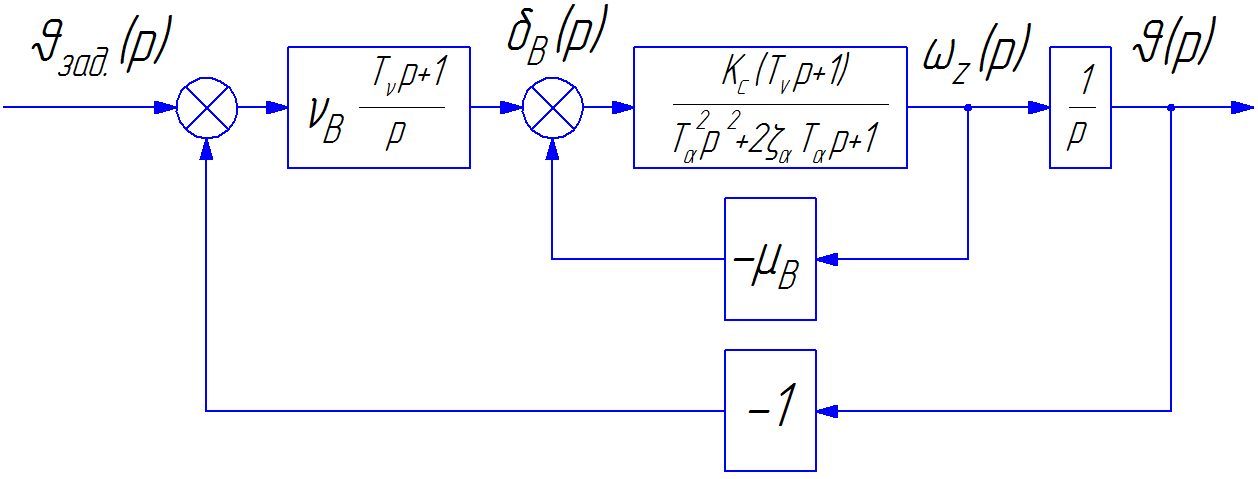
**Расчет автопилота тангажа с жесткой обратной связью.**

**Астатический закон управления.**

Возмущенное движение системы самолет - в режиме управления описывается следующими уравнениями:

(1)

Структурная схема, соответствующая системе (1), показана на рисунке:



**Структурная схема системы самолет - ЖОС с астатическим законом управления.**

Передаточная функция замкнутой системы самолет – АП, соответствующая структурной схеме, записывается как

где

(3)

Эта передаточная функция обладает двумя «нулями», один из которых является «неуправляемым» , неидентифицируемым и некомпенсируемым в полете. Поэтому зададим передаточную функцию эталонной системы в виде

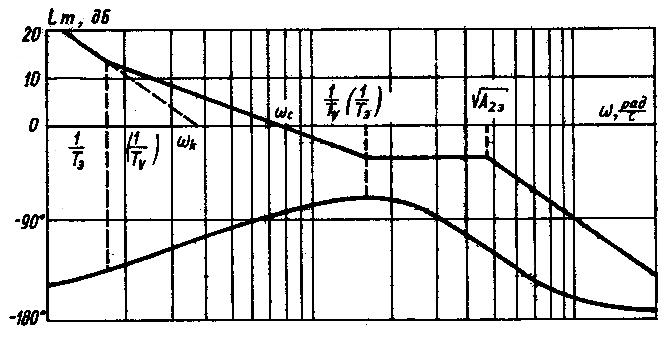
причем .

Передаточная функция эталонной разомкнутой системы в соответствии с (4) представляется как

где

; (6)

ЛАФЧХ разомкнутой эталонной системы изображены на рисунке:



Если то первый «излом» ЛАЧХ эталонной системы определяется частотой, равной . При этот излом определяется частотой, равной .

Для ЛАЧХ эталонной системы выдерживаются следующие соотношения:

при

при

Для обоих случаев справедливо, что

и что

Выражение (10) соответствует условию, при котором относительный коэффициент затухания колебательного звена в передаточной функции (5) равен 1. Передаточная функция разомкнутой проектируемой системы самолет – АП после замыкания контура управления по цепи сигнала в соответствии с (1) записывается как

Тогда из условия получаем, что

причем

Из совместного решения (7), (8) с учетом (11) - (13) окончательно получаем:

при

при

Величина передаточного числа по сигналу угловой скорости рассчитывается по выражению (как для автопилота угла тангажа с жесткой обратной связью со статическим законом управления):

Для осуществления численного интегрирования методом Эйлера приведем систему (1) к форме Коши:

здесь:

Начальные условия:

Численное интегрирование методом Эйлера осуществляется по формуле:

Реализуем численный метод в системе Wolfram Mathematica 7 и полученный результат сравним с результатом аналитического решения.

Как видно из графика, численный метод дает приемлемое решение. Максимальная ошибка составляет 0.2%, что вполне допустимо, если учесть, что коэффициенты аэродинамических сил и моментов определяются с погрешностью .