

Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана

Факультет «Информатика и системы управления»

Кафедра «Приборы и системы ориентации,
стабилизации и навигации»

Н.Н. ФАЩЕВСКИЙ

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОРОГА СРАБАТЫВАНИЯ ВСТРОЕННОЙ
СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВТОМАТА
СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Электронное учебное издание

Методические указания для выполнения домашнего задания по курсу
«Расчет и синтез автопилотов»
для специальности 161101 специализации
«Автоматы стабилизации систем управления летательных аппаратов»

2013 г.

© 2013 МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА

Рецензент: доц., к.т.н., *Георгий Иванович Ревунков*

Фащевский Н. Н.

Определение порога срабатывания встроенной системы контроля работоспособности автомата стабилизации летательного аппарата. Электронное учебное издание. - М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2013. 18 с. Методические указания для выполнения домашнего задания.

Данное домашнее задание входит в программу курса «Расчет и синтез автопилотов». Этот курс является одной из дисциплин профессионального цикла подготовки специалиста. Домашнее задание необходимо для приобретения студентами практических навыков расчета и синтеза параметров цифровой встроенной системы контроля работоспособности приборов и агрегатов, входящих в состав автомата стабилизации летательного аппарата. При этом исходными данными для домашнего задания являются результаты выполнения студентом первой части курсового проекта на этом же курсе. Тем самым, демонстрируется стандартная последовательность этапов проектирования реальных систем автоматической стабилизации. При решении задания используются методы теории автоматического регулирования для непрерывных и дискретных систем. Работа выполняется на компьютере с использованием математических пакетов.

Предназначено для студентов МГТУ имени Н.Э. Баумана специальности 161101 «Системы управления летательными аппаратами», прежде всего специализации «Автоматы стабилизации систем управления летательных аппаратов». Помимо помощи при выполнении домашнего задания может также использоваться при выполнении курсового и дипломного проектирования.

Рекомендовано НМС факультета ИУ МГТУ им. Н.Э. Баумана

Электронное учебное издание

Фащевский Николай Николаевич

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОРОГА СРАБАТЫВАНИЯ ВСТРОЕННОЙ СИСТЕМЫ
КОНТРОЛЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

© 2013 МГТУ имени Н.Э. Баумана

ОГЛАВЛЕНИЕ

Перечень условных обозначений и сокращений.....	3
1. Цель работы	4
2. Расчетное задание.....	4
3. Теоретическая часть	5
3.1. Необходимость ВСК для выполнения безаварийного полета.	5
3.2. Определение порога срабатывания ВСК	7
3.3. Методика формирования контрольного сигнала ВСК.....	8
3.4. Использование цифровых устройств для реализации ВСК.....	9
3.5. Определение цикла выдачи выходного сигнала ОК через ЦВУ.	11
3.6. Реализация временного резерва для целей ВСК работоспособности.....	14
3.7. Выбор оптимального метода экстраполяции.	17
4. Указания по выполнению	19
5. Содержание отчета	22
6. Контрольные вопросы.....	23
Список литературы.....	24

Перечень условных обозначений и сокращений

ЛА – летательный аппарат;

АС – автомат стабилизации автоматическая бортовая система управления;

ВСК – встроенная система контроля работоспособности;

ПФ – передаточная функция динамической системы;

ЦВУ - цифровое вычислительное устройство в составе АС;

МФС – минимально-функциональная структура АС;

ОК – объект контроля работоспособности, прибор или агрегат в составе АС;

БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина;

ЦАП - цифроаналоговый преобразователь;

R – показатель надежности работы системы управления ЛА;

T – цикл выдачи выходного сигнала с ЦВУ;

Δ_y - порог срабатывания ВСК для агрегата АС, имеющего выходной сигнал $y(t)$;

$y(t)$ - значение выходного сигнала агрегата АС, с объекта контроля работоспособности;

$y^{\text{э}}(t)$ – прогнозируемое (экстраполированное) значение выходного сигнала ОК;

U_K – значение контрольного сигнала ВСК для этого агрегата АС, ОК;

D – дисперсия случайной величины $y(t)$;

σ - среднее квадратичное отклонение случайной величины;

$P(t)$ – вероятность безотказной работы в течении времени t ;

$Q(t)$ - вероятность отказа в течении времени t ;

λ - интенсивность отказа объекта контроля работоспособности, 1/час.

1. Цель работы

Проектирование приборов и систем ориентации, стабилизации и навигации – сложный процесс. Практическая невозможность экспериментальной оптимизации уже готовой системы требует выбора оптимального решения на ранних стадиях проектирования, причем разработанная система должна удовлетворять заданному уровню эффективности: $\Phi \geq \Phi_{\text{зад}}$. Эффективность является комплексной характеристикой системы, одним из показателей которой является показатель надежности R . Вследствие конечной надежности исходных элементов, обеспечение требуемого значения R возможно только введением различных видов избыточности, а также специальных устройств, предназначенных для оценки параметров работоспособности отдельных элементов (агрегатов), входящих в состав системы управления самолетом.

Целью работы является освоение практических навыков расчета количественных параметров встроенной системы контроля (ВСК) работоспособности приборов и агрегатов, входящих в состав автомата стабилизации (АС) летательного аппарата (ЛА), с учетом того, что в структуре АС используются цифровые вычислительные устройства (ЦВУ).

2. Расчетное задание

1. Определить передаточную функцию системы «ЛА-АС».
2. При заданной допустимой ошибке оцифровки в 5%, определить величину цикла T ЦВУ выдачи выходного сигнала с агрегата, входящего в состав АС.
3. Выбрать метод экстраполяции выходного сигнала с агрегата, входящего в состав АС, наиболее удобный для алгоритмизации.
4. Выбрать агрегат АС, описанный в курсовом проекте и имеющий выходной сигнал $y(t)$, значение которого в процессе полета можно получить путем

моделирования.

5. Провести моделирование работы системы «ЛА-АС» + ВСК. ВСК с алгоритмом предсказания выходного сигнала $y^3(t)$, выбранного агрегата АС. Запись результатов $y(Tk)$ и $y^3(Tk)$ для $k = 0, 1, 2, \dots$ до окончания процесса моделирования.
6. Рассчитать модули значений контрольных сигналов $|U_k(Tk)|$ для каждого момента времени Tk . Определить нижнюю границу порога срабатывания ВСК $\Delta_y = |U_{k \min}^{\text{ДОП}}|$, считая процесс стационарным без учета возмущений.

3. Теоретическая часть

3.1. Необходимость ВСК для выполнения безаварийного полета.

Под безопасностью полета ЛА понимают выполнение полета без летного происшествия. Летное происшествие – событие, при котором произошло повреждение или разрушение ЛА в процессе выполнения полетного задания. Причиной летного происшествия является неблагоприятный фактор (или факторы), один из которых - это технический фактор. По статистике, отказы в структуре системы управления ЛА могут быть причиной летного происшествия в 25% случаев. Иначе говоря, под безопасностью полета системы «самолет-летчик-САУ» понимают внутреннее свойство системы, обеспечивающее полет самолета с требуемым значением параметров движения при всех реальных условиях эксплуатации и работы экипажа. Численным выражением безопасности является следующее требование Авиационных Правил (АП-25 или FAR-25) : «Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к возникновению катастрофической ситуации оценивалось как практически невероятное ($Q \leq 10^{-9}$), а суммарная вероятность возникновения катастрофической ситуации, вызванная отказными состояниями для ЛА в целом не превышала $Q \leq 10^{-7}$ на 1 час полета».

По окончании первого этапа проектирования САУ ЛА разработчиком определена минимально-функциональная структура (МФС) системы, отвечающая требованиям технического задания (ТЗ) по качеству стабилизации. Т.е. определен минимально необходимый набор компонентов САУ ЛА (приборов, агрегатов, датчиков и т.п.). Становится возможным определение характеристик безопасности полета по интенсивностям отказа компонентов САУ ЛА. При современном уровне развития техники, МФС системы стабилизации, как правило, не удовлетворяет требованиям ТЗ в части допустимой вероятности возникновения критической ситуации, вызванной отказами в системе управления.

Поэтому на следующем этапе проектирования системы необходимо двигаться по пути построения такой САУ ЛА, в которой отказ того или иного компонента не приводит к отказу всей системы. Это может быть достигнуто созданием какого-либо вида избыточности при построении САУ. Как правило, применяют структурную избыточность, т.е. резервирование - использование дополнительных элементов сверх минимально необходимых по схеме отдельного резервирования по каналам стабилизации.

Помимо наличия резервных компонентов в структуре канала автомата стабилизации (АС) необходимо также предусмотреть выполнение следующих функций:

- оценка работоспособности компонентов АС, независимая от собственных процедур самопроверки самих компонентов;
- управление резервными компонентами АС;
- исключение отказавшего компонента из структуры АС;
- оповещение летчика об отказе.

Совокупность элементов САУ ЛА, предназначенных для выполнения этих функций, называется встроенной системой контроля (ВСК) работоспособности. А резервированные компоненты АС, которые подвергаются такому контролю, в этом случае называют объектами контроля — ОК.

Исходя из функций, выполняемых ВСК, она является арифметико-логическим и преобразующим устройством. В основе принципа ее работы лежит формирование так называемого контрольного сигнала, характеризующего работоспособность ОК. Предельная величина контрольного сигнала, соответствующая условной границе между состоянием отказа и исправной работы ОК, называется **порогом срабатывания** Δ ВСК. Контрольный сигнал сравнивают с порогом срабатывания в кворум элементе ВСК, результатом чего является факт отказа ОК или отсутствия отказа.

По существу, в любой момент времени контрольный сигнал $U_K(t)$ является функцией рассогласования действительного значения $Y_D(t)$ сигнала, характеризующего реальное состояние ОК, и расчетного значения $Y_P(t)$ сигнала, соответствующего условно исправному состоянию ОК. Таким образом, контрольный сигнал описывается следующим выражением:

$$U_K(t) = [Y_D(t) - Y_P(t)] \quad (\text{см. Рис.1}).$$

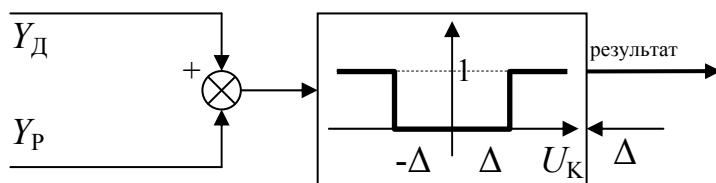


Рис.1. Схема работы кворум элемента с настройкой порога срабатывания

3.2. Определение порога срабатывания ВСК

Оптимальность алгоритма контроля в основном определяет длительность важнейших периодов реакции самолета на отказ САУ, а значит, и величину реакции на отказ САУ, т.е. совершенство динамических характеристик ВСК и, в конечном счете, уровень безопасности полета. В самом деле, момент достижения контрольным сигналом порога срабатывания является моментом обнаружения отказа ОК и, таким образом, определяет длительность скрытного периода отказа.

На практике применяется так называемый расчет на наихудший

случай для предварительного получения величины $|U_{Kmin}^{ДОП}|$ как порога срабатывания. Суть этого расчета заключается в том, что применительно к определенному этапу полета случайные внешние воздействия заменяются детерминированными; параметры САУ устанавливаются на границах их полей допусков с тем, чтобы получить наибольшее из возможных значение контрольного сигнала (так называемый «наихудший разброс» параметров). При этих условиях проводится моделирование системы «самолет — САУ» без имитации отказов последней и за $|U_{Kmin}^{ДОП}|$ принимается максимальное значение контрольного сигнала $|U_K(t)|$.

Расчет на наихудший случай в приведенной, наиболее грубой форме иногда уточняют, проведя первый этап расчета — определение величин σ_U и m_U одним из методов вероятностного анализа, но при «наихудшем разбросе» параметров САУ. Затем величину $|U_{Kmin}^{ДОП}|$ определяют по соотношению

$$|U_{Kmin}^{ДОП}| \approx |m_U| + b \cdot \sigma_U,$$

где b — положительное число, обычно принимаемое равным 3.

3.3. Методика формирования контрольного сигнала ВСК.

В настоящее время существуют различные методы формирования контрольного сигнала ВСК, прежде всего, по отношению к определению расчетного значения $Y_p(t)$ сигнала. Это способ контрольного сигнала с помощью аналога, способ формирования контрольного сигнала с помощью тест-сигналов и способ формирования контрольного сигнала с помощью порогового значения действительного сигнала.

Наиболее распространенный способ формирования, особенно при применении резервирования компонентов САУ ЛА — это аналоговый способ формирования контрольного сигнала ВСК. При аналоговом способе формирования контрольного сигнала сигналы $Y_d(t)$ и $Y_p(t)$ описываются практически близкими дифференциальными уравнениями. Физически сигналы $Y_d(t)$ и $Y_p(t)$ могут формироваться самым разнообразным образом. Наиболее

простой путь — сравнение выходных сигналов двух идентичных устройств в резервированной структуре. Возможны так же случаи, когда одно из устройств является упрощенной моделью другого.

3.4. Использование цифровых устройств для реализации ВСК.

При разработке современных агрегатов САУ ЛА возросла роль цифровой микроэлектроники, которая позволяет уменьшить габаритные размеры, массу и энергопотребление, а также повысить эффективность системы. При этом речь может идти как о центральной бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ), занимающейся всем комплексом расчетов и логики, так и об отдельных контроллерах для локальных задач. Поэтому принципиально, используя наличие в составе САУ цифровых вычислительных устройств (ЦВУ), целесообразно реализовать функции ВСК на их основе. Т.е. необходимо применить аппаратные методы ВСК в виде программных алгоритмов контроля работоспособности для всех ОК, входящих в САУ.

При использовании ЦВУ обычно возникает еще одна возможность. ЦВУ устанавливается штатным образом для выполнения ограниченного кол-ва алгоритмов. Время необходимое для реализации штатных алгоритмов:

$$T_{\text{АЛ}} \approx T_{\text{ВВ}} + T_{\text{СЧ}},$$

где $T_{\text{ВВ}}$ — время, необходимое для выполнения операций ввода и вывода, $T_{\text{СЧ}}$ — время, необходимое для выполнения операций счета. Ввод, вывод и счет напрямую зависят от тактовой частоты ЦВУ, которая на сегодняшний день имеет порядок $10^6 \div 10^9$ Гц. Таким образом, штатные алгоритмы выполняются практически мгновенно. В то же время, в реальных условиях эксплуатации авиационного оборудования работа ЦВУ с цифроаналоговым преобразователем (ЦАП) на таких частотах ведет к весьма существенному росту (на два порядка) числа сбоев в шинах данных, в связи с фоновым шумом и частичной нестабильностью электропитания. Поэтому реальная частота выдачи информационного сигнала с ЦВУ в САУ через ЦАП, должна быть существенно

снижена.

Любое ЦВУ при моделировании можно заменить эквивалентным дискретным фильтром и элементом запаздывания с передаточной функцией $W_{Ц}(s) = e^{-T \cdot s}$. При этом полезный дискретный сигнал зашумляется помехой, вносимой квантованием по уровню, который можно представить в виде $S_X(k \cdot T)$. Обычно величина запаздывания равна циклу работы ЦВУ (Рис.2.). Тогда передаточную функцию непрерывной системы можно записать как:

$$W_{Н}(s) = W_{Н}(s) \cdot e^{-T \cdot s}.$$

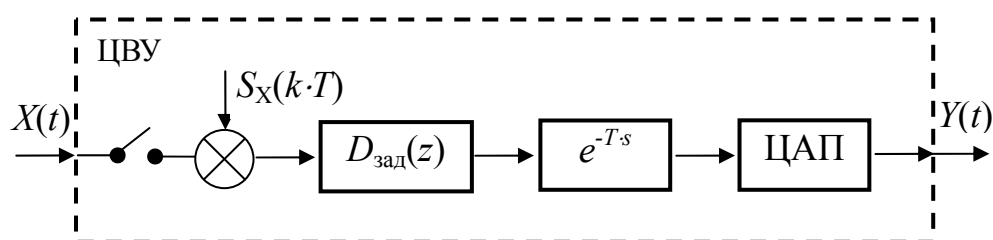


Рис.2. Представление ЦВУ САУ ЛА

Вообще допустимая величина цикла T выдачи информации в САУ через ЦАП определяется из следующих условий:

- выполнения необходимых операционных вычислений, в том числе и по контролю работоспособности – T_1 ,
- комфорта пассажиров и работоспособности экипажа - T_2
- допустимой динамической ошибки квантования - T_3 ,
- возможности восстановления управляющего сигнала в непрерывной форме из дискретного сигнала - T_4 .

Таким образом цикл определяется как минимально возможный - $T = \min\{T_1, T_2, T_3, T_4\}$. Для самолетов изменение параметров движения при выполнении заданных маневров происходит плавно, чем обеспечиваются благоприятные условия работы экипажа, комфорта пассажиров и малые величины динамических ошибок квантования. Вследствие этого

$$T_2 > \begin{cases} T_1 \\ T_4 \end{cases} \quad \text{и} \quad T_3 > \begin{cases} T_1 \\ T_4 \end{cases} \quad \text{следовательно, } T = \min\{T_1, T_4\}.$$

3.5. Определение цикла выдачи выходного сигнала ОК через ЦВУ.

Любой ОК в течение определенного промежутка времени обеспечивает наперед заданный уровень безопасности. Однако на практике этот промежуток времени на много меньше общего времени полета (или заданного расчетного времени). Поскольку при положительном дифференциальном наземном предполетном контроле технического состояния САУ ЛА, время непрерывной работы ОК определяют от момента последней проверки работоспособности до текущего момента τ , то вероятность безотказной работы ОК при внезапных его отказах в этом случае определяется выражением:

$$P_i^{\text{без}}(t) = e^{-\lambda \cdot \tau},$$

где λ - интенсивность отказа ОК, τ - время непрерывной работы системы.

Задаваясь выше описанным требованием о допустимой вероятности катастрофической ситуации, вызванной отказами, возможно сформулировать эту характеристику для ОК: $Q_{\text{доп}}(t) = 1 - e^{-\lambda \cdot \tau}$

Тогда величина цикла, определяемая из условия по контролю работоспособности ОК: $T_1 = \tau_i^{\text{доп}} = \frac{\ln(1 - Q_{\text{доп}})}{-\lambda_i}$.

Принципиально при расчете цикла квантования T_4^c можно использовать теорему Котельникова (другое название — теорема отсчетов К. Шеннона). Эта теорема применима к непрерывным сигналам с ограниченным спектром. Если есть непрерывный сигнал $y(t)$, спектр которого

ограничен некоторой частотой f_0 , то сигнал $y(t)$ может быть полностью восстановлен по последовательности своих отсчетных значений, следующих с интервалом времени $T = 1/(2f_0)$, и представлен аналитически в виде ряда Котельникова :

$$y_0(t) = \sum_{-\infty}^{\infty} y_0^*(nT) \frac{\sin \omega_0(t - nT)}{\omega_0(t - nT)}.$$

Т.е. спектральная плотность сигнала $S_y(\omega)$ должна быть равна нулю при $\omega > \omega_0 = 2 \cdot \pi \cdot f_0$ - этот непрерывный сигнал может быть заменен дискретным сигналом с интервалом дискретности $T = \pi/\omega_0$. При этом, оба сигнала будут эквивалентны с точки зрения той информации, которая в них содержится. Вообще функция $y(t)$ и ее спектральная характеристика $\Phi(j\omega)$ также связаны между собой соотношением:

$$y(t) = \int_0^{\infty} \text{Re}[\Phi(j\omega)] \cdot \cos(\omega t) \cdot d\omega + \int_0^{\infty} \text{Im}[\Phi(j\omega)] \cdot \sin(\omega t) \cdot d\omega.$$

Практическое применение нашли т.н. СПЕКТРАЛЬНЫЕ ПЛОТНОСТИ, представляющие собой кривые плотности распределения дисперсий амплитуд в функции частоты $S_y(\omega)$. Под спектральной характеристикой $\Phi(j\omega)$ понимается передаточная функция замкнутой системы в виде ОК со своим входным воздействием $S_{ВХ}(\omega)$. На практике для расчетов используется сам спектр ОК $S_y(\omega) = |\Phi(j\omega)|^2 \cdot S_{ВХ}(\omega)$.

Однако в реальных системах управления процессы регулирования всегда имеют конечное время, следовательно, спектры таких функций неограниченны. Функция $y(t)$ удовлетворяет условиям Дирихле и обладает неограниченным спектром $\Phi(j\omega)$. Поэтому они могут быть разложены в ряд Котельникова только приближенно. При определении исходной величины T_4^c проводится исследование на режиме, который на возмущение имеет самый "широкий" спектр. Поскольку структура исходной непрерывной системы или отдельного ОК известна, то построение её спектра не представляет труда с

учетом формулы обратного преобразования Фурье по частотам на конечном промежутке $[-\omega_0 ; \omega_0]$, и, следовательно, представим исходный непрерывный сигнал в следующем виде:

$$y(t) = 1/(2\pi) \int_{-\omega}^{+\omega} \Phi(j\omega) \cdot e^{-j\omega t} \cdot d\omega .$$

Вообще, в процессе полета и выполнения маневров ЛА величина $y(t)$ для случайного момента времени является случайной функцией времени. Хорошей характеристикой этой случайной величины может быть корреляционная функция $K_y(t)$. При фиксированных значениях времени она превращается в дисперсию: $K_y(t) = D$.

При проектировании САУ ЛА в ТЗ присутствует величина допустимой ошибки регулирования ε_{Δ} , которая в свою очередь определяет допустимую ошибку выходной величины ОК Δy , и, таким образом, непрерывный сигнал $y(t) = y_0(t) + \Delta y(t)$. Если считать, что $y_0(t)$ является лучшим приближением функции $y(t)$, то существует среднеквадратичная погрешность σ такого приближения.

Допустим, что дисперсия выходной величины распределена так, что основная ее часть D_0 приходится на частоты ниже ω_0 , а на частоты выше ω_0 приходится относительно небольшая ее часть ΔD , т.е. $D = D_0 + \Delta D$. При этом вся дисперсия выходной величины может быть представлена как:

$$D = \int_0^{\infty} S_y(\omega) \cdot d\omega , \text{ а ее части } D_0 = \int_0^{\omega_0} S_y(\omega) \cdot d\omega \text{ и } \Delta D = \int_{\omega_0}^{\infty} S_y(\omega) \cdot d\omega .$$

При этом, исходя из допустимой ошибки выходной величины ОК Δy , среднеквадратичная погрешность σ такого приближения будет определяться выражением: $\sigma^2 = \Delta D/D$. Для расчетов это выражение удобнее представить иначе: $1 - \sigma = D_0/D$. Вычисление частотной площади производят обычно графоаналитическим методом, и после этого определяется величина ω_0 (Рис.3). Существуют и другие методы приближенного определения цикла квантования, например, с использованием методов теории чувствительности или Z-

преобразования. В любом случае, минимальная величина цикла выдачи информации $T \gg T_{\text{АЛ}}$ и тогда разница между ними дает временной резерв $T - T_{\text{АЛ}} = T_{\text{РЕЗ}}$, который можно использовать для реализации в ЦВУ других задач.

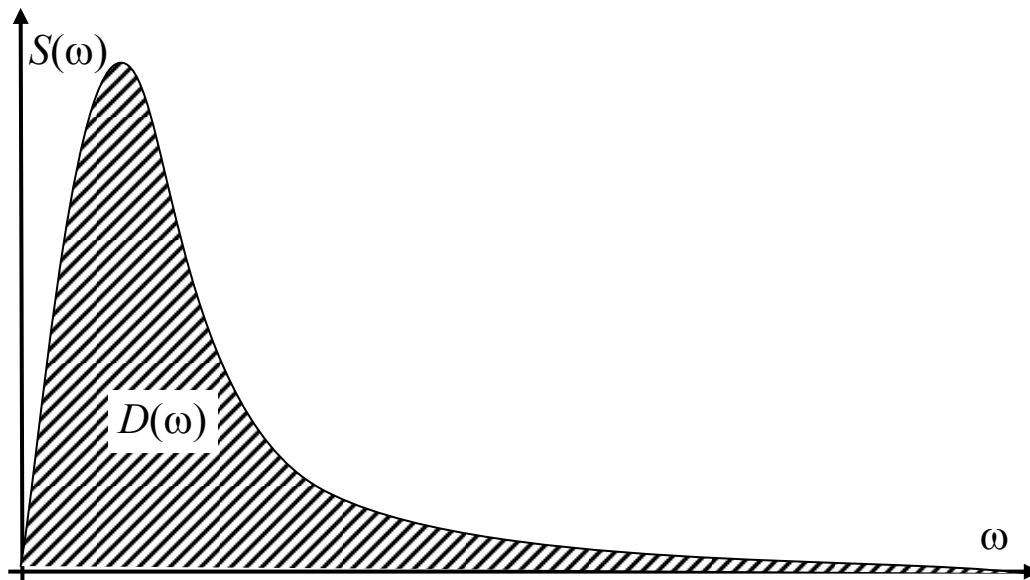


Рис.3. Примерный вид спектральной характеристики

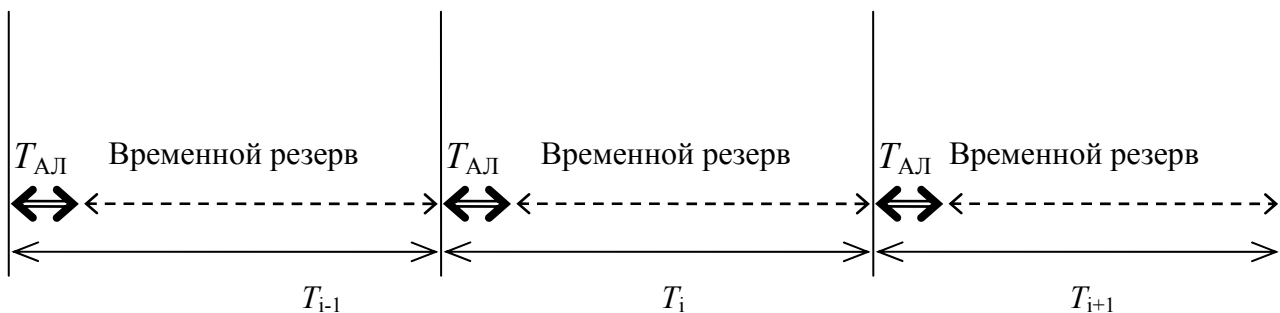


Рис.4. Образование внутри цикла работы ЦВУ временного резерва после обработки информации

3.6. Реализация временного резерва для целей ВСК работоспособности.

Поскольку мы ведем речь о безопасности полета ЛА и построении ВСК, то, соответственно, в течении $T_{\text{РЕЗ}}$ можно реализовать ВСК в виде алгоритмов работы ЦВУ. Первое, что необходимо осуществить в течение временного резерва, это прописать алгоритм работы кворум элемента, включая пороговое устройство – формирование условного оператора с проверкой

Для работы этого алгоритма при аналоговом способе формирования контрольного сигнала, как было сказано выше, необходимо, чтобы сигналы $Y_d(t)$ и $Y_p(t)$ описывались практически близкими дифференциальными уравнениями, но при этом физически сигналы $Y_d(t)$ и $Y_p(t)$ могут формироваться самым разнообразным образом.

Современное ЦВУ использует развитое математическое и программное обеспечение. Таким образом, на базе ЦВУ при наличии временного резерва между соседними моментами выдачи управляющего сигнала, возможно, прогнозировать будущие величины выходных сигналов ОК за один (или два) цикла до наступления этого момента. А также, в течение временного резерва сравнивать между собой значение реального сигнала и его же значение, рассчитанное для этого момента времени в виде математического прогноза.

Выходные сигналы системы датчиков первичной информации и сервопривода САУ являются непрерывными функциями времени, характер изменения которых зависит от технического состояния систем. Действительно, траектория движения в пространстве системы "самолет-летчик-САУ" при работоспособном состоянии САУ может быть описана непрерывной гладкой функцией времени с непрерывными производными вплоть до n -го порядка.

Для экстраполяции выходных сигналов любой системы САУ, представляющих собой непрерывные функции, используется БЦВМ, поэтому любая непрерывная функция должна быть представлена аппроксимирующим рядом с требуемой точностью. Пусть $y = f(x)$ есть некоторая непрерывная функция. Тогда, согласно теореме Вейерштрасса: "каждая функция, непрерывная в интервале $[t_1, t_2]$, может быть представлена в этом интервале с любой степенью точности таким полиномом $P(t)$, что абсолютная величина разности между функцией $y = f(x)$ и этим полиномом $P(t)$ может быть сделана меньше, чем любая наперед заданная положительная величина Δ ".

Следовательно, в дискретные моменты времени $t_i \in T_p$, где $i = 0, 1, \dots (n-1)$, T_p - время полета самолета на данном режиме, значения функции $y_m = f(x)$ (изменение m -го параметра во времени) и близкого к ней полинома $P_m(t)$ должны совпадать с точностью до малой величины Δ , причем их близость должна быть, по крайней мере, близостью первого порядка:

$$|f_m(t_n) - P_m(t_n)| \leq \Delta_0$$

$$|f_m(t_{n-1}) - P_m(t_{n-1})| \leq \Delta_0$$

.....

$$|f_m(t_{n-k}) - P_m(t_{n-k})| \leq \Delta_0$$

$$|f'_m(t_n) - P'_m(t_n)| \leq \Delta_1$$

$$|f'_m(t_{n-1}) - P'_m(t_{n-1})| \leq \Delta_1$$

.....

$$|f'_m(t_{n-k}) - P'_m(t_{n-k})| \leq \Delta_1$$

Теперь требуется по известным значениям $f_m(t_j)$ в прошлом ($t_j \in T_p$) предсказать его значение $P_m(t_i)$ в будущем ($t_i \in T_p$), где $t_i > t_j$.

Таким образом, задача прогнозирования сведена к отысканию аппроксимирующего аналитического выражения $P_m(t)$ для контролируемого процесса изменения сигнала $y_m(t)$ m -го параметра движения системы "самолет-САУ", то есть к построению математической модели сигнала $y_m(t)$ изменения m -го параметра системы «ЛИА-АС» в будущем по результатам его изменения в прошлом $y_m(t_{i-1})$. Поскольку в ЦВУ, как правило, используют синхронные процессоры, то интервалы между соседними известными (измеряемыми) значениями m -го сигнала при $t_i \in T_p$, $i = 0, 1, \dots (n-1)$, являются постоянным $T = t_i - t_{i-1} = const$, выше описанными циклами выдачи информации.

Тогда прогнозируемое значение сигнала $y_m(t_i)$, вычисляемое для момента времени $i = 0, 1, \dots (n-1)$ равно:

$$y_m^{\exists}(t_i) \approx P_m(T \cdot i).$$

Существует ряд методов прогнозирования при решении задач как в

детерминированной, так и в вероятностной постановке.

Известны численные математические методы экстраполяции (нахождение дискретного значения функции за отрезком узловых точек, при известных значениях функции в предыдущих узлах) Чебышева, Лагранжа и т.д. Основными, наиболее часто применяемыми, методами экстраполяции сигналов для цифровых встроенных систем контроля являются методы Адамса, Ньютона, Бетфорта, Милна, Хеминга и др., в основе которых лежат известные методы для решения дифференциальных уравнений и их систем. Для прогноза значения функции в следующей точке используется информация об этой функции в предыдущих точках, и при необходимости осуществляется коррекция.

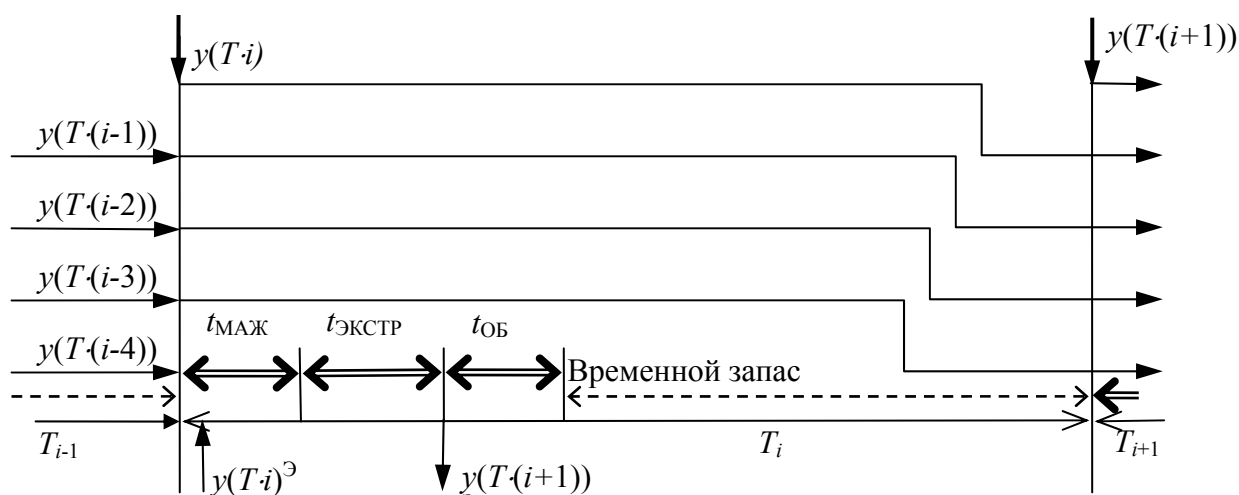


Рисунок 5 - Схема реализации временного резерва для алгоритма определения отказа с использованием экстраполяции

3.7. Выбор оптимального метода экстраполяции.

В настоящее время к бортовому оборудованию самолетов предъявляются очень жесткие требования по габаритным, массовым, стоимостным и энергетическим характеристикам. Принимая все это во внимание, необходимо, чтобы алгоритм работы и сама структура экстраполятора были простыми. В зависимости от емкости запоминающего устройства ЦВУ для прогноза можно использовать разное количество предыдущих отсчетов функции (шагов). Сам же алгоритм представляет из себя

просто расчетную формулу.

Для реализации могут использоваться формулы, в основе которых лежит известный метод Рунге-Кутта для решения систем дифференциальных

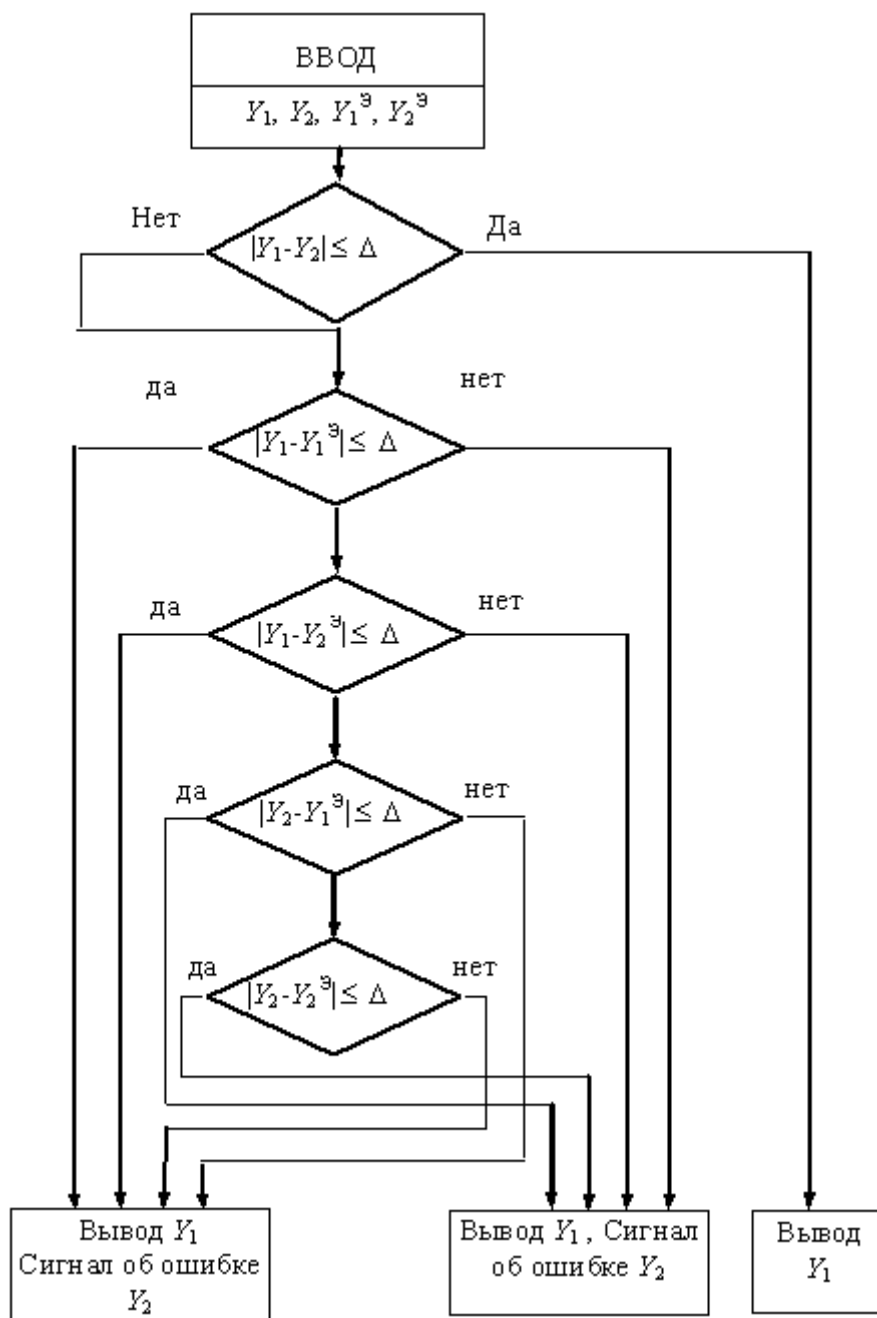


Рисунок 6 - Алгоритм работы ВСК с использованием прогноза на базе ЦВУ с дублированной структурой ОК (пример ВСК).

уравнений, в частности формула Адамса (наиболее распространенная) бывает в трехшаговом виде: $y_{k+1}^э = y_k^T + h/12 \cdot (5f_{k-2} - 16f_{-1k} + 23f_k + R)$,

или в четырехшаговом виде формула Адамса-Башфорта определяется выражением: $y_{k+1}^{\mathcal{O}} = y_k^T + h/24 \cdot (55f_k - 59f_{k-1} + 37f_{k-2} - 9f_{k-3}) + 251/720 \cdot h^5 y^{(5)}$, где

y_k^T - текущий сигнал;

$y_{k+1}^{\mathcal{O}}$ - предсказанный сигнал;

$\nabla = t_{k+1} - t_k$;

$h = \Delta t$ (в нашем случае T , цикл выдачи информации);

$f_k = dy_k^T/dt = (y_k^T - y_{k-1}^T)/\Delta t$ текущая производная на k -ом шаге ;

f_{k-1}, f_{k-2} - значения производных текущего сигнала на предыдущих тактах;

R – ошибка усечения.

Для реализации могут использоваться формулы, в основе которых лежит интерполяционный многочлен в форме Лагранжа, в частности формула Милне, сигнал экстраполяции вычисляется по формуле:

$$y_{k+1}^{\mathcal{O}} = y_{k-3}^T + \frac{4h}{3} (2f_k - f_{k-1} + 2f_{k-2}) + 28/90 \cdot h^5 y^{(5)},$$

Выбор метода прогноза и формулы для экстраполяции определяет пользователь, ориентируясь на вычислительные возможности и на требуемую точность. Относительная погрешность предсказания определяется выражением:

$$\Delta y_{k+1}^T = [(y_{k+1}^{\mathcal{O}} - y_{k+1}^T)/y_k^T] \cdot 100\%.$$

4. Указания по выполнению

Задание базируется на исходных данных курсового проекта на пятом курсе, посвященного расчету и синтезу АС ЛА и его отдельных агрегатов. На момент выдачи домашнего задания (ДЗ), структура системы стабилизации уже определена.

Согласно типовому техническому заданию на курсовой проект, необходимо спроектировать один из каналов системы, стабилизирующий и управляющий движением ЛА. В задании первоначально необходимо синтезировать закон управления АС, т.е. алгоритм работы БЦВМ в режиме

управления. Затем, в соответствии с законом управления определить минимально-функциональную структуру системы и конкретизировать ее вплоть до отдельных агрегатов. Следующий этап проектирования предполагает расчет параметров системы стабилизации. Большинство методик предварительного расчета параметров динамических систем используют для этого математическую модель движения системы «ЛА-АС» - т.е. систему дифференциальных уравнений, ее описывающих.

Если в качестве вычислительного устройства АС используется цифровая вычислительная машина, то необходимо определить величину дискретности, с которой можно управлять полетом. Иначе говоря, тактовую частоту управления или цикл квантования по времени, с которым необходимо вырабатывать управляющий сигнал в ЦВУ. Одним из условий выбора цикла является возможность восстановления управляющего сигнала в непрерывной форме из дискретного. Как описывается в литературе, это лишь одно из условий выбора такта обработки, но на практике это условие зачастую является основным, т.к. получившаяся величина такта минимальна [2] (спектральную характеристику представить графически).

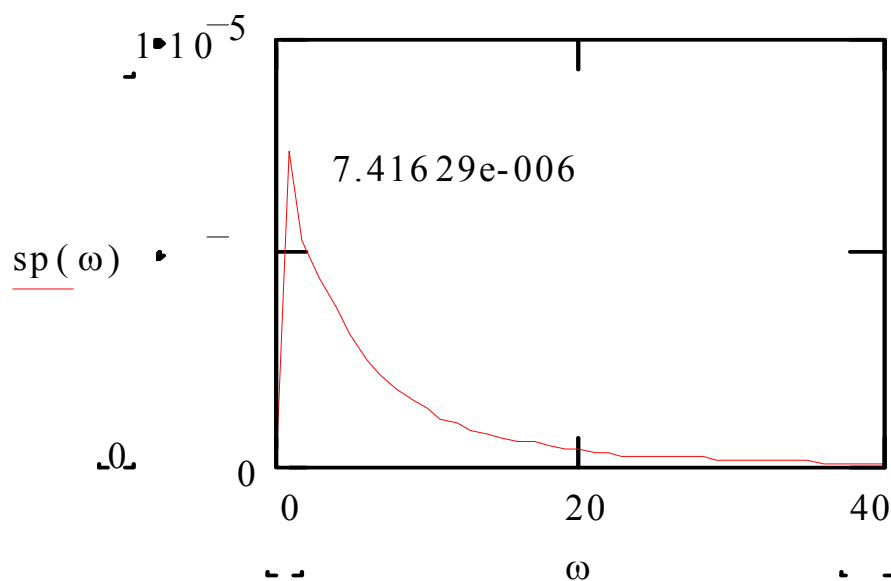


Рисунок 7 - Пример рассчитанной спектральной характеристики.

Превышение величины цикла над временем, необходимым для отработки основной задачи (реализации основного алгоритма) ЦВУ, определяет временной резерв, в течении которого возможно реализовать алгоритмы работы ВСК работоспособности приборов и агрегатов входящих в состав АС.

Одним из алгоритмов работы ВСК является алгоритм экстраполяции выходного сигнала. Алгоритм формирования предсказания (экстраполирования) работает при условии существования значений выходного сигнала за несколько предыдущих тактов (количество тактов определяется методом экстраполяции) [3].

Таким образом, возможно провести математическое моделирование работы системы «самолет — АС» и определять значение выходного сигнала АС $Y_p(t)$ в течении времени моделирования, фиксируя его $Y_p(T \cdot i)$ с дискретностью соответствующей циклу выдачи информации T , где $i = 0, 1, 2, 3, \dots$. Параллельно с этим, необходимо рассчитывать по выбранной формуле экстраполированные значения этого же сигнала $Y_{\varepsilon}(T \cdot i)$. Необходимо учесть, что первые 2 (3, 4, .. – в зависимости от метода экстраполяции) рассчитанные значения будут ложными. Разница между самим значением и экстраполированным будет являться ошибкой метода для конкретного такта и может служить основой для определения порога срабатывания ВСК (представить графически).

Одним из методов определения порога срабатывания ВСК является метод статистических испытаний при моделировании. В учебном ДЗ - в течение времени протекания переходного процесса Вашей системы «ЛА-АС». Результаты записываются с дискретностью, соответствующей периоду квантования, и обрабатываются. За порог срабатывания принимается рассчитанная величина математического ожидания [4] ошибки экстраполяции соответствующей величины.

5. Содержание отчета

1. Исходные данные конкретного варианта задания.
2. Вид передаточной функции системы «ЛА-АС» по анализируемому параметру АС. Спектральная характеристика этого параметра. Выбранный цикл выдачи информации при использовании ЦВМ.
3. Выбранный метод экстраполяции его аналитическое выражение. Таблица отображающая реальное значение параметра, его предсказанное значение и текущую ошибку для всех моментов времени.
4. Порядок расчета и значение порога срабатывания ВСК.
5. Отчет предоставляется в бумажном и в электронном видах.

6. Контрольные вопросы

При защите Домашнего задания необходимо знать определения и описания следующих понятий:

1. Понятие передаточной функции системы «ЛА-АС».
2. Основные методы экстраполяции непрерывных функций.
3. Понятие встроенной системы контроля работоспособности САУ ЛА.
4. Основные методы определения порога срабатывания ВСК САУ.
5. Особенности цифрового вычислительного устройства САУ ЛА.

Список литературы

1. Окоёмов Б.Н. Методы расчета автопилотов, содержащих в контуре БЦВМ: Методические указания. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1988. – 52 с.
2. Малахов А.А., Рожченко Е.Е. Моделирование систем летательный аппарат - автопилот: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1993. – 96 с.
3. Михалёв И.А., Окоёмов Б.Н., Чикулаев М.С. Системы автоматического и директорного управления самолётом. – М.: Машиностроение, 1974. – 232 с.
4. Окоёмов Б.Н. Принципы проектирования гироскопических систем по критерию надежности: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1985. – 50 с.
5. Окоёмов Б.Н., Петров В.М., Фащевский Н.Н. Бортовая ЭВМ как вычислительное и контрольное устройство пилотажно-навигационного комплекса для самолета общего назначения // Вестник МГТУ. Приборостроение. - 1997. - №2. - С.60-70.
6. Солодовников В.В., Плотников В.Н., Яковлев А.В. Основы теории и элементы систем автоматического регулирования. Учебное пособие для вузов. - М.: Машиностроение, 1985, 536с.
7. Решетов Д.Н. и др. надежность машин: Учебное пособие. – М.: Высшая школа., 1988. – 238 с.
8. ГОСТ 27.002-89. Надежность в технике. Основные понятия, термины, определения. – М.: Изд-во стандартов, 1989. – 37 с.
9. ГОСТ 27.301-95. Надежность в технике. Основные положения. – М.: Изд-во стандартов, 1995. – 11 с.