

электронный журнал

МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК

Издатель ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана»

УДК 681.511.26

Создание системы управления зенитной ракетой методом логарифмических амплитудных характеристик.

С.Н. Илюхин

кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»
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. В общей постановке 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). Несмотря на обширную автоматизацию процессов проектирования в современном инженерном деле, проектировщик должен чувствовать свою глубокую ответственность за создаваемое им изделие, понимать суть происходящих во время полёта процессов и ощущать взаимосвязь различных параметров ЛА.

На кафедре «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов» 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). Данный курс домашних работ является совершенно уникальным комплексом подготовки молодых специалистов, разработанным профессором кафедры СМЗ д.т.н. Грабиным В.В. при поддержке к.т.н. Клишина А.Н. и д.т.н. Беневольского С.В. Методика не одно десятилетие успешно практикуется в учебном процессе кафедры. Эта методика позволяет студентам освоить и закрепить основные навыки проектирования СУ в информативной и доступной форме.

При выполнении данного курса домашних заданий широко используются программные пакеты «Экспресс» и «PDS», разработанные в МГТУ им. Баумана на факультете «Специальное машиностроение».

Математическая модель объекта исследования - продольное движение зенитной управляемой ракеты (ЗУР) и её цели в вертикальной плоскости. Все вопросы проектирования СУ ЗУР в пособии рассматриваются на примере командной системы теленаведения, являющейся представительницей класса систем наведения по внешней информации (СНВИ).

Все ограничения по движению цели описаны. Метод наведения – метод «трёх точек». Ракета твердотопливная, выполненная по схеме «утка» (Рис. 1). На ранних этапах выполнения

работ кроме баллистического проектирования производится также расчет внутренней баллистики двигателя, массово-инерционных и аэродинамических характеристик ракеты. На этих этапах система управления принимается идеальной и безинерционной.

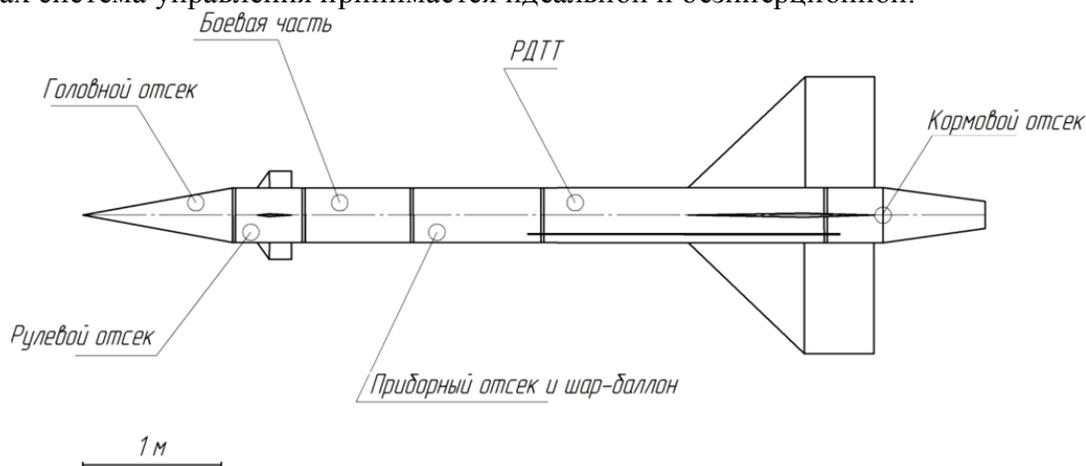


Рис. 1 Типовая компоновка зенитной управляемой ракеты

Баллистическое и аэродинамическое проектирование наряду с динамическим анализом представляет собой один из основополагающих элементов создания управляемой ракеты. Данные процессы включают в себя весьма широкий спектр оценочных, оптимизационных, конструкторских и, зачастую, технологических задач. Конечным результатом является формирование облика ракеты, анализ выполнимости заданных Заказчиком тактико-технических требований (ТТТ). В ТТТ формулируются требования к выходным параметрам изделия, выдвигаются различные ограничения и значения конструкторских параметров.

В дальнейшем проводится динамический анализ ЗУР путём исследования наиболее нагруженной траектории полёта. На этом этапе становится очевидно, что ракета представляет собой нелинейное и нестационарное динамическое звено. Поэтому для анализа реакции ЗУР на управляющее воздействие проводится не хитрая линеаризация путём «замораживания» параметров траектории. После этого рассчитываются динамические коэффициенты и 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.

Первой и, пожалуй, самой важной характеристикой переходного процесса является его вид – устойчивый, неустойчивый или циклический. Полученные в результате моделирования процессы являются устойчивыми, то есть с течением времени значение параметра стремится к фиксированной величине x_{∞} . Поэтому представляется возможным определить время переходного процесса $t_{\text{пн}}$ – время, через которое график функции последний раз пересечёт одну из границ $\pm 5\%$ от фиксированного значения параметра. Это время следует сравнить общим временем полёта и оценить, насколько оно высоко для единичной команды.

Также необходимо оценить колебательность переходного процесса ∇ – число периодов колебаний функции до окончания переходного процесса. Последней из основополагающих характеристик переходного процесса является величина перерегулирования – процентное отношение максимального значения функции к устоявшемуся значению:

$$\sigma = \frac{x_{\text{max}} - x_{\infty}}{x_{\infty}} \cdot 100 [\%]$$

Следует помнить, что для приемлемой управляемости наиболее желательно, когда перерегулирование не превышает 40%.

По итогам анализа трёх переходных процессов делается вывод о непригодности ракеты как динамического звена для непосредственного использования в контуре наведения без системы угловой стабилизации.

Система стабилизации (СС) представляет собой замкнутый следящий контур (Рис. 2), включающий в себя усилитель сигнала, рулевой привод для осуществления управления, непосредственно летательный аппарат, демпфирующий гироскоп для измерения угловой скорости тангажа и корректирующий фильтр.

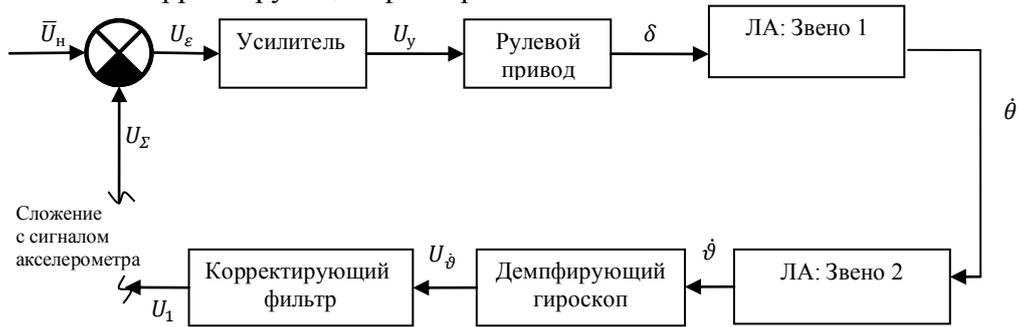


Рис. 2 Функциональная схема основного контура СС

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. 3).

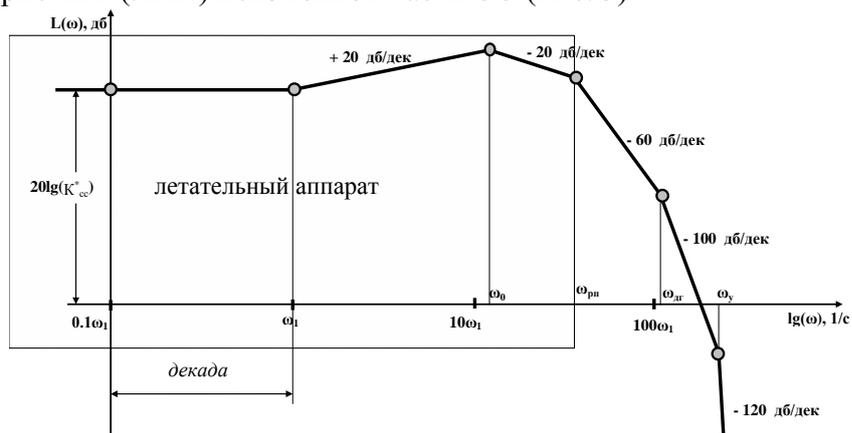


Рис. 3 Асимптотическая ЛАХ неизменной части СС

Построение оси абсцисс происходит за счёт ввода фиксированного отрезка – декады, которая включает в себя целую логарифмическую степень собственной частоты ω_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 ω_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 (Рис. 4). При этом следует запомнить, что ЛАХ моделируется для разомкнутого контура.

При анализе наблюдается большое рассогласование в области частоты ω_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.

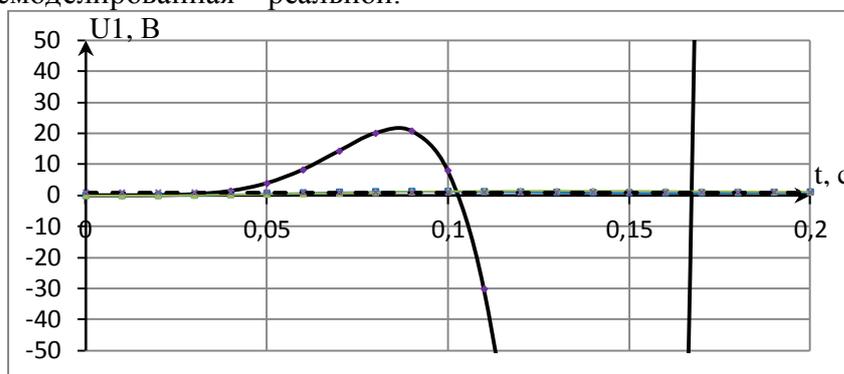


Рис. 4. Переходная функция неизменной части СС

Из анализа графика переходного процесса в замкнутой неизменной части получаем подтверждение, что неизменная часть СС в замкнутом состоянии неустойчива. 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 элементами метода Солодовникова. Определяется желаемая частота среза Солодовникова по желаемому времени переходного процесса.

Имеется построенная ранее 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 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 ВЧ асимптотой неизменной части проводится среднечастотная асимптота с понижением 20 дб/дек.

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

В результате получают первое приближение желаемой ЛАХ (Рис. 5).

Далее находятся значения узловых частот и соответствующих постоянных времени:

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

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. Здесь высокая колебательность ЛА может привести к значительно большим рассогласованиям.

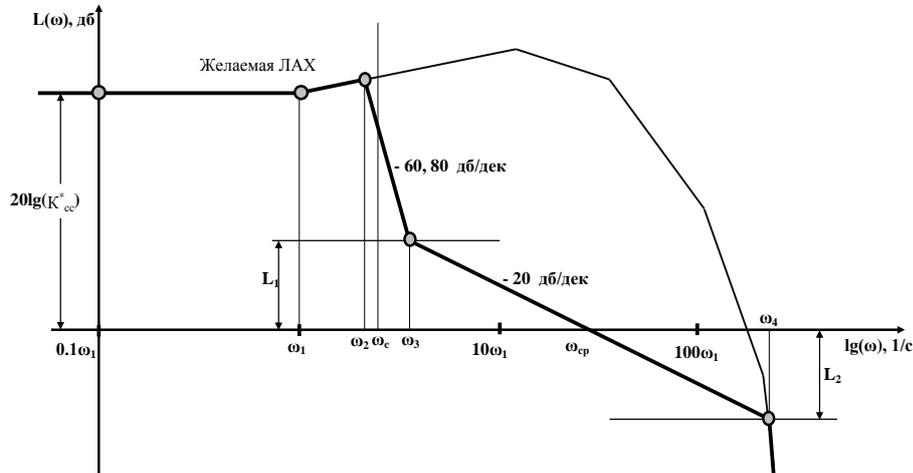


Рис. 5 Асимптотическая ЛАХ желаемой СС

Однако, 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 ОБВ. 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:

$$W_{ж} = W_{нз} \cdot W_{кр}$$

или в логарифмической форме:

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

Откуда искомая логарифмическая характеристика последовательного корректирующего фильтра равна:

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

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 ω_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 ω_0 . В процессе многочисленных приближений должен быть получен корректирующий фильтр, соответствующий корректируемой СС, параметры которой наименее отстают от параметров желаемой СС.

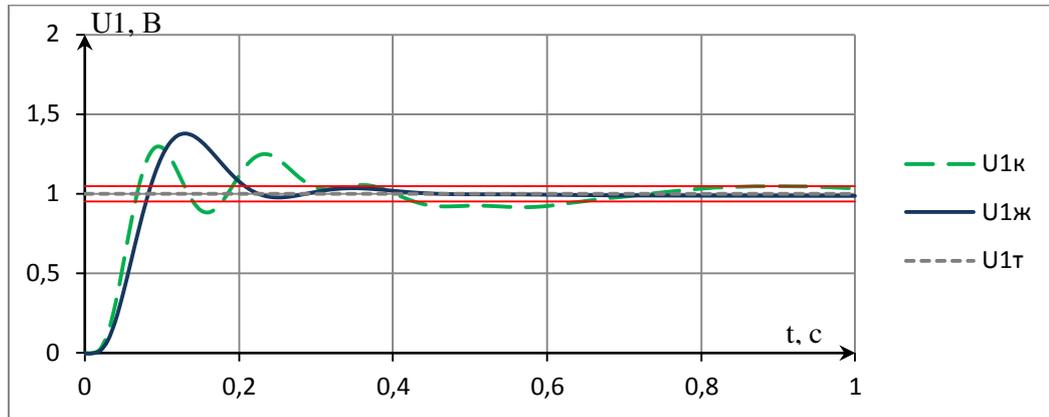


Рис. 6. Переходные функции желаемой и конечной СС и требуемый сигнал

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 ($\sim 25\text{В}$). Заранее проводится аппроксимация СС по этому процессу.

Сигнал $\dot{\theta}$ является низкочастотным для СС по сравнению с выходом $\dot{\theta}$, по которому производился её синтез. Поэтому можно без особых погрешностей пренебречь влиянием малых постоянных времени всех элементов управляющих устройств. По этой же причине можно заменить корректирующий фильтр линейным безинерционным усилителем с коэффициентом усиления равным единице. Эти выводы доказывают возможность замены исходной системы апериодическим звеном.

Основным допущением, принимаемым при синтезе системы наведения (СН), является то, что рассматривается движение в плоскости тангажа. 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 координаторы цели и ЗУР, линия связи и, временно, корректирующий фильтр, принимаются усилителями с единичным коэффициентом усиления.

В этом случае расчётная структурная схема имеет упрощённую структуру (Рис. 7).

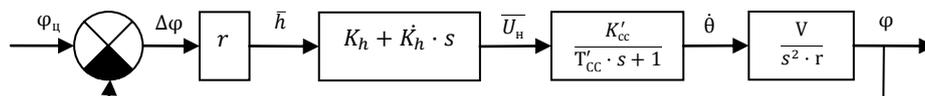


Рис. 7 Схема упрощённой СН

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 φ - 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 ω_h 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 и ОВП, полученные при проектировании ЗУР, приходится урезать снизу до соответствующего минимального полётного времени. В конце работы проводится оценка различных составляющих ошибки наведения и анализ эффективности боевой части.

Проведение описанного объёма работ позволяет детально изучить практические аспекты ТАУ и освоить основные навыки проектирования систем управления в упрощённом виде, обеспечивающем 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. 749с.; ил.
5. Артёмова О.Н., Грабин В.В. Синтез контура командного теленаведения летательного аппарата в программном комплексе «Моделирование в технических устройствах» (МВТУ 3.6). . – М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э. Баумана, 2009. – 24 с.; ил.