



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.

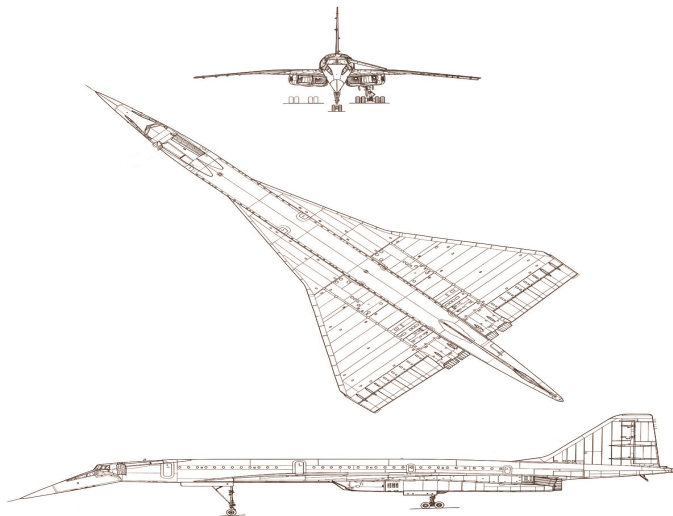


Задачи

- 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.

Фишечки

- Все расчеты проводились при помощи языков программирования MATLAB, Python.
- Работа с моделью САУ и её анализ проводились при помощи «Simulink».
- Отчёт оформлен с применением языка разметки Latex.



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



Основные ограничения

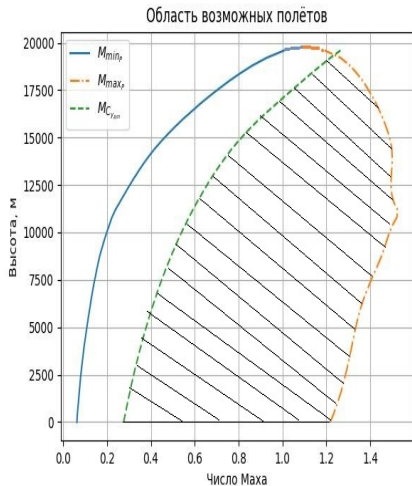
- Ограничение по $M_{min P}$
- Ограничение по $M_{max P}$

Дополнительные ограничения

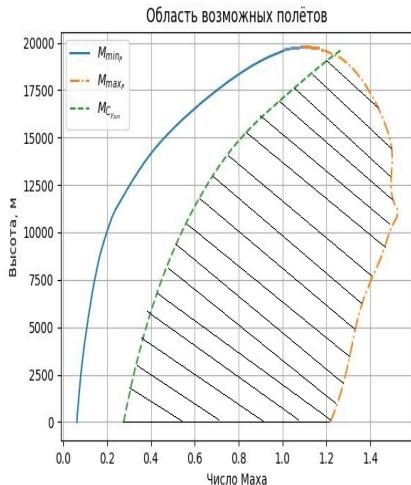
- Ограничение по $C_{y \text{ доп}}$
- Ограничение по $M_{\text{пред}}$
- Ограничение по q_{max}



Расчёт области возможных полётов



Расчёт области возможных полётов



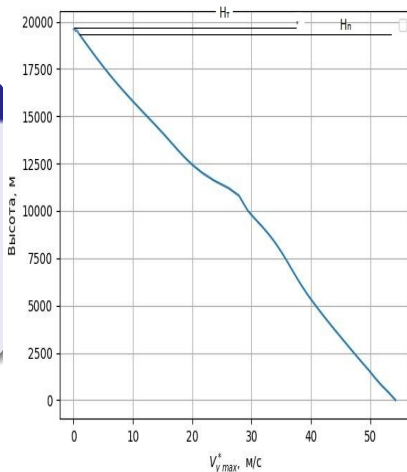
Определение области

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



Определение теоретического и практического потолка

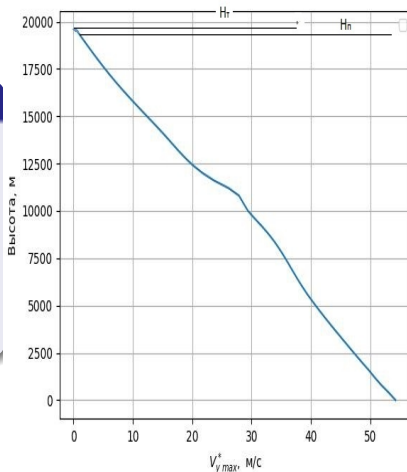
Потолки



Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

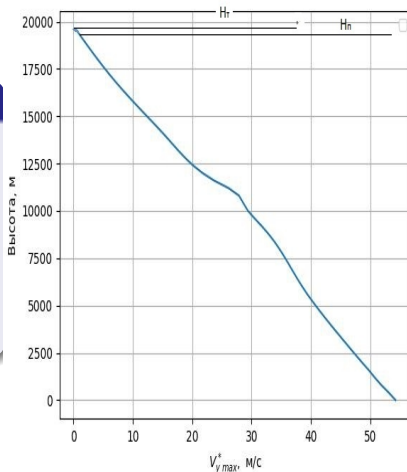


Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

$$H_T = 19,8 \text{ км}$$



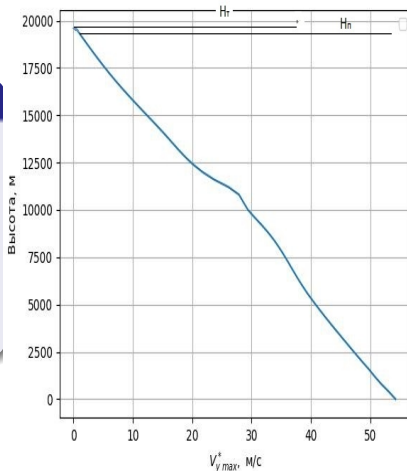
Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

$$H_T = 19,8 \text{ км}$$

$$H_{\text{пр}} = 19,5 \text{ км}$$



Траектория



Траектория

Траекторию полёта принято разделять на три этапа

- Набор высоты
- Крейсерский полёт
- Снижение

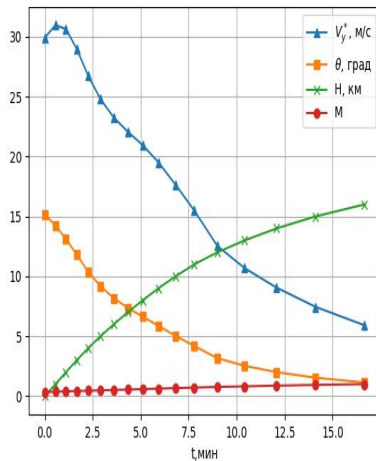
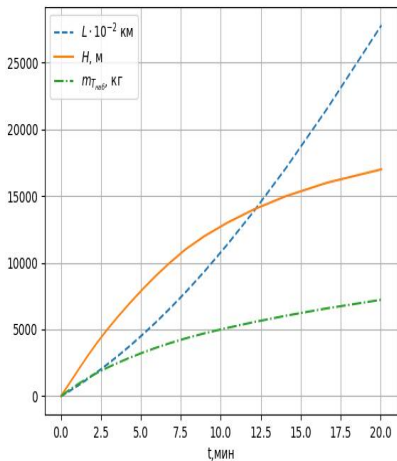


Выбор начальных параметров

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 траектории набор



Результаты расчётов

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



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 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

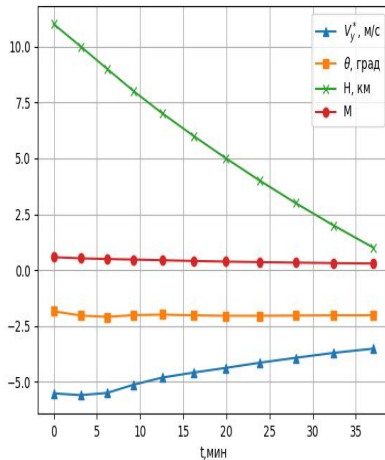
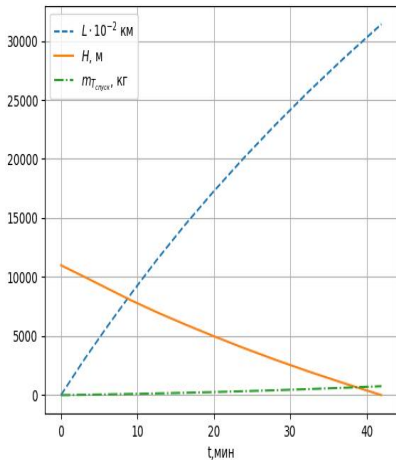
$\bar{m}_{\text{снп}} = 0,015$ – относительная масса топлива расходуемая при снижении и посадке

$\bar{m}_{T_{\text{наб}}}$ – 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 траектории спуска

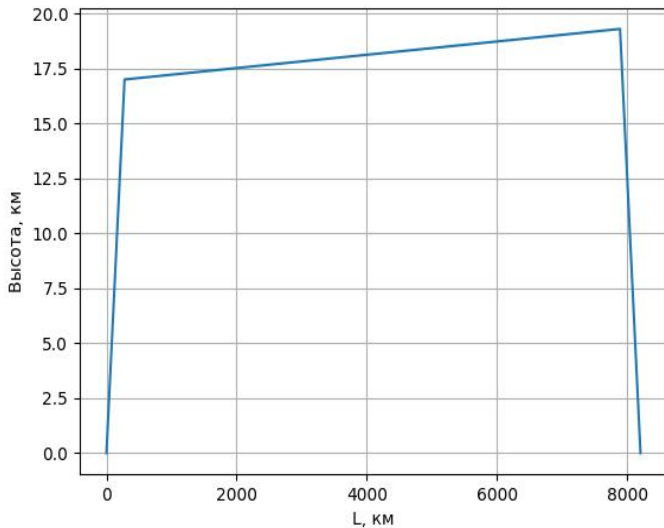


Результаты расчётов

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



Расчёт траектории полёта



Расчёт транспортных возможностей самолёта



Основные положения



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



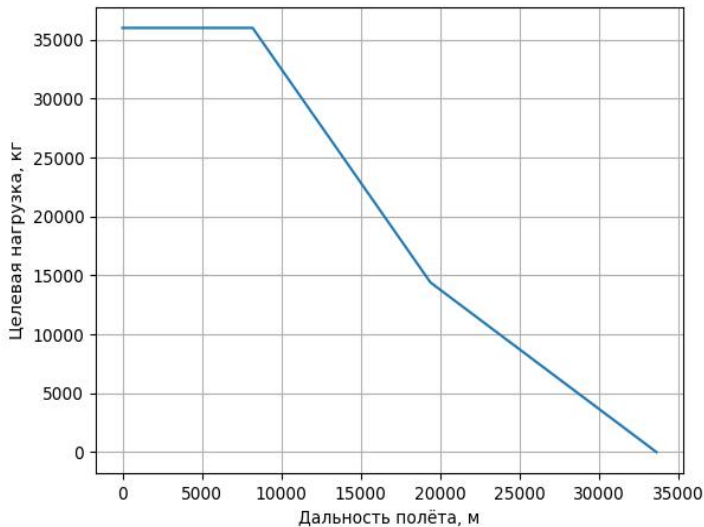
Основные положения

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



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



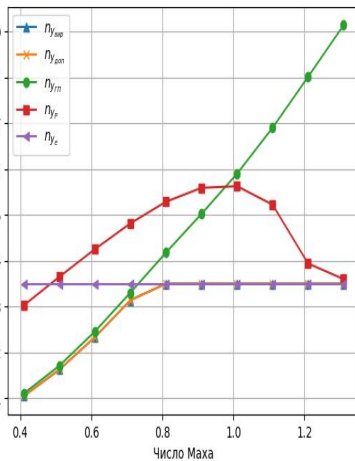
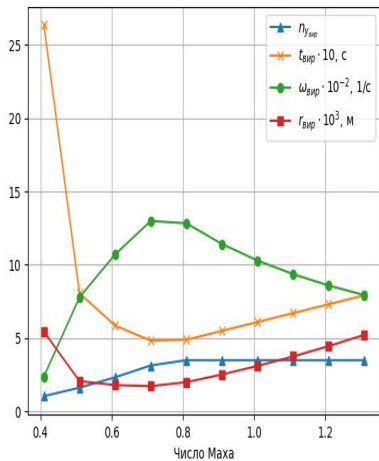
Основные положения

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



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

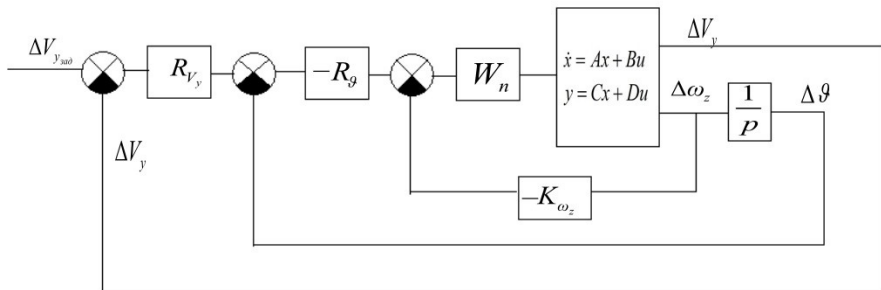


$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \bar{Y}^{\alpha}\alpha \\ \dot{\omega}_z = \bar{M}_z^{\alpha}\alpha + \bar{M}_z^{\omega_z}\omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_B}\delta_B \\ \dot{V}_y = V \cdot \bar{Y}^{\alpha}\alpha \end{cases}$$

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



Структурная схема системы стабилизации вертикальной скорости самолета



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):

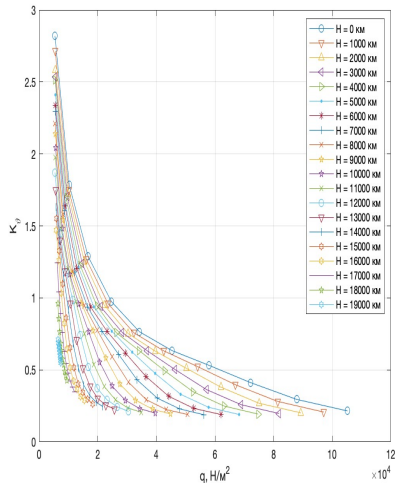
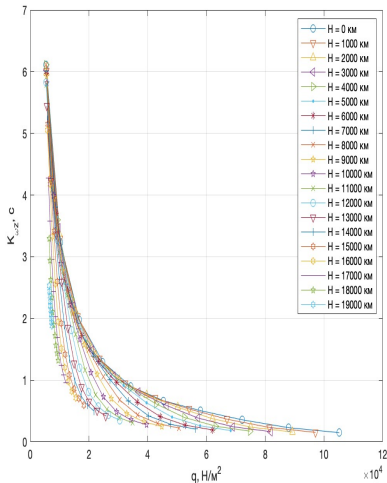


Вывод

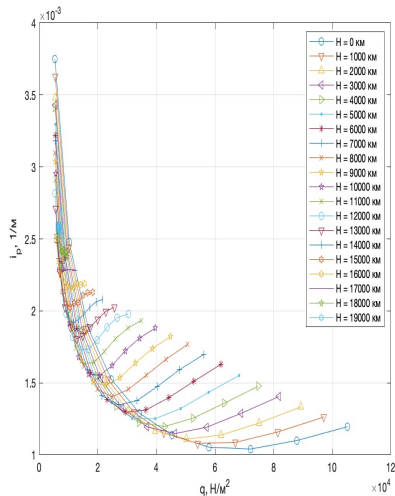
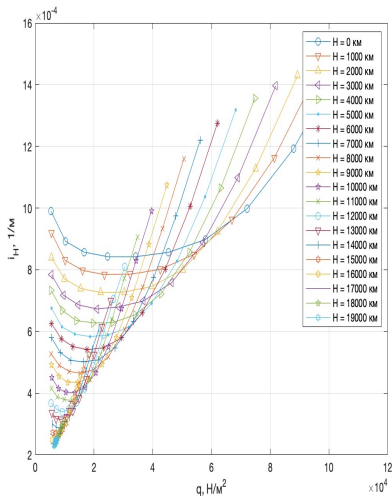
- Максимальное значение ω_0 находится у поверхности земли со значением $M = 1$ ($\omega_{0max} = 5,74 \frac{1}{c}$).
- $\omega_n = 37,19 \frac{1}{c} \Rightarrow T_n = 0.0269 c$
- Из данного ряда чисел $[0,02; 0,025; 0,003; 0,035; 0,04; 0,045; 0,05]$ $0,0269$ более близко к $0,025$, следовательно, данное число мы и примем за постоянную времени привода. Исходя из вышесказанного, получаем $\omega_n = 40 \frac{1}{c}$, $T_n = 0.025 c$, $\xi = 0,5$.



Расчёт коэффициентов стабилизации системы



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».





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.



Основные положения

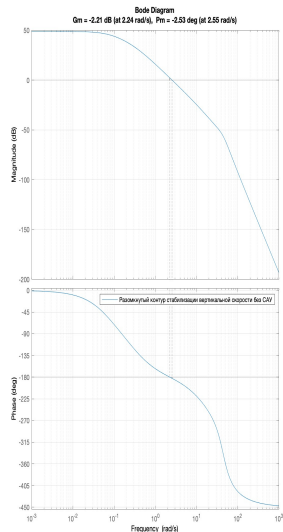
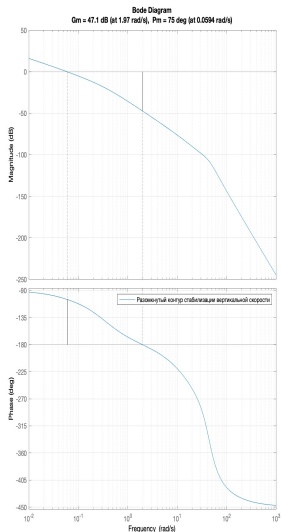
Целью частотного анализа является построение логарифмических амплитудных и фазовых частотных характеристик (ЛАФЧХ) разомкнутых и замкнутых контуров управления до синтеза и после синтеза и проведение их сравнительного анализа.

Примечание

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



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.



Спасибо за внимание

