Автопилот стабилизации бокового движения состоит из канала руля направления, который часто называют каналом курса, и канала элеронов, который называют также каналом крена. Сервоприводы каналов руля направления и элеронов могут иметь жесткие, изодромные или скоростные обратные связи, при этом не обязательно одинаковые для обоих каналов.

**Автопилот крена с жесткой обратной связью**

Закон управления канала элеронов имеет вид

$δ\_{э}=μ\_{э}pγ+i\_{э}\left(γ-γ\_{зад}\right),$(1)

где $γ\_{зад}$ - сигнал заданного угла крена;

 $μ\_{э}$ и $i\_{э}$ - передаточные числа, которые необходимо рассчитать, исходя из заданного времени $t\_{рег}$ входа в крен и требования о монотонности переходного процесса по крену (допускается перерегулирование, не превосходящее 5%).

Движение системы самолет-автопилот крена с жесткой обратной связью при управляющем возмущении описывается системой уравнений

$\left.\begin{array}{c}\left(p^{2}+b\_{1}p\right)γ+b\_{3}δ\_{э}=0\\-\left(μ\_{э}p+i\_{э}\right)γ+δ\_{э}=-i\_{э}γ\_{зад.}\end{array}\right\}$ (2)

Из уравнений (2) находится передаточная функция

$$Ф\_{\frac{γ}{γ\_{зад.}}}\left(p\right)=\frac{b\_{3}i\_{э}}{p^{2}+\left(b\_{1}+b\_{3}μ\_{э}\right)p+b\_{3}i\_{э}} (3)$$

Эта передаточная функция не имеет нулей, поэтому переходный процесс по крену определяется только корнями характеристического уравнения

$Δ\left(p\right)=p^{2}+\left(b\_{1}+b\_{3}μ\_{э}\right)p+b\_{3}i\_{э}$(4)

Переходный процесс по крену будет иметь перерегулирование, не превосходящие 5%, если безразмерный коэффициент демпфирования $ζ$ характеристического уравнения (4), равный

$$ζ=\frac{b\_{1}+b\_{3}μ\_{э}}{2\sqrt{b\_{3}i\_{э}}}, (5)$$

будет удовлетворять неравенству $ζ\geq 0.69.$ Примем $ζ=1$, тогда (5) перепишем как

$$\frac{b\_{1}+b\_{3}μ\_{э}}{2\sqrt{b\_{3}i\_{э}}}=1$$

Характеристическое уравнение (4) имеет в этом случае два кратных корня $p=-Ω$, причем

$Ω=\sqrt{b\_{3}i\_{э}}$ (6)

Тогда

$$\left.\begin{array}{c}μ\_{э}=\frac{2Ω-b\_{1}}{b\_{3}}\\i\_{э}=\frac{Ω^{2}}{b\_{3}}\end{array}\right\} (7)$$

Время регулирования для системы второго порядка по трубке $\pm 5\%$, если характеристическое уравнение имеет кратные корни, определяется формулой

$$t\_{рег.}=\frac{4.74}{Ω} (8)$$

Исключая с помощью зависимости (8) из выражения (7) величину $Ω$, окончательно получим

$$\left.\begin{array}{c}μ\_{э}=\frac{9.48-b\_{1}t\_{рег.}}{b\_{3}}\\i\_{э}=\frac{22.5}{b\_{3}t\_{рег.}^{2}}\end{array}\right\} (9)$$

Преобразуем систему уравнений (2) для построения структурной схемы:

$$\left.\begin{array}{c}\left(p^{2}+b\_{1}p\right)γ+b\_{3}δ\_{э}=0\\-\left(μ\_{э}p+i\_{э}\right)γ+δ\_{э}=-i\_{э}γ\_{зад.}\end{array}\right\}$$

$$ω\_{x}=pγ$$

$$\left.\begin{array}{c}\left(p+b\_{1}\right)γp+b\_{3}δ\_{э}=0\\-\left(μ\_{э}p+i\_{э}\right)γ+δ\_{э}=-i\_{э}γ\_{зад.}\end{array}\right\} ⇒ \left.\begin{array}{c}\left(p+b\_{1}\right)ω\_{x}+b\_{3}δ\_{э}=0\\-\left(μ\_{э}p+i\_{э}\right)γ+δ\_{э}=-i\_{э}γ\_{зад.}\end{array}\right\} ⇒$$

$$\left.\begin{array}{c}\dot{ω}\_{x}+b\_{1}ω\_{x}+b\_{3}δ\_{э}=0\\-μ\_{э}ω\_{x}-i\_{э}γ+δ\_{э}=-i\_{э}γ\_{зад.}\end{array}\right\} ⇒ $$

$$\left.\begin{array}{c}\dot{ω}\_{x}=-b\_{1}ω\_{x}-b\_{3}δ\_{э}\\δ\_{э}=i\_{э}\left(γ-γ\_{зад.}\right)+μ\_{э}ω\_{x}\end{array}\right\}$$

Структурная схема системы самолет-автопилот крена с жесткой обратной связью (без сервопривода), полученная по системе уравнений:



Схема моделирования:



На вход системы подается заданное значение угла крена $γ\_{зад.}=0.1 рад=5°43'$ с помощью блока “Step 1”.

Блок “Servoprivod” является моделью сервопривода с передаточной функцией

$$W\left(s\right)=\frac{1}{T\_{р}^{2}s^{2}+2ξT\_{р}s+1}, где$$

$T\_{р}=0.033 с$ – постоянная времени сервопривода;

$ξ=2$ - коэффициент демпфирования сервопривода.

Блок “Scope6” отображает угол поворота (ugol), угловую скорость (skor) и угловое ускорение (uskor) сервопривода.

Блок “Scope1” отображает угол, угловую скорость и угловое ускорение самолета по тангажу.

Блок “Mosh’nost’” отображает модуль мощности сервопривода, вычисляемой по формуле

$$N\left(t\right)=\left(I\_{р}∙\ddot{δ}\left(t\right)+Msh∙δ\left(t\right)\right)∙\dot{δ}\left(t\right), где$$

$δ\left(t\right)$ - угол поворота сервопривода;

$\dot{δ}\left(t\right)$ - угловая скорость сервопривода;

$\ddot{δ}\left(t\right)$ - угловое ускорение сервопривода;

$I\_{р}$ - момент инерции сервопривода относительно его оси вращения;

$Msh$ - коэффициент шарнирного момента сервопривода.

**Результаты моделирования**

****

Угловое ускорение, угловая скорость и угол поворота самолета по тангажу (сверху вниз, соответственно).

Переходной процесс по углу поворота соответствует заданным требованиям:

* время регулирования меньше 1 секунды;
* переходной процесс апериодический (нет колебание относительно заданного значения), т.е. отсутствует перерегулирование.



Угол поворота, угловая скорость и угловое ускорение сервопривода (сверху вниз, соответственно).

По абсолютной величине угол поворота на порядок меньше угловой скорости, а угловая скорость на порядок меньше углового ускорения, что соответствует реальным данным.

**Мощность сервопривода**





Полученные графики соответствуют реальным данным.

Представленный ниже график показывает мощность на сервоприводе, а не модуль мощности.



Наличие отрицательных участков на графике указывает на то, что при этом сервопривод работает в режиме генератора.

**Вывод:**

1. Математическая модель описания системы самолет-автопилот крена с жесткой обратной связью соответствует реальной системе с достаточно высокой точностью.
2. Программа математического моделирования Mathlab позволяет вполне точно смоделировать реальные физические процессы. Несоответствие некоторых полученных характеристик реальным, вызвано «идеализацией» модели.