

УДК 681.511.26

**Синтез системы наведения и контура стабилизации методом ЛАХ на примере произвольной модели ЗУР**

# 07, июль 2012

Илюхин С.Н.

*Студент,  
кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Клишин А.Н.  
к. т. н., доцент кафедры «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*

МГТУ им. Н.Э. Баумана  
[iljukhin.stepan@rambler.ru](mailto:iljukhin.stepan@rambler.ru)

Управление полётом ракеты, как и управление любым другим динамическим объектом, является сложно организованным и структурированным процессом, зависящим от огромного количества самых различных факторов. Задача управления движением делится на две составляющие. Первая составляющая представляет собой задачу наведения, определяющая траекторию движения центра масс летательного аппарата (ЛА). Вторая составляющая – задача ориентации или стабилизации, определяющая положение и движение ЛА относительно своего центра масс. Исследование, синтез, проектирование и оптимизация систем управления (СУ) является предметом обширного изучения в теории автоматического управления (ТАУ).

На кафедре СМЗ МГТУ им. Н.Э. Баумана разработана и внедрена в учебный процесс специальная методика синтеза систем стабилизации и наведения на примере рассмотрения спроектированной по индивидуальным данным модели зенитной управляемой ракеты (ЗУР). Эта методика позволяет студентам освоить и закрепить основные навыки проектирования СУ в информативной и доступной форме.

В работе были приняты следующие допущения и ограничения. Рассматривается продольное движение ЗУР и цели в вертикальной плоскости (плоскости тангажа). Параметры движения цели определены. Метод наведения ЗУР – метод «трёх точек». Ракета твердотопливная, выполненная по схеме «утка». Заранее производится расчет внутренней баллистики двигателя, массово-инерционных и аэродинамических характеристик ракеты. На этих этапах система управления принимается идеальной и безинерционной.

В дальнейшем проводится динамический анализ движения ЗУР путём исследования наиболее нагруженной из возможных траекторий полёта. На этом этапе становится очевидно, что ракета представляет собой нелинейное и

нестационарное динамическое звено. Поэтому для анализа реакции ЗУР на управляющее воздействие проводится линеаризация путём «замораживания» параметров траектории. После рассчитываются динамические коэффициенты, находятся числовые параметры передаточных функций с выходами по различным угловым скоростям.

В результате построения соответствующих переходных функций и моделирования их переходных процессов в специализированном пакете ПДС делается вывод, что ракета представляет собой сильно колебательное динамическое звено, которое непригодно для непосредственного использования в контуре наведения без специальных корректирующих фильтров.

Система стабилизации (СС) представляет собой замкнутый следящий контур, включающий в себя усилитель сигнала, рулевой привод для осуществления управления, непосредственно летательный аппарат, демпфирующий гироскоп для измерения угловой скорости тангажа и корректирующий фильтр.

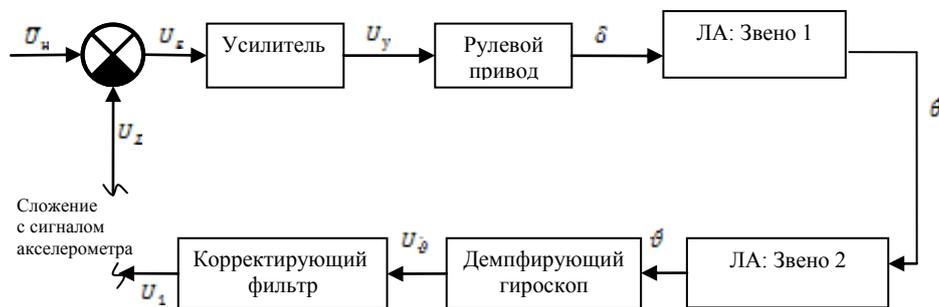


Рис.1 Функциональная схема основного контура СС

В полный контур стабилизации входит ещё один подконтур, включающий в себя акселерометр, усилитель с зоной нечувствительности и дополнительный корректирующий фильтр. В случае, когда во время полёта значение нормальной перегрузки превышает определённое значение, в этом подконтуре вырабатывается определённая поправка, вносимая в сигнал обратной связи.

Поскольку при аэродинамическом анализе уже введено ограничение по максимальной нормальной перегрузке, то вводится допущение о нормальной работе ЗУР. В этом случае второй контур обратной связи с акселерометром обнуляется за счёт зоны нечувствительности второго усилителя. Таким образом, на основной сумматор приходит только сигнал с корректирующего фильтра.

Структура и параметры последовательного корректирующего фильтра подлежат определению. Числовые значения параметров остальных динамических звеньев следует выбирать по смыслу их работы. Самым низкочастотным звеном системы является ракета. Поэтому постоянные времени остальных звеньев определяются в долях от постоянной времени вращательного движения ракеты. Параметр демпфирования рулевого привода формируется в процессе его проектирования так, чтобы он имел значение  $\xi_{рп} \approx 0.6$ , а параметр демпфирования гироскопа  $\xi_{дг} \approx 0.7$ .

Для начала синтеза необходимо произвести построение логарифмической амплитудно-частотной характеристики (ЛАХ) неизменной части СС.

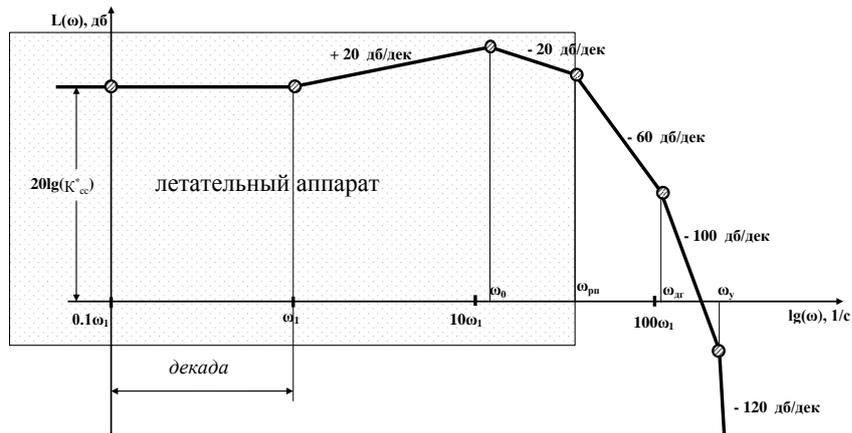


Рис.2 Асимптотическая ЛАХ неизменной части СС

Построение оси абсцисс происходит за счёт ввода фиксированного отрезка – декады, которая включает в себя целую логарифмическую степень собственной частоты  $\omega_1$ . Относительно данной декады можно определить абсциссы остальных собственных частот:

$$l_i = L \cdot \lg \left( \frac{\omega_i}{\omega_1} \right) [\text{мм}]$$

Данные отрезки откладываются от точки  $\omega_1$ , которая располагается на расстоянии декады от начала координат. При достижении собственной частоты следующего звена асимптота меняет своё направление. Это изменение можно тривиально разложить на два возможных случая в зависимости от передаточной функции соответствующего звена:

1. + 20 дб/дек  $W = T_i \cdot s + 1$  - дифференцирующее звено
2. - 20 дб/дек  $W = \frac{1}{T_i \cdot s + 1}$  - интегрирующее звено

Низкочастотная асимптота описывается статическим коэффициентом усиления  $K^*_{cc}$ , что однозначно задаёт ординату ЛАХ при малых частотах.

Построение ЛАХ неизменной части проверяется моделированием в ПДС и строится переходная функция в замкнутом состоянии контура. При этом следует запомнить, что ЛАХ моделируется для разомкнутого контура.

При анализе наблюдается большое рассогласование в области частоты  $\omega_0$ , что объясняется тем, что ЛА является сильно-колебательным звеном. Следует учитывать, что не в одной точке ЛАХ-и полностью не совпадают, поскольку построенная ЛАХ является асимптотической, а смоделированная – реальной.

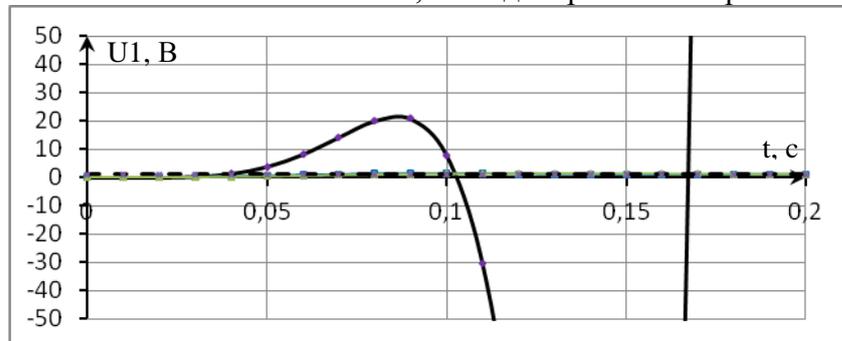


Рис. 3. Переходная функция неизменной части СС

Следовательно, реальная система не может являться желаемой и требует включения специального корректирующего фильтра. Но для его определения

необходимо определиться с желаемой СС. Эта система, которая обладает наиболее приемлемыми характеристиками переходного процесса.

Для построения желаемой ЛАХ необходимо воспользоваться рядом положений метода Солодовникова. Определяется желаемая частота среза Солодовникова по желаемому времени переходного процесса.

Основными характеристиками, оцениваемыми на этом этапе, являются время переходного процесса и величина перерегулирования. Для приемлемой управляемости наиболее желательно, когда перерегулирование не превышает 40 %. Имеется построенная ранее область возможных встреч (ОВВ), откуда следует принять минимальное полётное время в нижнюю ближнюю точку  $t_{min}$  [с]. Время переходного процесса системы наведения принимается равным  $t_{пер\ СН} = 0.1 \cdot t_{min}$  [с], а время переходного процесса в СС  $t_{пер\ СС} = 0.1 \cdot t_{пер\ СН}$  [с]. Итак, заданное перерегулирование привязывается к времени переходного процесса через постоянное максимальное значение вещественной частотной характеристики.

По графикам метода Солодовникова через принимаемую величину перерегулирования определяются желаемый запас устойчивости на ЛАХ слева от точки среза  $L_1$  и  $L_2$ . Проводятся прямые, параллельные оси абсцисс, на ординатах  $L_1$  и  $L_2$ . Через точку пересечения нижней прямой с высокочастотной (ВЧ) асимптотой неизменной части проводится среднечастотная асимптота с понижением 20 дб/дек.

Через точку пересечения полученной среднечастотной (СЧ) асимптоты с верхней прямой, проводится сопрягающая асимптота с понижением, кратным 20 дб/дек.

В результате получают первое приближение желаемой ЛАХ.

Далее находят значения узловых частот и соответствующих постоянных времени:

$$\omega_i = 10^{\frac{L_i}{20}} \cdot \omega_1 \left[ \frac{1}{с} \right]$$

$$T_i = \frac{1}{\omega_i} [с]$$

Теперь представляется возможным построение передаточной функции желаемой системы стабилизации.

Низкочастотная асимптота также описывается статическим коэффициентом усиления  $K^*_{СС}$ .

Теперь необходимо промоделировать полученный переходный процесс в пакете ПДС и произвести числовой анализ построенной и смоделированной ЛАХ. Высокая колебательность ЛА может привести к значительным рассогласованиям между ними.

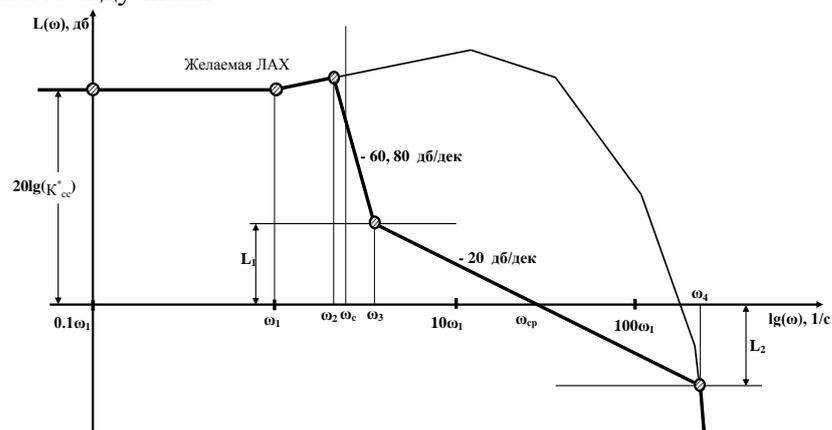


Рис.4 Асимптотическая ЛАХ желаемой СС

Особое внимание следует уделить характеристикам переходного процесса для системы в замкнутом состоянии. Помимо требования к величине перерегулирования, на этом этапе появляется возможность контроля времени переходного процесса, которое должно быть как можно ближе к величине, полученной из ОВВ. Существует возможность, что первое приближение желаемой СС не будет удовлетворять поставленным требованиям, поэтому её необходимо будет корректировать. В первую очередь, данная корректировка проводится за счёт изменения запасов устойчивости слева и справа, притом они не обязаны быть равными по модулю.

В соответствии с расчётной структурной схемой СС её передаточная функция в разомкнутом состоянии имеет вид:

$$W_{\text{ж}} = W_{\text{нз}} \cdot W_{\text{кр}}$$

или в логарифмической форме:

$$L_{\text{ж}}(\omega) = L_{\text{нз}}(\omega) + L_{\text{кр}}(\omega)$$

Откуда искомая логарифмическая характеристика последовательного корректирующего фильтра равна:

$$L_{\text{кр}}(\omega) = L_{\text{ж}}(\omega) - L_{\text{нз}}(\omega)$$

Уравнение решается графически с использованием построенных ранее ЛАХ: из ЛАХ желаемой СС вычитается ЛАХ неизменной части СС.

Однако порой возникает ситуация, когда в результате моделирования неизменной части СС с последовательно подключённым корректирующим фильтром, полученная переходная функция не только не удовлетворяет требованиям желаемой СС, но и вовсе является неустойчивой.

Благодаря сравнительному анализу становится очевидно, что совпадение асимптотических ЛАХ не приводит к полному совпадению реальных ЛАХ. В первую очередь это вызывается существенным рассогласованием асимптотической и реальной ЛАХ в районе  $\omega_0$ .

Таким образом, для достижения максимального совпадения между корректируемой и желаемой СС, приходится значительно усложнять структуру последовательного корректирующего фильтра путём включения дополнительных интегро-дифференцирующих звеньев, снижающих величину рассогласования в районе  $\omega_0$ . В процессе многочисленных приближений должен быть получен корректирующий фильтр, соответствующий корректируемой СС, параметры которой наименее отстают от параметров желаемой СС.

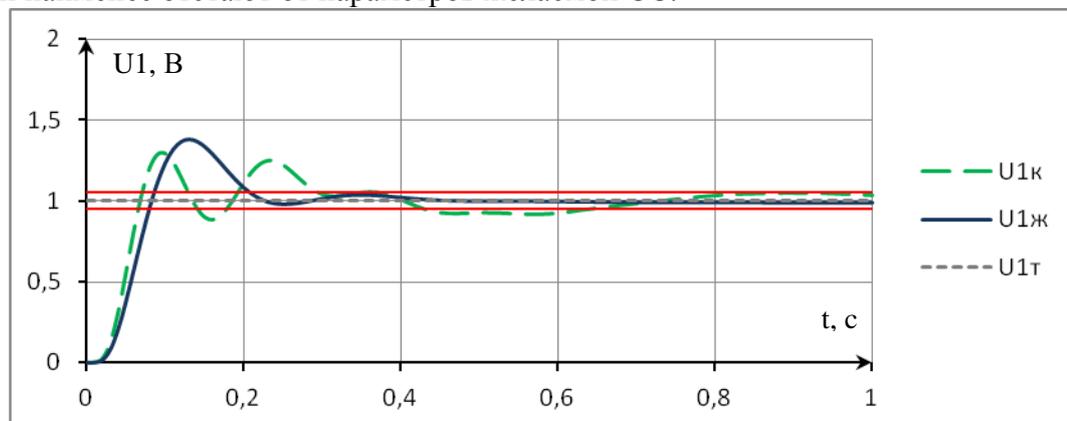


Рис. 5. Переходные функции желаемой и конечной СС и требуемый сигнал

Выходом СС, используемым в контуре наведения, является угловая скорость  $\dot{\theta}$ . Данный переходный процесс необходимо промоделировать в ПДС при входном

сигнале, соответствующему максимальной угловой скорости ( $\sim 25B$ ). Заранее проводится аппроксимация СС по этому процессу.

Типовая система командного теленаведения в этом случае состоит из: координаторов цели и ЗУР, блока сравнения, блока формирования сигнала ошибки, блока формирования управляющего сигнала, корректирующего фильтра, линии связи, системы стабилизации и кинематического звена.

При синтезе принимается, что передаточные функции координаторов цели и ЗУР, линии связи и, временно, корректирующего фильтра представляются в виде усилителей с коэффициентом усиления = 1.

В этом случае расчётная структурная схема имеет упрощённую структуру.

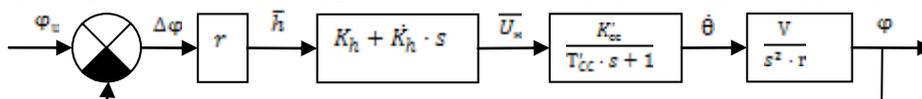


Рис. 6 Схема упрощённой СН

Как и при синтезе системы стабилизации, для того, чтобы обеспечить применение критерия устойчивости Найквиста в обычной формулировке при синтезе системы, рассматривается вход и выход по переменным одинаковой размерности:  $\varphi_{ц}$  - как вход, и  $\varphi$  - как выход.

Синтез СН проводится также методом ЛАХ. В контуре наведения уже нет статического коэффициента усиления и соответствующего начального участка ЛАХ, который служил началом построения в СС. В данный момент необходимо задаться частотой среза неизменной ЛАХ, определяемой по формуле:

$$\omega_{срСН} = \sqrt{K_{СН}} \left[ \frac{1}{с} \right]$$

Через точку среза необходимо провести асимптоту с наклоном -40 дб/дек. Это описывает воздействие интегрирующего звена второго порядка, присутствующее в передаточной функции СН. При частоте  $\omega_{н}$  ЛАХ меняет свой наклон на +20 дб/дек, следовательно, от этой частоты проводим асимптоту -20 дб/дек. Оказавшаяся под ней часть асимптоты с наклоном в -40 дб/дек уже не относится к ЛАХ неизменной части и стирается. При достижении аппроксимированной частоты СС направление ЛАХ снова меняет свой наклон, теперь на -20 дб/дек. Получаемую асимптоту с наклоном -40 дб/дек следует немного продлить для последующих построений. В результате формируется асимптотическая ЛАХ неизменной части СН. Данную систему необходимо смоделировать, провести сравнительный анализ ЛАХ и оценить характеристики переходного процесса СН в замкнутом состоянии. После этого необходимо вынести решение о необходимости корректировки полученной системы.

ЛАХ желаемой СН строится совершенно аналогично желаемой системе стабилизации. Синтез корректирующего фильтра системы наведения также проводится совершенно аналогично синтезу фильтра для СС.

Теперь необходимо построить полную систему в ПДС и сравнить с желаемой СН. Они должны полностью совпадать. На данном этапе становится возможной оценка пригодности синтезированного контура СН. Однако добиться таких результатов в большинстве случаев не представляется возможным, поэтому ОВВ, полученную при проектировании ЗУР, приходится корректировать в соответствии с получаемым минимальным полётным временем. В конце работы проводится оценка различных составляющих ошибки наведения и анализ эффективности боевой части.

Проведение описанного объёма работ позволяет детально изучить практические аспекты полётной ТАУ и освоить основные навыки проектирования

систем управления в объёме, обеспечивающем высокую степень усвоения материала и хороший уровень подготовки специалистов.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: Учебник для вузов. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 2005. 608 с.; ил.
2. Проектирование зенитных управляемых ракет /под ред. И.С.Голубева и В.С.Светлова. – Изд. второе, перераб. и доп. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 732 с.; ил.
3. Лебедев А.А., Карабанов В.А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. - М.: Машиностроение, 1965.- 528 с.: ил.
4. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. – СПб: Профессия, 2003. 749 с.; ил.
5. Артёмова О.Н., Грабин В.В. Синтез контура командного теленавещения летательного аппарата в программном комплексе «Моделирование в технических устройствах» (МВТУ 3.6). – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 24 с.; ил.