

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

А.Е. Пащенко

Московский авиационный институт



Задачи дипломной работы

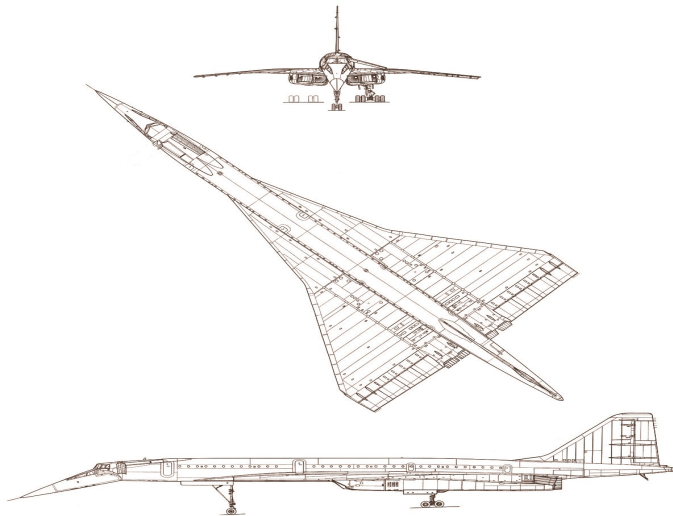


Задачи

- 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 установившихся горизонтальных полётов



В расчёт ЛТХ входит

- 1 Расчёт области установившихся горизонтальных полётов
- 2 Расчёт траектории полёта



В расчёт ЛТХ входит

- 1 Расчёт области установившихся горизонтальных 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 $M_{max} P$

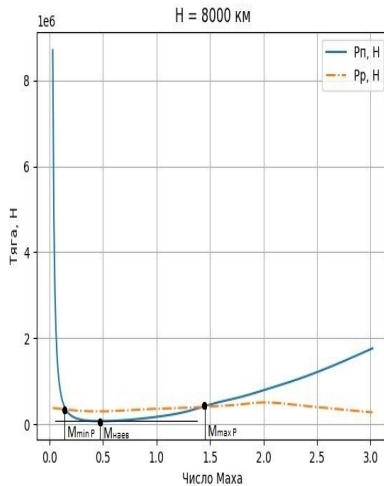
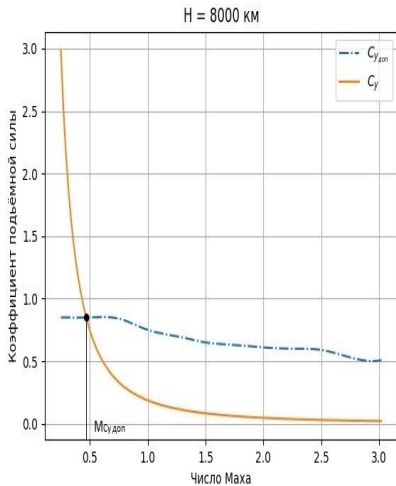
Дополнительные ограничения

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



Расчёт ЛТХ

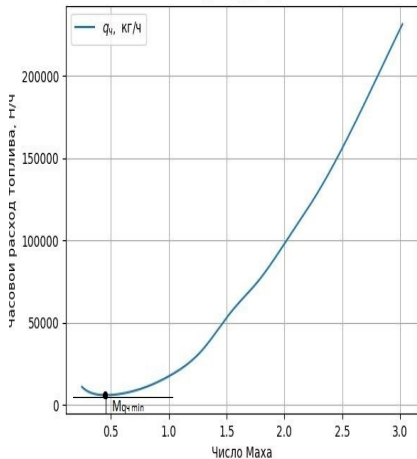
Результаты расчётов $M_{C_{y \text{ доп}}}$ и $M_{\min P}$, $M_{\max P}$, $M_{\text{наев}}$



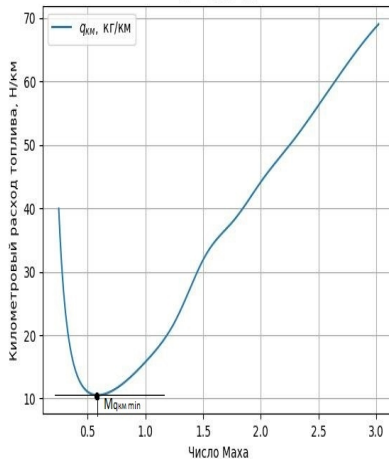
Расчёт ЛТХ

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

$H = 8000 \text{ км}$

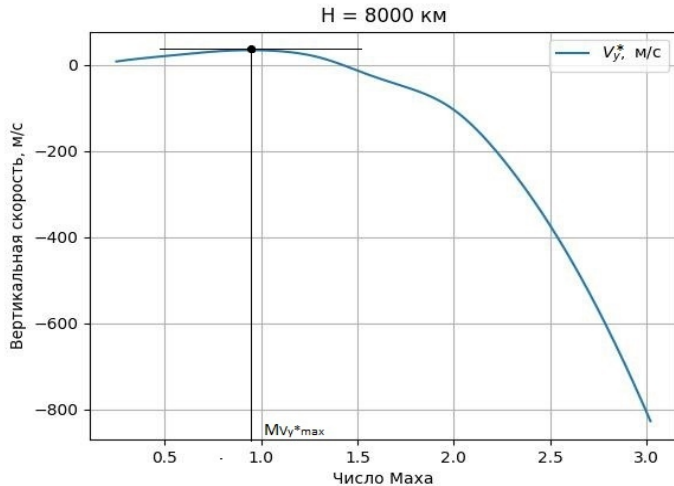


$H = 8000 \text{ км}$



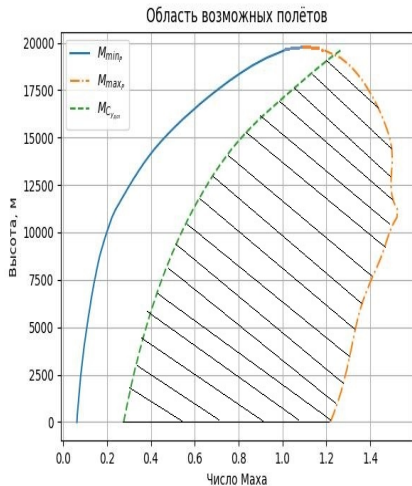
Расчёт ЛТХ

Результаты расчётов $M_{V_y \max}$



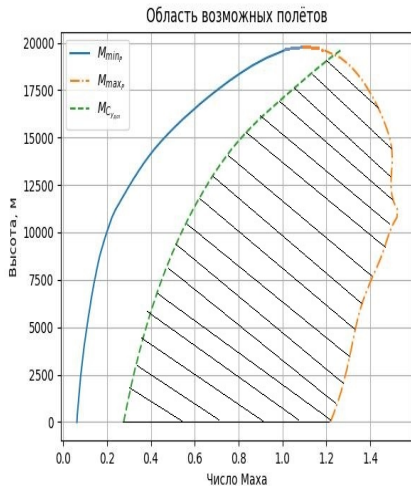
Расчёт ЛТХ

Расчёт области возможных полётов



Расчёт ЛТХ

Расчёт области возможных полётов



Определение области

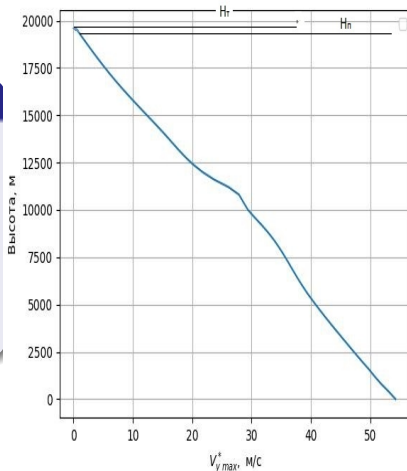
- $M_{min} = \max\{M_{min \text{ } P}, M_{C_{y \text{ } доп}}\}$
- $M_{max} = \min\{M_{max \text{ } P}, M_{пред}, M_{q_{max}}\}$



Расчёт ЛТХ

Определение теоретического и практического потолка

Потолки

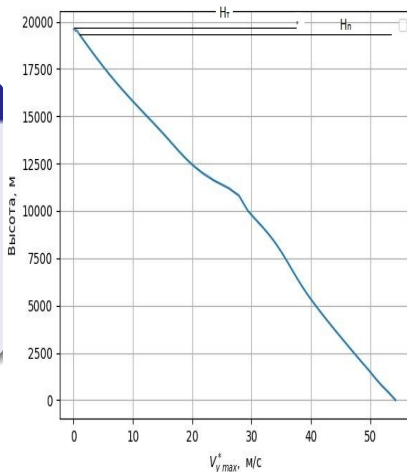


Расчёт ЛТХ

Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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



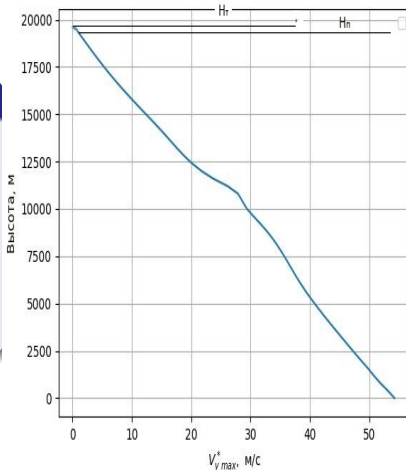
Расчёт ЛТХ

Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

$$H_T = 19,8 \text{ км}$$



Расчёт ЛТХ

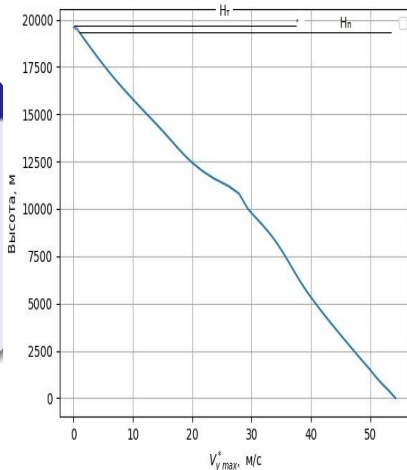
Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

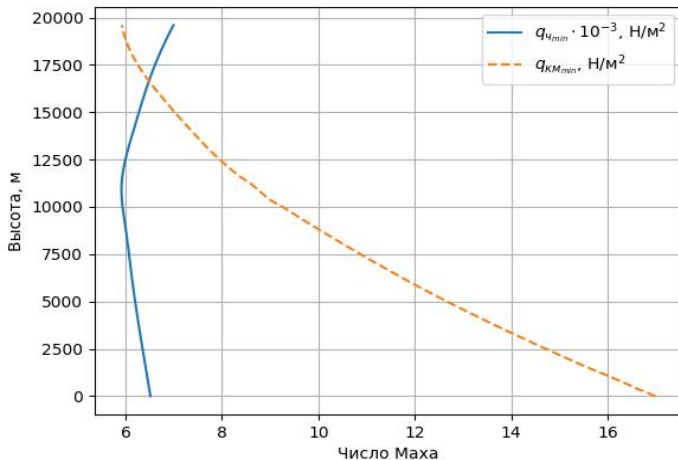
$$H_T = 19,8 \text{ км}$$

$$H_{\text{пр}} = 19,5 \text{ км}$$



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



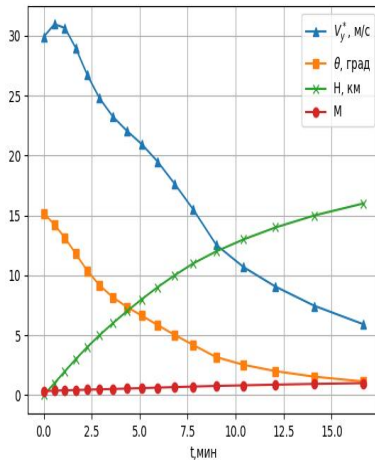
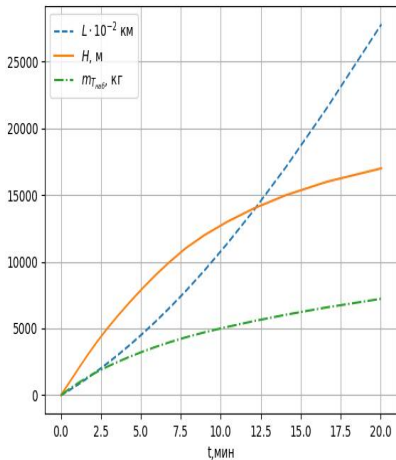
Выбор начальных параметров

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

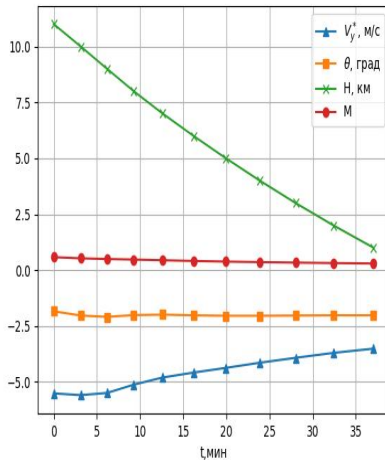
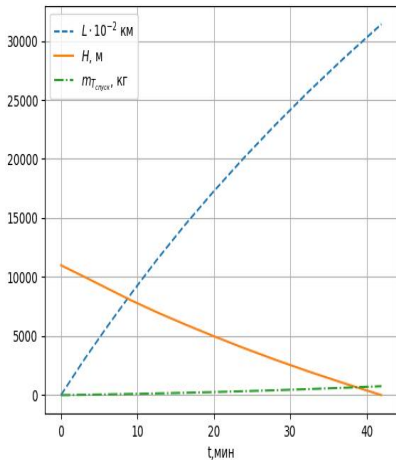
$\bar{m}_{T_{\text{наб}}}$ – относительная масса топлива, расходуемая при наборе высоты

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

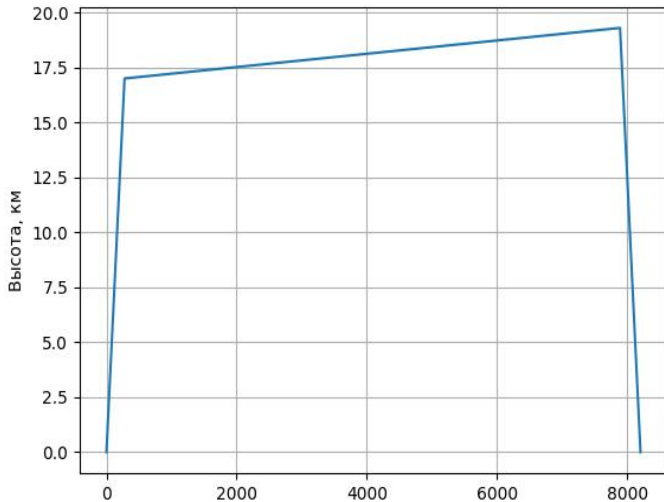
Результаты расчётов

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



Основные положения

Расчёт ведётся для трёх режимов

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



Основные положения

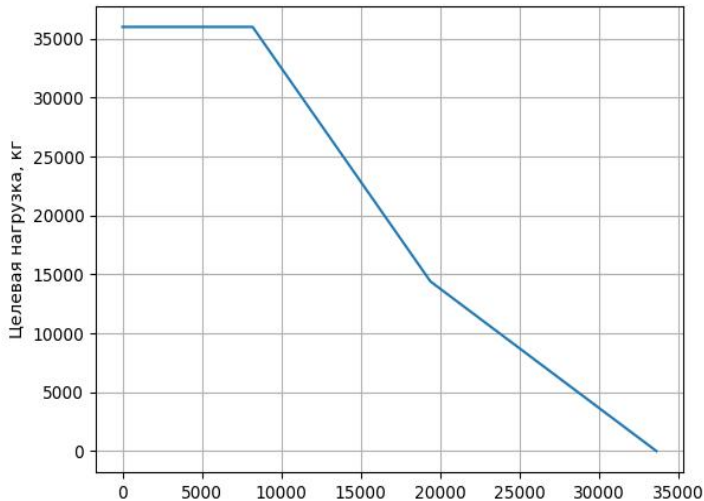
Расчёт ведётся для трёх режимов

- 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

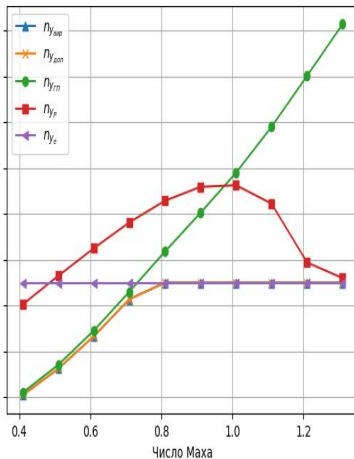
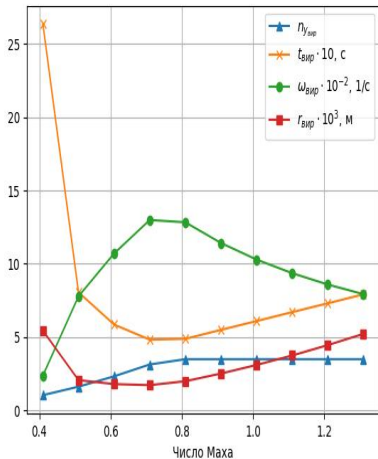
Для неманёвренного самолёта характеристики предельного правильного виража рассчитываются для высоты $H = 6$ км. Характеристики маневренности рассчитываются при 50%-ом выгорании топлива для массы самолета:

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



Расчёт характеристик манёвренности

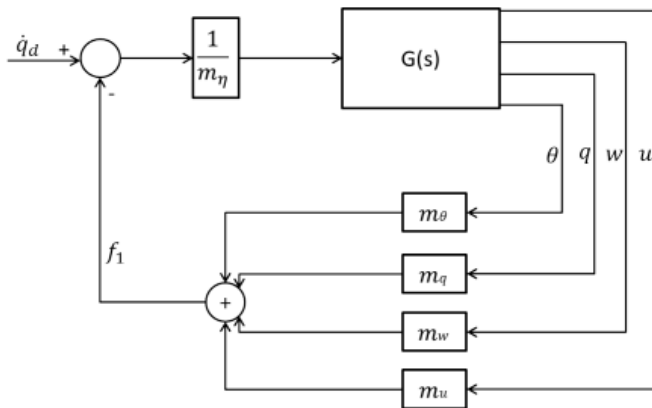
Графики



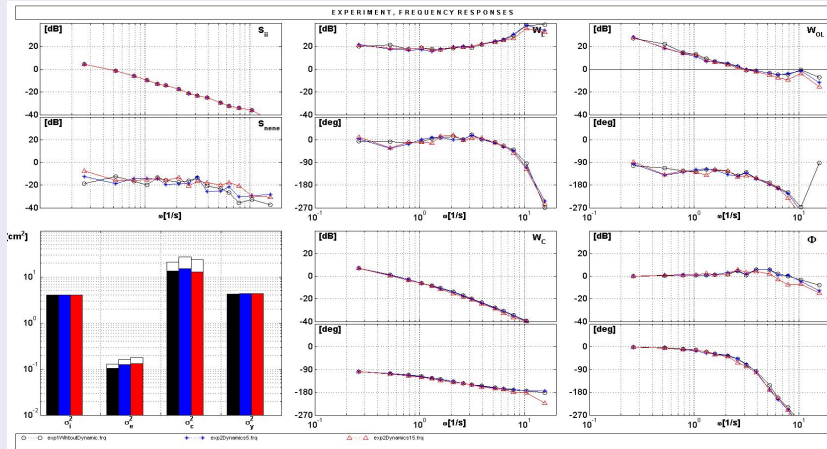
Обратная динамика

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



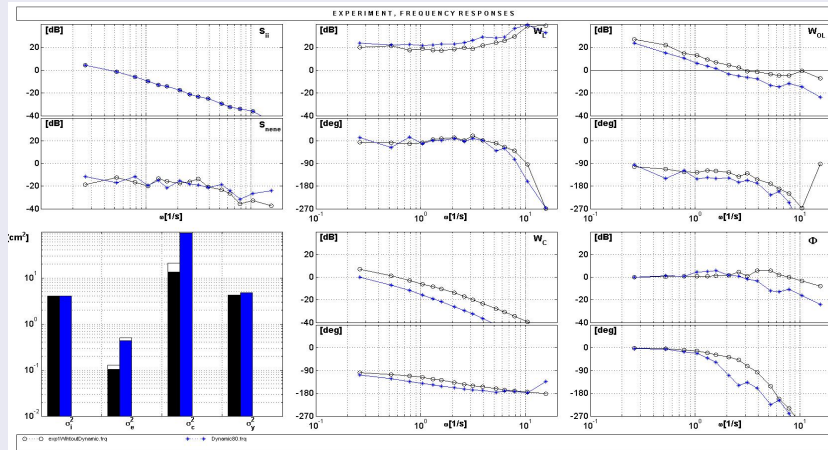
Обратная динамика

Робастность системы

№ э.	Нули	Полюса	ξ	$\omega_c, 1/c$
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



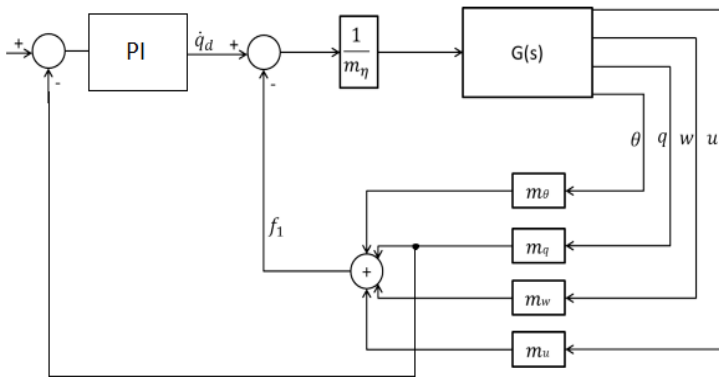
Результаты при изменении динамик самолёта на 80 %



Обратная динамика

Улучшение робастности с применением PI-контроллера

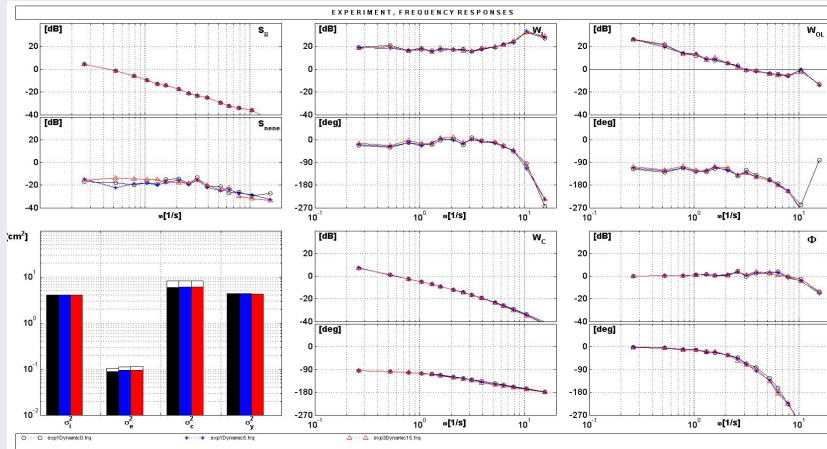
Схема



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	ξ	$\omega_c, 1/c$
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

