

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

Полное название

Выполнил: Пащенко А.Е.



**"МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)"
ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА
БАКАЛАВРА**

На тему: "Улучшение робастности динамической системы
в продольном канале управления с применением обратной динамики"

Выполнил: Пашенко Алексей Евгеньевич,
Студент группы М1О-403Б-18

Руководитель: Иргалеев Ильяс Хусаинович,
к.т.н., доц. каф. 106

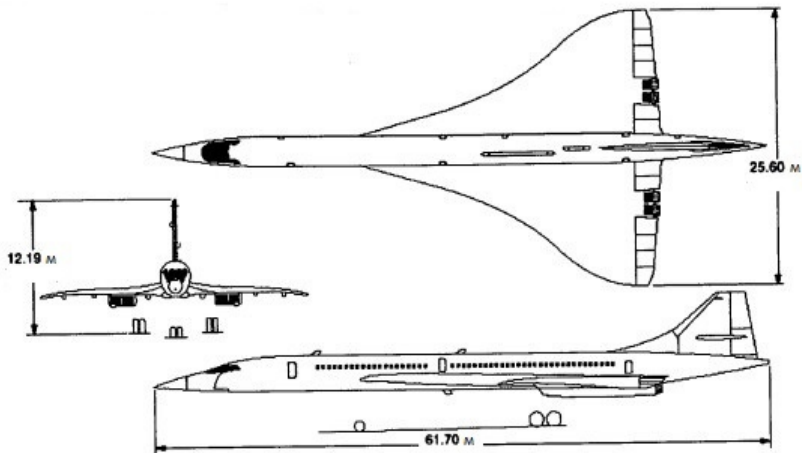


Задачи

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



Объект исследования



В расчёт ЛТХ входит

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



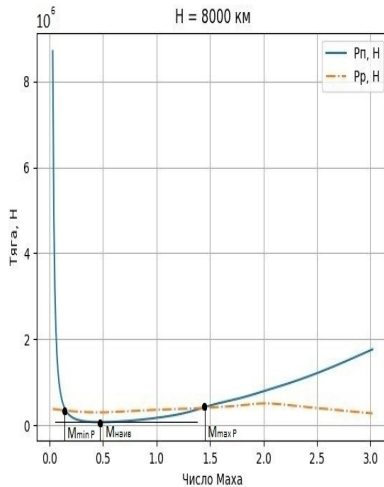
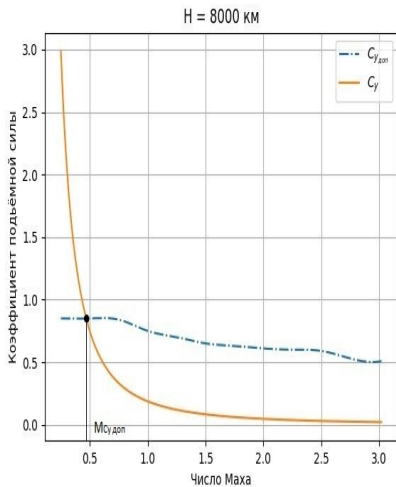
Основные ограничения

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



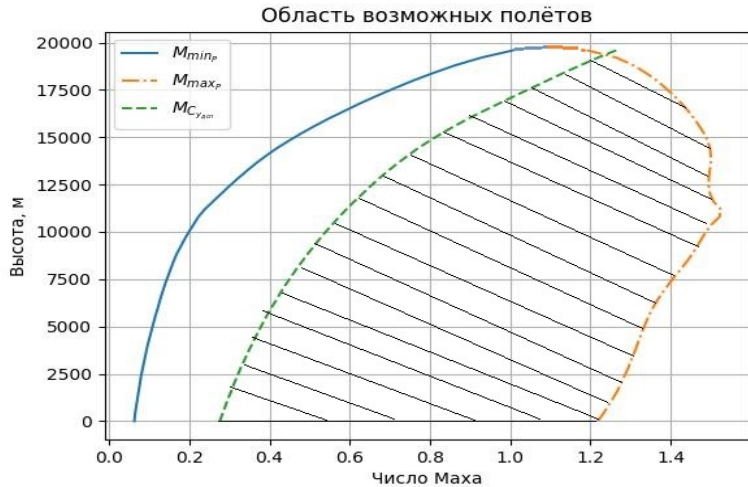
Расчёт ЛТХ

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



Расчёт ЛТХ

Расчёт области возможных полётов



Расчёт ЛТХ

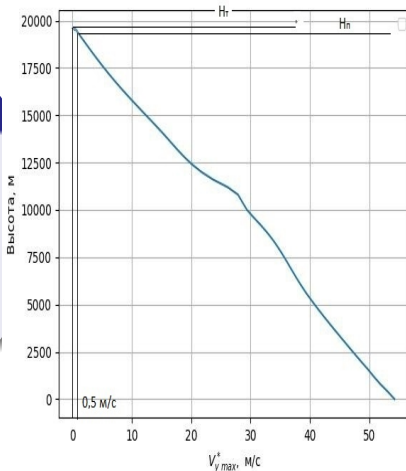
Определение теоретического и практического потолка

Потолки

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

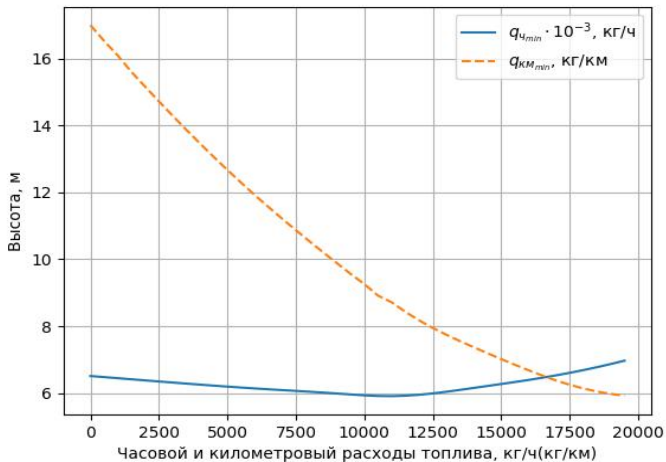
$$H_T = 19,8 \text{ км}$$

$$H_{\text{пр}} = 19,5 \text{ км}$$



Расчёт ЛТХ

Минимальные значения часового и километрового расходов топлива



Траектория

Траекторию полёта принято разделять на три этапа

- Набор высоты
- Крейсерский полёт
- Снижение



Расчёт ЛТХ

Расчёт траектории полёта

Результаты расчётов

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{кр}} + L_{\text{спуск}} = 278,04 \text{ км} + 7610 \text{ км} + 314,16 \text{ км} = 8202,2 \text{ км}$$

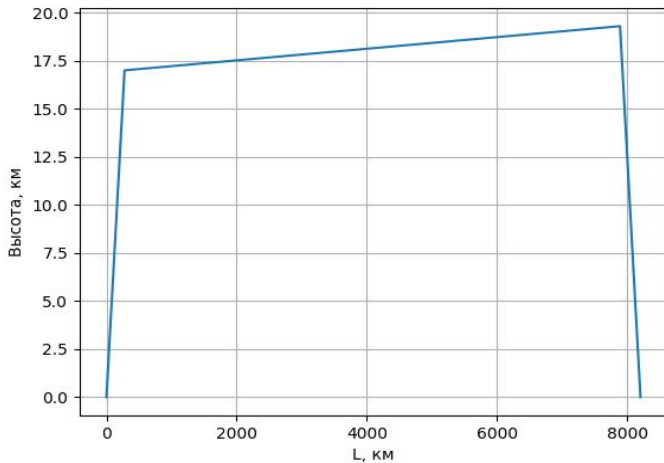
$$T = T_{\text{наб}} + T_{\text{кр}} + T_{\text{спуск}} = 20,06 \text{ мин} + 403 \text{ мин} + 42 \text{ мин} = 465,4 \text{ мин}$$

$$m_T = m_{T_{\text{наб}}} + m_{T_{\text{кр}}} + m_{T_{\text{спуск}}} = 7225 \text{ кг} + 50234 \text{ кг} + 757 \text{ кг} = 58216 \text{ кг}$$



Расчёт ЛТХ

Расчёт траектории полёта



Основные положения

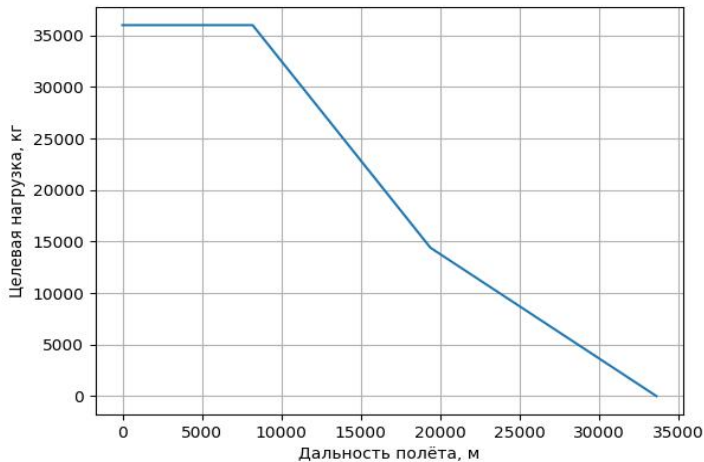
Расчёт ведётся для трёх режимов

- 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



Расчёт характеристик манёвренности

Задачи раздела

Задачи

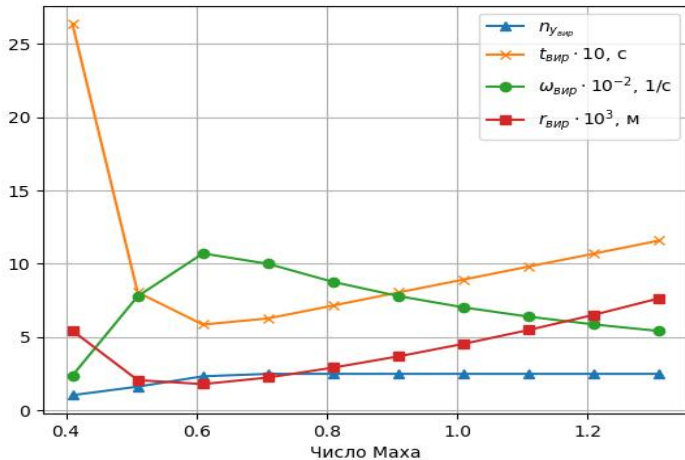
Расчёт:

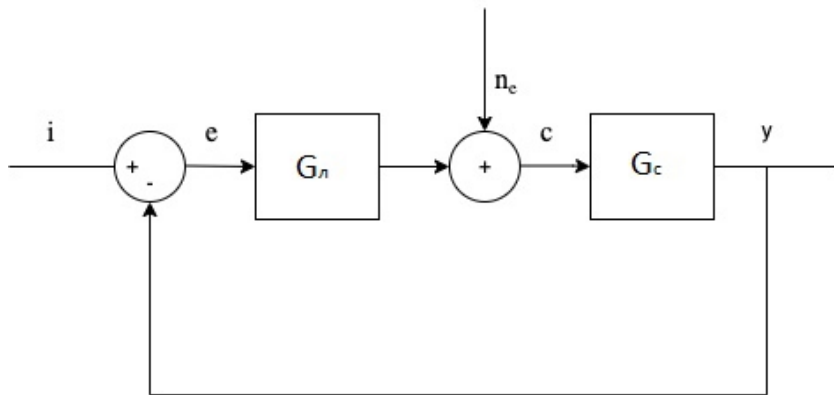
- Нормальной перегрузки на вираже $n_{у\text{вир}}$
- Угловой скорости на вираже $\omega_{\text{вир}}$
- Времени выполнения виража $t_{\text{вир}}$
- Радиуса на вираже $r_{\text{вир}}$



Расчёт характеристик манёвренности

Графики





Специальная часть

Линеаризованная модель объекта исследований

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du\end{aligned}\tag{1}$$

$$x = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ \omega_z \\ \vartheta \end{bmatrix}, u = \delta_\alpha$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.0110 & 0.0433 & 1.7295 & -7.1876 \\ -0.0691 & -0.6975 & -7.0678 & -54.8976 \\ 0.00011 & 0.00116 & -0.35407 & 0.0911 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} -0.4412 \\ -12.388 \\ -0.58446 \\ 0 \end{bmatrix}$$



Коэффициенты

Пусть система дифференциальных уравнений линеаризованной динамической системы в продольном канале управления имеет вид (2), а необходимо привести к виду (3)

$$E\dot{x} = A'x + B'u \quad (2)$$

$$E^{-1}E\dot{x} = E^{-1}A'x + E^{-1}B'u$$

$$E^{-1}A' = A$$

$$E^{-1}B' = B$$

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3)$$

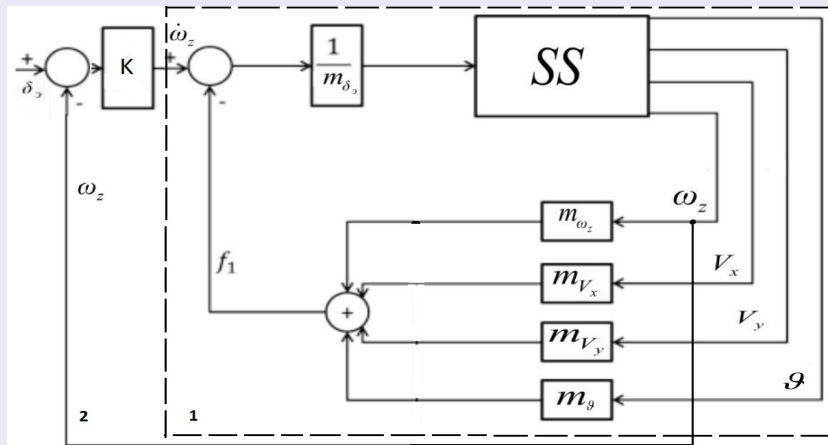
$$\delta_{\dot{\alpha}} = -\frac{1}{m_{\delta_{\dot{\alpha}}}}(m_{\omega_z}\omega_z + m_{V_y}V_y + m_{V_x}V_x - \dot{\omega}_z)$$



Специальная часть

Собственная робастность системы

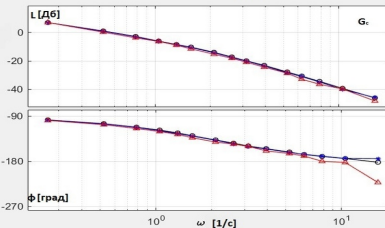
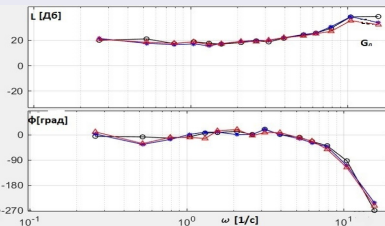
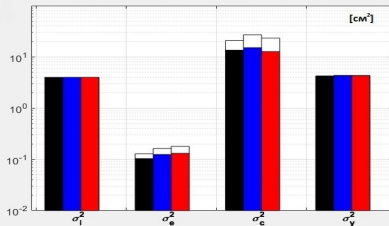
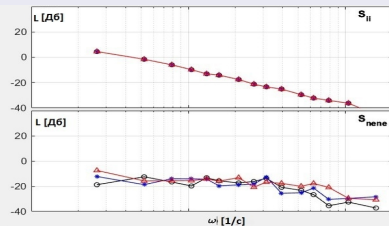
Схема



Специальная часть

Робастность системы

Результаты экспериментов



Задача PI-контроллера

PI-контроллер в теории должен уменьшать сигнал ошибки $e = k - \omega_z$, где k - это сигнал входящий в систему.

PI-контроллер

$$y(t) = K_p + \frac{1}{p}K_i,$$

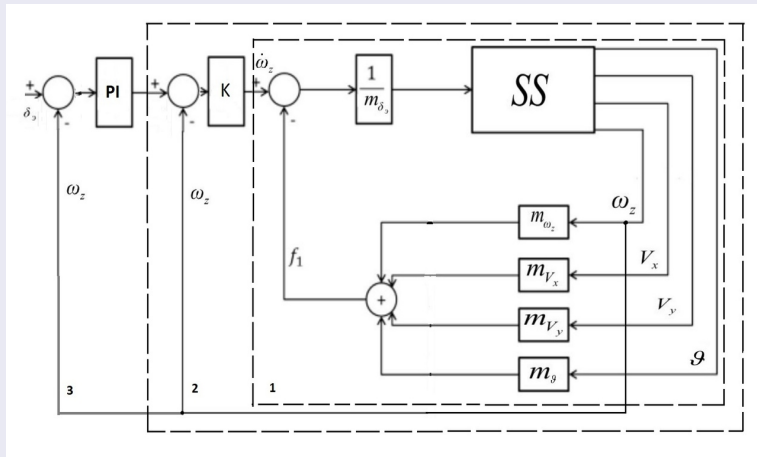
где $K_p = 2$, $K_i = 5$. Коэффициенты PI-контроллера были выбраны с условием того, что система должна оставаться устойчива.



Специальная часть

Улучшение робастности с применением PI-контроллера

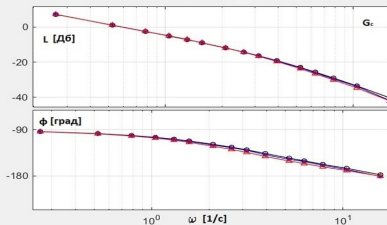
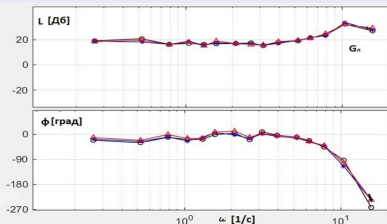
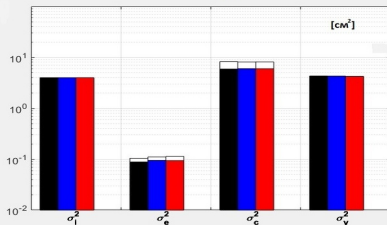
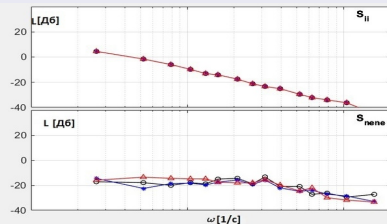
Схема



Специальная часть

Улучшение робастности с применением PI-контроллера

Результаты экспериментов

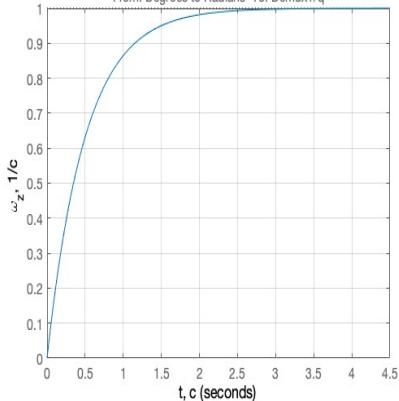


Специальная часть

Переходные процессы

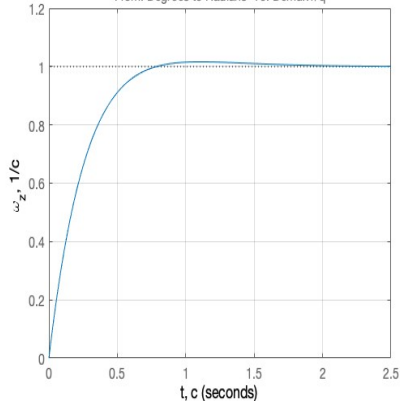
Переходный процесс без PI-контроллера

From: Degrees To: Demux1/q



Переходный процесс с применением PI-контроллера

From: Degrees To: Demux1/q



- Расчёты лётно-технических характеристик показали, что самолёт соответствует на б/ф режиме имеет похожие характеристики как и у обычного дозвукового самолёта
- В результате расчётов манёвренных возможностей самолёта на высоте $H = 6$ км было выяснено, что самолёт пригоден для выполнения манёвра придельного виража в установившемся ГП.
- Также в результате расчётов было показано как PI-контроллер влияет на динамическую систему с применением обратной динамики. Все соответствующие выводы приведены



Спасибо за внимание

