

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.



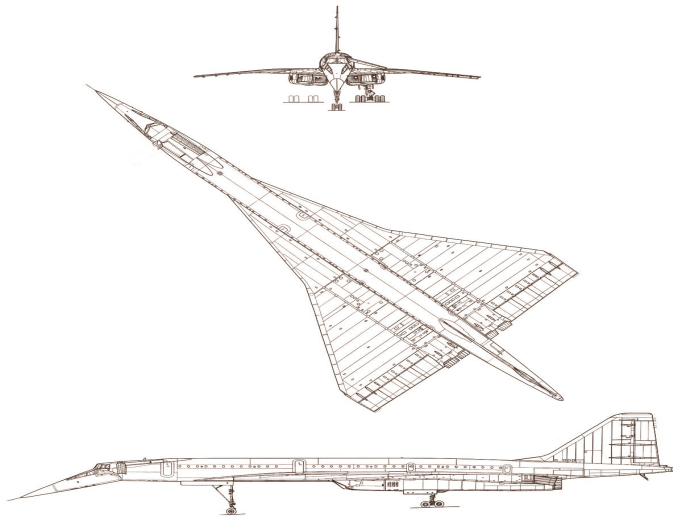
Задачи

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

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.

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



Основные ограничения

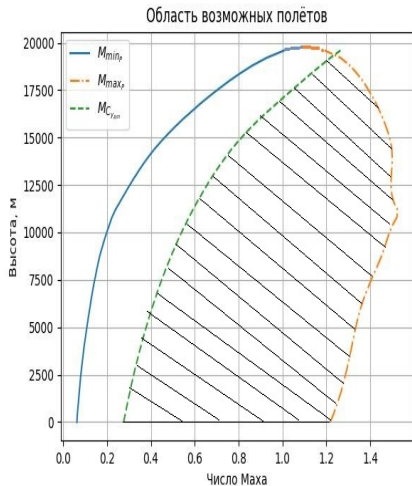
- Ограничение по $M_{min P}$
- Ограничение по $M_{max P}$

Дополнительные ограничения

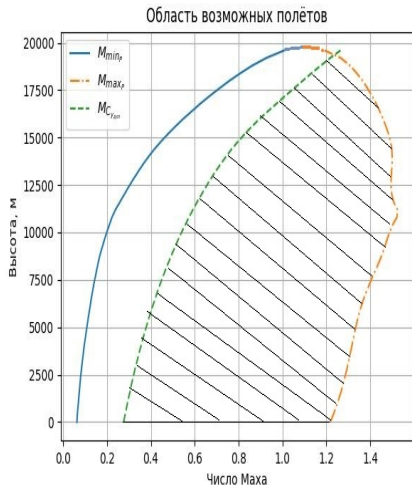
- Ограничение по $C_{y \text{ доп}}$
- Ограничение по $M_{\text{пред}}$
- Ограничение по q_{max}



Расчёт области возможных полётов



Расчёт области возможных полётов



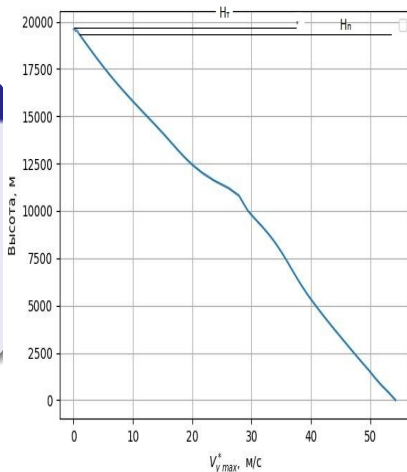
Определение области

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



Определение теоретического и практического потолка

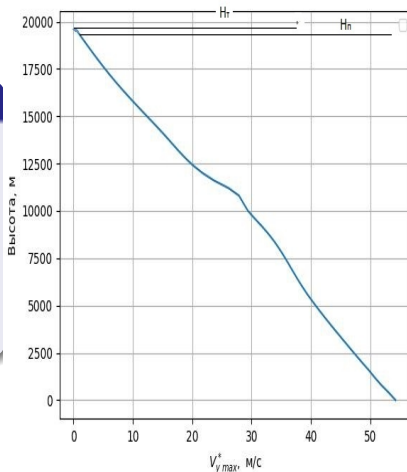
Потолки



Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

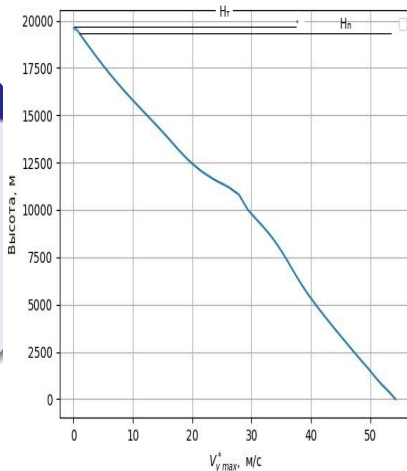


Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

$$H_T = 19,8 \text{ км}$$



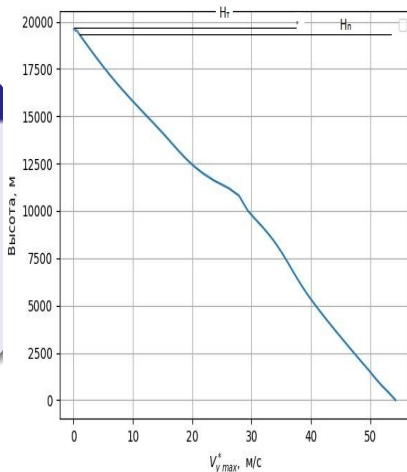
Определение теоретического и практического потолка

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

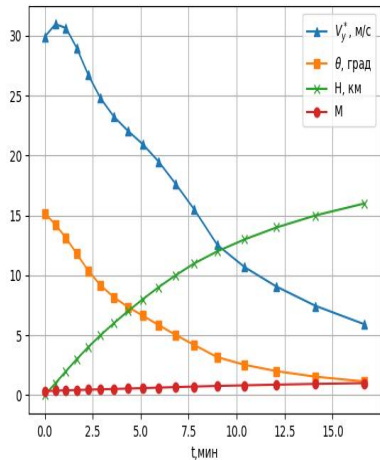
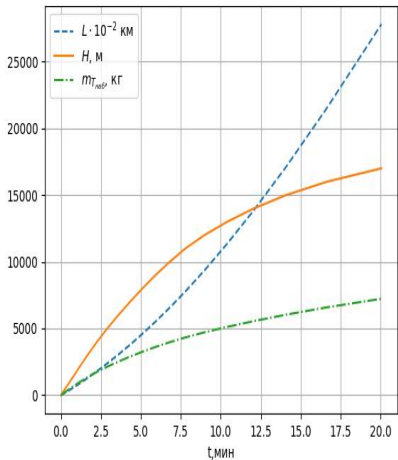


Выбор начальных параметров

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

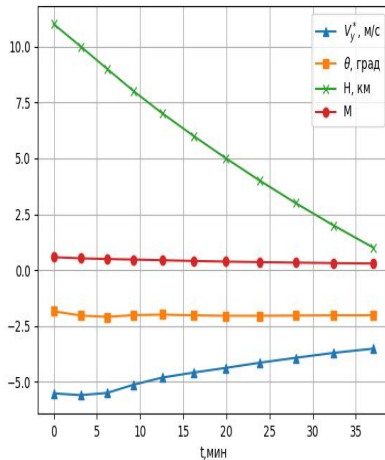
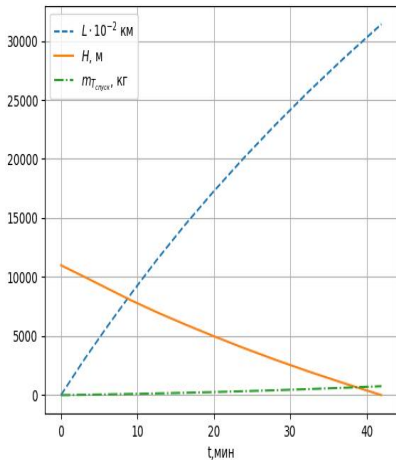
$\bar{m}_{\text{снп}} = 0,015$ – относительная масса топлива расходуемая при снижении и посадке

$\bar{m}_{T_{\text{наб}}}$ – 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

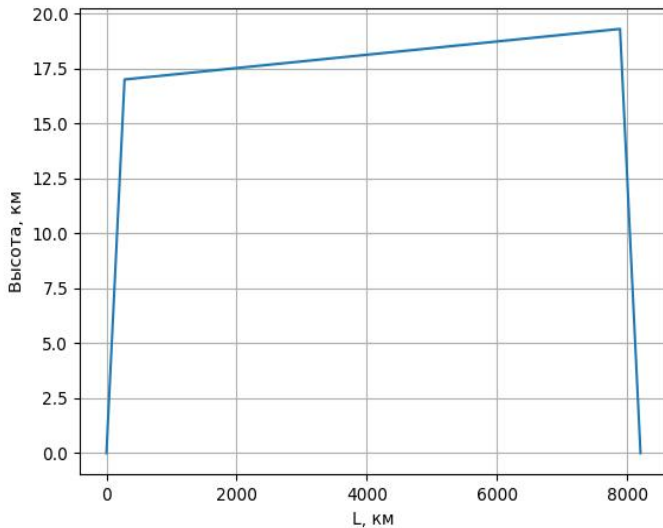


Результаты расчётов

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



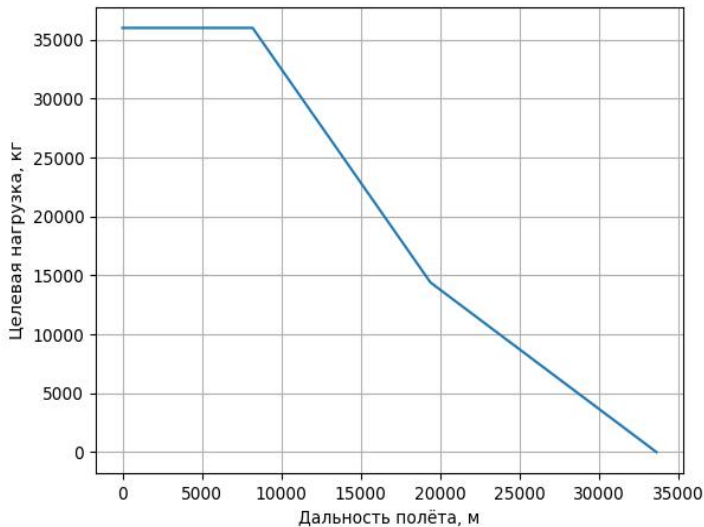
Основные положения

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



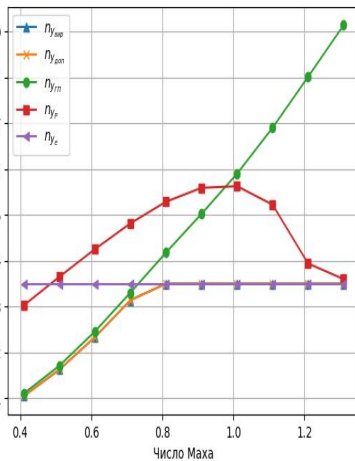
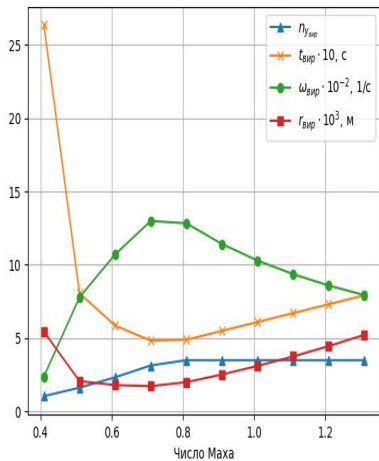
Основные положения

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



Спасибо за внимание

