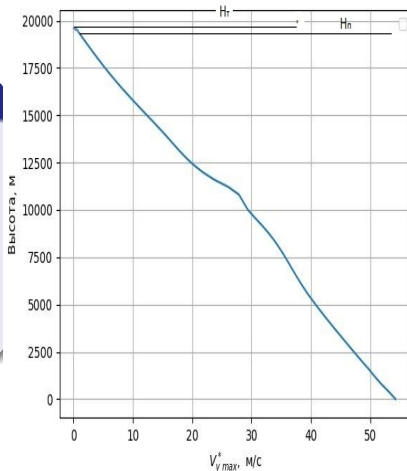
Расчёт ЛТХ

Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

$$H_T = 19,8 \text{ км}$$



Расчёт ЛТХ

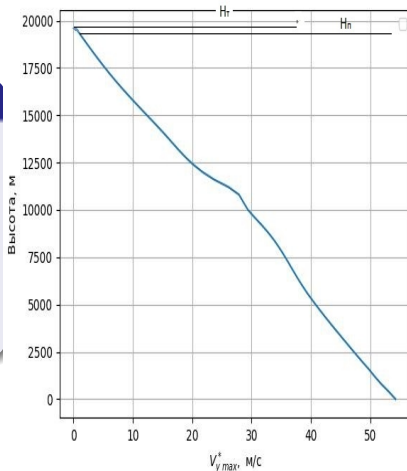
Определение теоретического и практического потолка

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

Расчёт траектории полёта

Траектория



Траектория

Траекторию полёта принято разделять на три этапа

- Набор высоты
- Крейсерский полёт
- Снижение



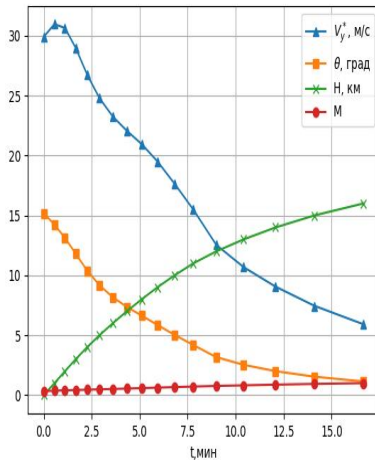
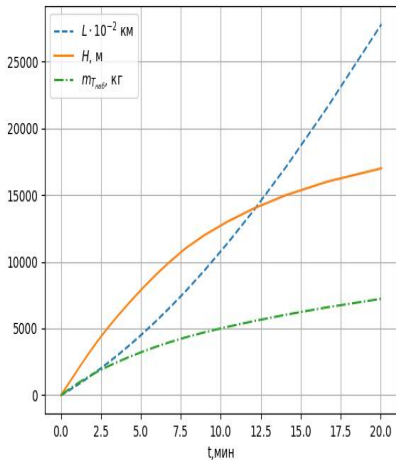
Выбор начальных параметров

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 расходотоплива 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	начение	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

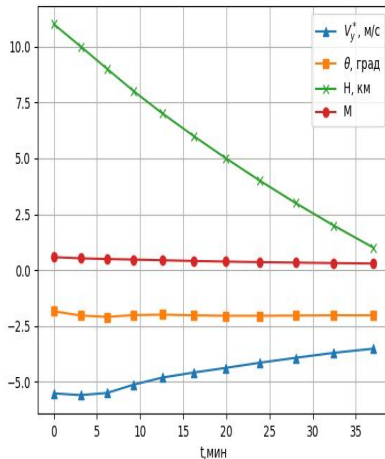
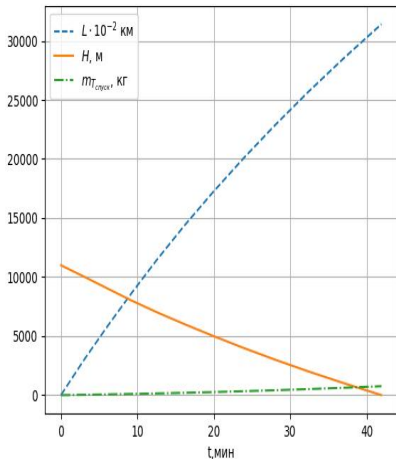
$\bar{m}_{T_{\text{наб}}}$ – относительная масса топлива, расходуемая при наборе высоты

Результаты расчётов характеристик крейсерского полёта

Параметр	Значение	Единицы
$H_{\text{к кр}}$	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

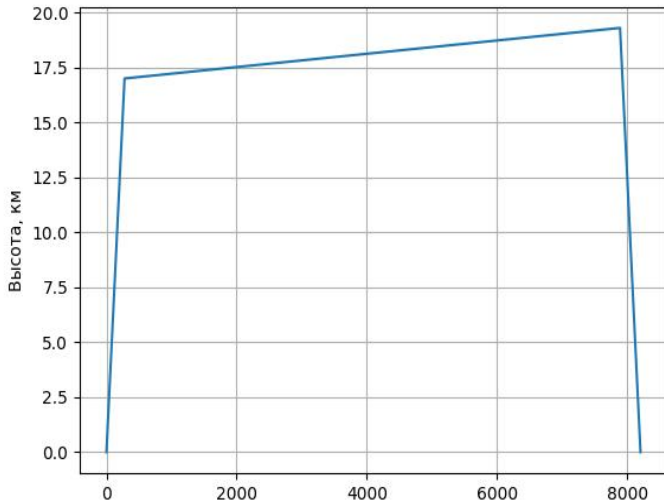
Результаты расчётов

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



Основные положения

Расчёт ведётся для трёх режимов

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



Основные положения

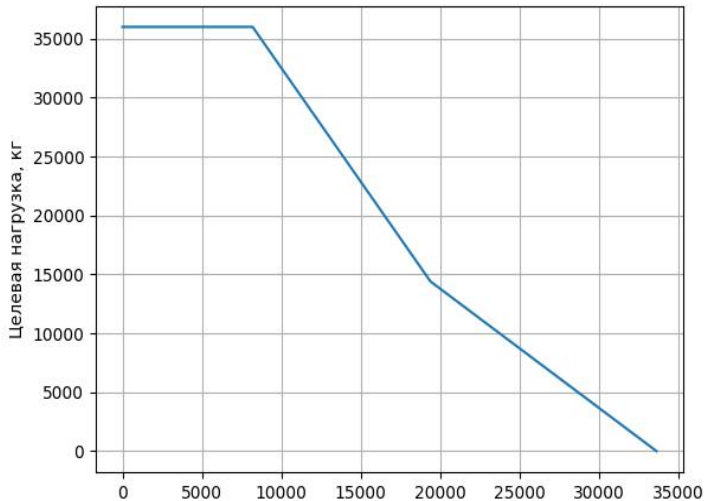
Расчёт ведётся для трёх режимов

- 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

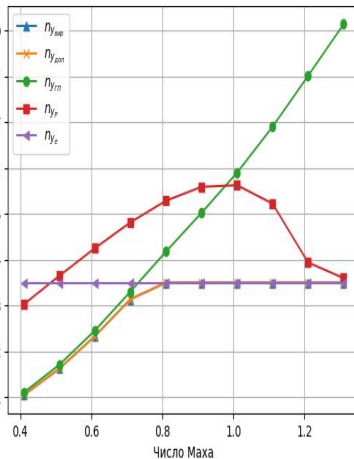
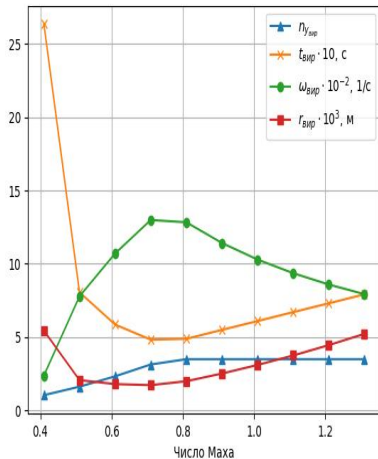
Для неманёвренного самолёта характеристики предельного правильного виража рассчитываются для высоты $H = 6$ км. Характеристики маневренности рассчитываются при 50%-ом выгорании топлива для массы самолета:

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



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

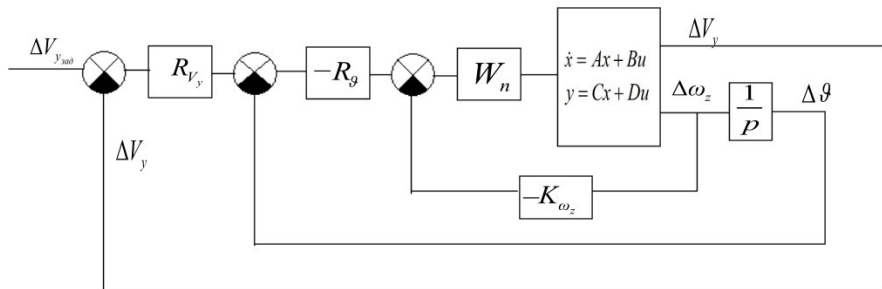
$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \bar{Y}^{\alpha} \alpha \\ \dot{\omega}_z = \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_B} \delta_B \\ \dot{V}_y = V \cdot \bar{Y}^{\alpha} \alpha \end{cases}$$

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



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

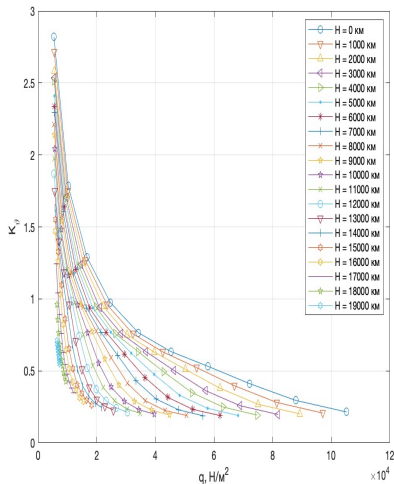
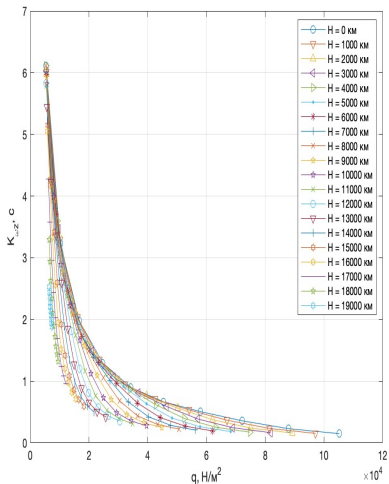
Вывод

- Максимальное значение ω_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 $\omega_n = 40 \frac{1}{c}$, $T_n = 0.025 c$, $\xi = 0,5$.



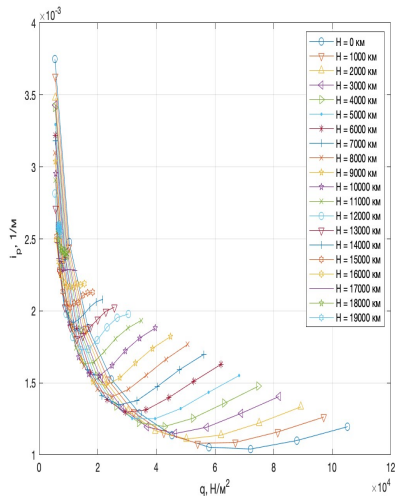
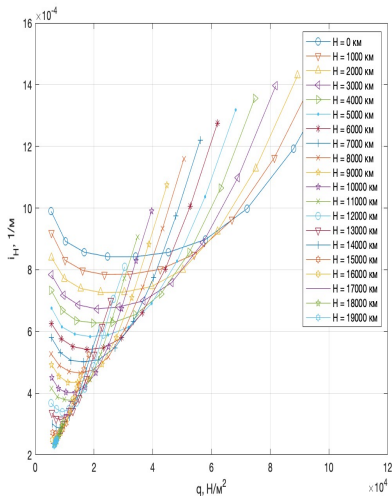
Синтез системы автоматического управления

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.

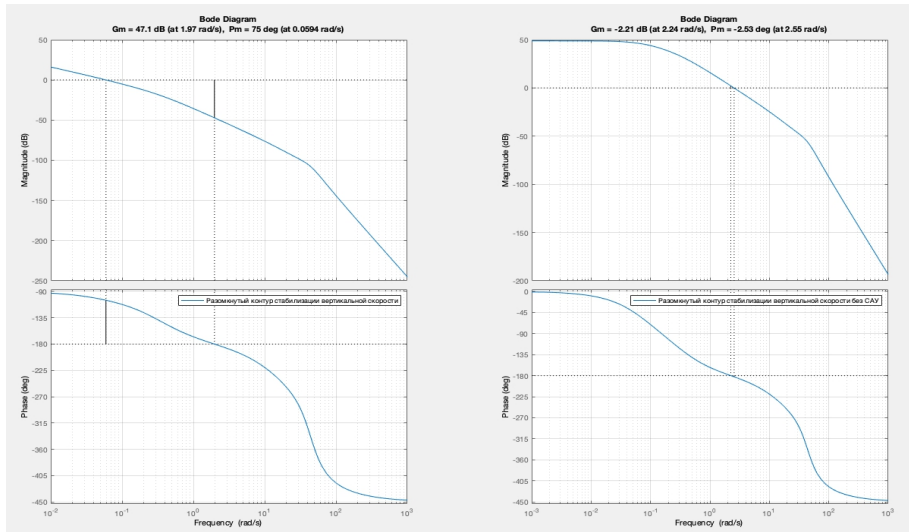
Примечание

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



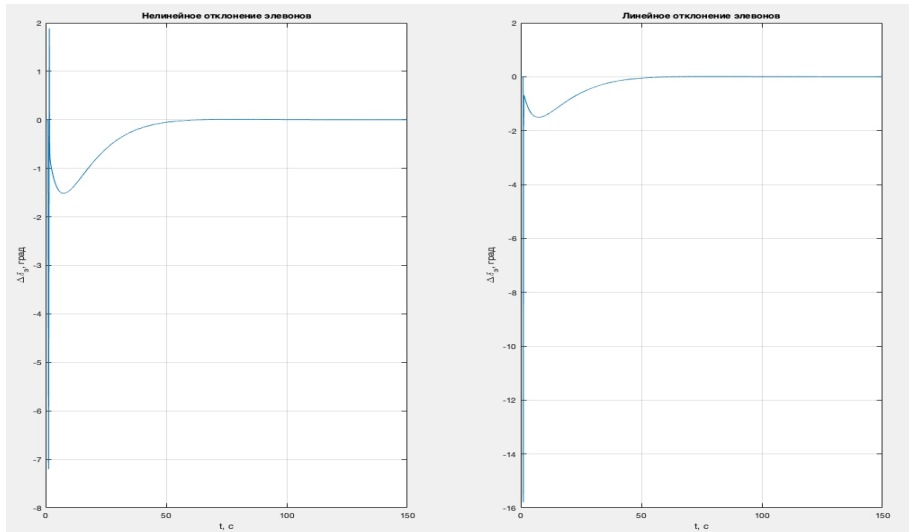
Общие положения

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.



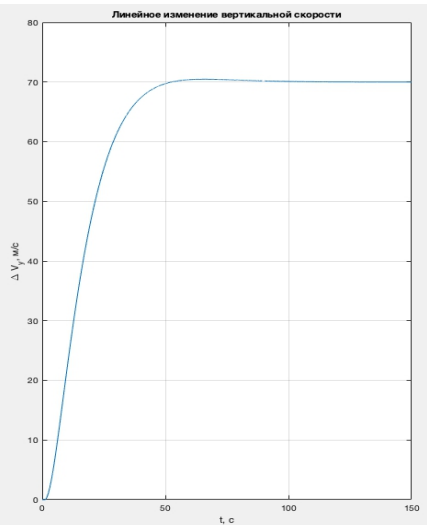
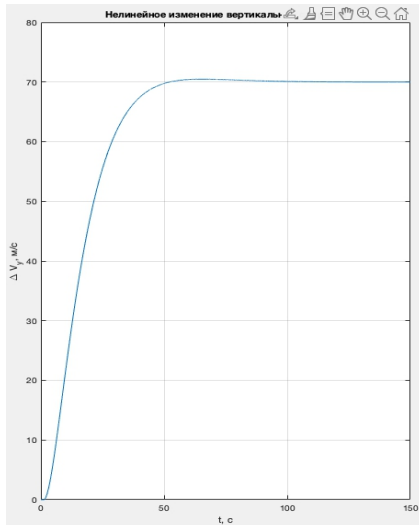
Синтез системы автоматического управления

Отклонения элевонов для стабилизации угла скольжения



Синтез системы автоматического управления

Выходной сигнал системы стабилизации вертикальной скорости самолета



Обратная динамика

Цели раздела



Спасибо за внимание

