**Оглавление**

[1. Техническое задание 2](#_Toc279603888)

[2. Введение 4](#_Toc279603889)

[3. Описание метода расчета 5](#_Toc279603890)

[4. Сущность методики 7](#_Toc279603891)

[5. Расчет 14](#_Toc279603895)

[5.1. Формулы расчета передаточных чисел 14](#_Toc279603896)

[5.2. Оценка ЛА как объекта управления 15](#_Toc279603897)

[5.3. Расчет передаточных чисел 17](#_Toc279603899)

[5.4. Расчет скорректированных передаточных чисел 18](#_Toc279603900)

[5.5. Проверка результатов 22](#_Toc279603901)

[6. Датчик угловой скорости ДУСв-5 23](#_Toc279603902)

[6.1. Назначение 23](#_Toc279603903)

[6.2. Принцип действия волоконно-оптического гироскопа 24](#_Toc279603904)

[6.3. Пределы обнаружения угловой скорости 25](#_Toc279603905)

[6.4. Описание ДУСв-5 26](#_Toc279603906)

[6.5. Основные технические характеристики 27](#_Toc279603907)

[7. Рулевой агрегат управления 28](#_Toc279603908)

[7.1. Описание рулевого агрегата управления 28](#_Toc279603909)

[7.2. Конструкция 28](#_Toc279603910)

[8. Список литературы 31](#_Toc279603911)

# Техническое задание

Исходные данные для расчета автопилота крена:

Время регулирования:

Перерегулирование:

Точность стабилизации:

Таблица 1

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № реж. | Н, км | Число Маха |  |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 0,4 | 0,635 | 5,47 | 2,72 | 0,269 | 3,26 | 0,709 | 0,043 |
| 2 | 0 | 0,8 | 1,38 | 25,5 | 9,2 | 0,527 | 13,1 | 1,13 | 0,0709 |
| 3 | 0 | 1,2 | 2,5 | 54,4 | 10,6 | 0,905 | 10,4 | 1,6 | 0,0554 |
| 4 | 5 | 0,4 | 0,354 | 2,75 | 1,51 | 0,153 | 1,49 | 0,525 | 0,0254 |
| 5 | 5 | 1,6 | 1,64 | 40 | 7,56 | 0,62 | 7,36 | 0,985 | 0,0278 |
| 6 | 10 | 0,8 | 0,405 | 6,41 | 2,88 | 0,159 | 3,5 | 0,443 | 0,0254 |
| 7 | 10 | 1,5 | 0,857 | 18 | 4,79 | 0,312 | 4,45 | 0,551 | 0,0203 |
| 8 | 10 | 2 | 0,894 | 21,7 | 4,23 | 0,371 | 5,25 | 0,556 | 0,0139 |
| 9 | 15 | 0,8 | 0,184 | 2,77 | 1,35 | 0,0738 | 1,36 | 0,276 | 0,0121 |
| 10 | 15 | 1,5 | 0,395 | 7,92 | 2,48 | 0,146 | 2,23 | 0,302 | 0,0107 |
| 11 | 15 | 2,35 | 0,506 | 10 | 2,1 | 0,187 | 3,13 | 0,305 | 0,0067 |
| 12 | 20 | 2 | 0,15 | 2,03 | 0,813 | 0,0602 | 0,816 | 0,148 | 0,0027 |

Таблица 2

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № реж. | Н, км | Число Маха |  |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 0,4 | 3,1 | 20,2 | 17,6 | 0,0719 | -0,518 | 0,0571 | 0,0649 |
| 2 | 0 | 0,8 | 7,32 | 61,7 | 51,2 | 0,036 | -3,03 | 0,126 | 0,0134 |
| 3 | 0 | 1,2 | 12,6 | 176 | 33,5 | 0,024 | -1,95 | 0,178 | 0,0016 |
| 4 | 5 | 0,4 | 1,79 | 13,9 | 9,78 | 0,0759 | -0,313 | 0,0085 | 0,125 |
| 5 | 5 | 1,6 | 7,23 | 138 | 22,9 | 0,0191 | 1,05 | 0,131 | 0,0044 |
| 6 | 10 | 0,8 | 2,2 | 20,2 | 19,2 | 0,0409 | -1,11 | 0,033 | 0,0541 |
| 7 | 10 | 1,5 | 3,8 | 65,5 | 17 | 0,0218 | -0,187 | 0,0773 | 0,0136 |
| 8 | 10 | 2 | 3,92 | 78,7 | 15,9 | 0,0164 | -0,297 | 0,0812 | 0,0099 |
| 9 | 15 | 0,8 | 1,04 | 12,9 | 8,86 | 0,0413 | -0,176 | 0,004 | 0,117 |
| 10 | 15 | 1,5 | 1,77 | 30,8 | 9,84 | 0,0222 | -0,378 | 0,0372 | 0,0345 |
| 11 | 15 | 2,35 | 1,82 | 44,3 | 12 | 0,0141 | 0,0306 | 0,0422 | 0,0216 |
| 12 | 20 | 2 | 0,62 | 14,4 | 4,2 | 0,0166 | -0,042 | 0,0107 | 0,0776 |

.

# Введение

Характерной особенностью современных маневренных самоле­тов (далее — ЛА) является существенное изменение пилотажных характеристик в эксплутационной области их применения. Эта осо­бенность относится, в первую очередь, к характеристикам устойчи­вости и управляемости ЛА. Изменение этих характеристик влечет за собой изменения параметров автопилота (АП) в зависимости от режимов полета, а это, в свою очередь, требует построения ада­птивных (самонастраивающихся) АП для таких нестационарных объектов управления.

Общую стратегию синтеза АП для нестацио­нарного объекта управления допустимо представить как "многоре­жимную" систему, т.е. набор параметрически различных систем с постоянными параметрами. Синтез "многоре­жимной" системы существенно отличается от синтеза стационар­ной системы: вместо одной системы разработчик имеет дело с *n* параметрически различными системами для *n* различных объектов управления. Синтез структуры каждого из *n* различных АП, если принять во внимание теорему разделения, принципиально не вы­зывает затруднений, но "увязка" *n*  АП в единый самонастраиваю­щийся АП (САП) с автоматически изменяемыми параметрами при условии обеспечения требуемого качества регулирования системы "ЛА-АП" во всем диапазоне скоростей и высот полета самолета представляет основную трудность.

В работе показана методика и расчет автопилота крена для 12 режимов полета ЛА.

# Описание метода расчета

Для ускорения и удешевления проектных работ предлагается следующая методика предварительной коррекции законов измене­ния параметров САП в зависимости от режимов полета ЛА. Пере­ходная функция системы "ЛА-АП" H(x,у,z) является функцией нескольких переменных, а именно параметров АП. Тогда полный дифференциал этой функции запишем как

(1)

где

*к* — максимальное количество параметров АП,

Предлагаемая методика заключается в определении допусти­мых с точки зрения качества управления "нарушений" в строгих соотношениях между номинальными значениями параметров АП, т.е. величин .

Пусть – заданная точность при выводе системы “ЛА-АП” на заданную координату управления при единичном управляющем возмущении. Переходная функция будет удовлетворять требованиям технического задания, если на заданном i-м режиме полета при j-м времени регулирования соблюдается условие

(2)

где

(3)

(4)

здесь и – переходные функции системы на i-м режиме полета при j-м времени регулирования с номинальными и аппроксимированными параметрами соответственно; – функция чувствительности переходной функции системы по переменным ; – функция чувствительности весовой функции; – входное воздействие.

Вычисление интеграла свертки (3.5) трудоемкая задача, поэтому целе­сообразнее перейти в частотное пространство, поскольку в этом случае по­ставленная задача может быть сведена к решению типовой задачи линейного программирования.

# Сущность методики

## Расчет передаточных чисел и допустимых отклонений

Основная идея алгоритма состоит в том, что в качестве времени регулирования задан некоторый временной диапазон , что позво­ляет варьировать значения параметров АС хг для различных значений tper из этого диапазона. Определение этих пределов и есть главная задача, поскольку на их основании на последнем эта­пе можно будет синтезировать единый закон управления для всей области полета.

В частотной области в качестве характеристик переходного процесса выступают две функции: - амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) и - фазово-частотная характеристика (ФЧХ). Принципиально эти харак­теристики могут быть представлены в аналитическом виде при известной пе­редаточной функции системы «самолет - АС».

Однако наряду с аналитическим методом расчета функций чувстви­тельности возможно применение и численных методов, целесообразность применения которых обоснована следующими соображениями:

* передаточная функция системы «самолет - АС» представляет из себя довольно сложное выражение и разработчик вынужден при любом изме­нении структуры ее корректировать, что создает излишние сложности при разработке единого автоматического алгоритма расчета;
* погрешность численного метода относительно аналитического невелика

Для определения функций чувствительности частотных характеристик использован метод численного дифференцирования, т.е. применены следую­щие формулы:

(5)

(6)

где *l* - переменная, по которой производят дифференцирование;

Δl - некоторое небольшое приращение переменной l, величина кото­рого не должна превышать нескольких процентов от величины самой переменной и напрямую связана с разрядностью вычисли­тельной машины.

В качестве эталона оптимизации выбирают так называемый «опорный режим» работы системы «самолет - АС» на некотором фиксированном режи­ме полета, к параметрам движения которого будут приближены параметры движения всех остальных режимов полета за счет изменения параметров АС. Выбор опорного режима осуществляют исходя из следующего:

* время регулирования (срабатывания) системы «самолет - АС» на опорном режиме должно соответствовать , т.к. основное требование к системе «самолет - АС» - максимальное быстродействие;
* значения параметров АС на опорном режиме должны быть техни­чески реализуемыми и минимальными по их значениям, т.к. варьирова­ние параметров АС на расчетном режиме производят в сторону увеличения, т.е.
* перерегулирование на опорном режиме должно соответствовать ТЗ.

Главным критерием при расчетах являются допустимые отклонения амплитудной (АЧХ) и фазовой (ФЧХ) частотных характеристик переходной функции, в качестве которых приняты

, и

При переходе в частотное пространство кроме переменных вида появляются, вследствие допустимости варьирования времени регулирования в пределах , еще две переменные: и .

Поскольку необходимо определить максимально допустимые отклоне­ния значений параметров АС от их расчетных значений на каждом режиме полета, то записываем линейную форму вида

(7)

и систему линеиных неравенств для решения задачи методом линеиного программирования :

(8)

(9)

(10)

(11)

В результате решения этой задачи линейного программирования для (e -1) режимов полета самолета, получают для каждого из них допустимые отклонения параметров АС от их номинальных значений, т.е. величины .

Тогда на каждом режиме полета вместо допустимо реализовывать значение параметра , что может существенно упро­стить аппроксимацию законов коррекции параметров АС.

Предложенная методика легко поддается алгоритмизации, что позволяет написать пакет программ для ПЭВМ, исходными дан­ными для которого будут формулы расчета передаточных чисел и математическая модель движения системы "ЛА-АП", a выходным результатом — зависимость передаточных чисел от какого-либо па­раметра движения ЛA.

## Аппроксимация

Для анализа законов изменения параметров АП ранжируют расчетные режимы полета самолета по какому-либо признаку движения самолета (например по высоте). Учитывая, что при расчете параметров на фиксированном режиме единственным варьируемым параметром явля­ется заданный интервал времени регулирования переходной функции систе­мы «самолет - АП» и расчет параметров АП произве­ден для min и max допустимого времени регулирования строят графики изменения параметров АП.

Идеальной аппроксимацией каждого параметра АП по данной пере­менной состояния будет прямая параллельная оси абсцисс, т.е. К = const или, по крайней мере, изменение параметров допускает кусочно-линейные аппрок­симации их зависимостей от переменной или совокупности переменных дви­жения самолета. Речь идет о получении наиболее простых законов изменения параметров АП от переменных режима полета.

Синтез начинают с построения зависимостей параметров АП для ми­нимального и максимального значений tper по переменной движения самоле­та после их ранжирования на исследуемых режимах полета самолета. В слу­чае если по какой-либо переменной движения самолета будут получены про­стейшие кусочно-линейные законы изменения параметров АП, то на этом данную процедуру заканчивают. Этот случай, как правило, характерен для маломаневренных дозвуковых самолетов, например, пассажирско- транспортного класса.

Не редко в результате наложения минимальных и максимальных пара­метров на диаграммы переменных движения самолета, на различных режимах его полета, получают достаточно большие разбросы параметров АС при постоянных значениях параметров движения и сложные аналитические зависимости. В этом случае на эти же диаграммы наносят дополнительно рас­считанные значения параметров АС для каждого фиксированного режима по­лета самолета, определенные в результате проведения первой процедуры, т.е. . Это существенно снижает диапазон разброса пара­метров АС при постоянных значениях переменных состояния движения сис­темы «самолет - АС» на фиксированном режиме полета.

## Реализация методики

Реализация алгоритма состоит из следующих шагов:

1. Ввод временного интервала , соответствующего ТЗ на сис­тему «самолет - АС».
2. Ввод передаточных чисел хг для фиксированных режимов поле­та.
3. Ввод допустимых отклонений амплитудной и фазовой частотных характеристик ( , и ).
4. Ввод фиксированного значения сдвига по фазе (-80°), которое выби­рают исходя из соображения, что при расчете интерес представляет только часть переходного процесса, протекающая до , т.е. от­сутствие перерегулирования и отжима при выходе на заданную координа­ту стабилизации.
5. Выбор опорного режима и ввод его параметров.
6. Расчет функций АЧХ и ФЧХ для
7. Определение, исходя из выбранного сдвига по фазе, значения , соот­ветствующего интервалу времени .
8. Расчет функций чувствительности АЧХ и ФЧХ по ω
9. Поиск максимальных по модулю величин функций чувствительности в диапазоне частот
10. Расчет функций чувствительности по параметрам АС хг
11. Поиск максимальных по модулю величин функций чувствительности по хг в диапазоне
12. Расчет величин максимальных отклонений параметров АС на j-м режиме полета самолета от идентичного параметра опорного режима
13. Ввод данных в систему линейных уравнений и неравенств (7-11):

(7-11)

1. Решение системы (7-11) относительно и вычисление максимального диапазона варьирования переменных состояния по формуле:

(6)

1. Для окончательного определения законов коррекции все режимы ранжи­руют по какому-либо параметру или параметрам движения самолета (ско­ростному напору, высоте полете и т.п.).
2. Если законы коррекции по выбранному параметру остались сложными или неудовлетворительно качество переходного процесса, то повторяют расче­ты для проблемных режимов с постепенным увеличением до вели­чины до достижения удовлетво­рительных результатов.

Блок-схема алгоритма приведена на рис. 1.

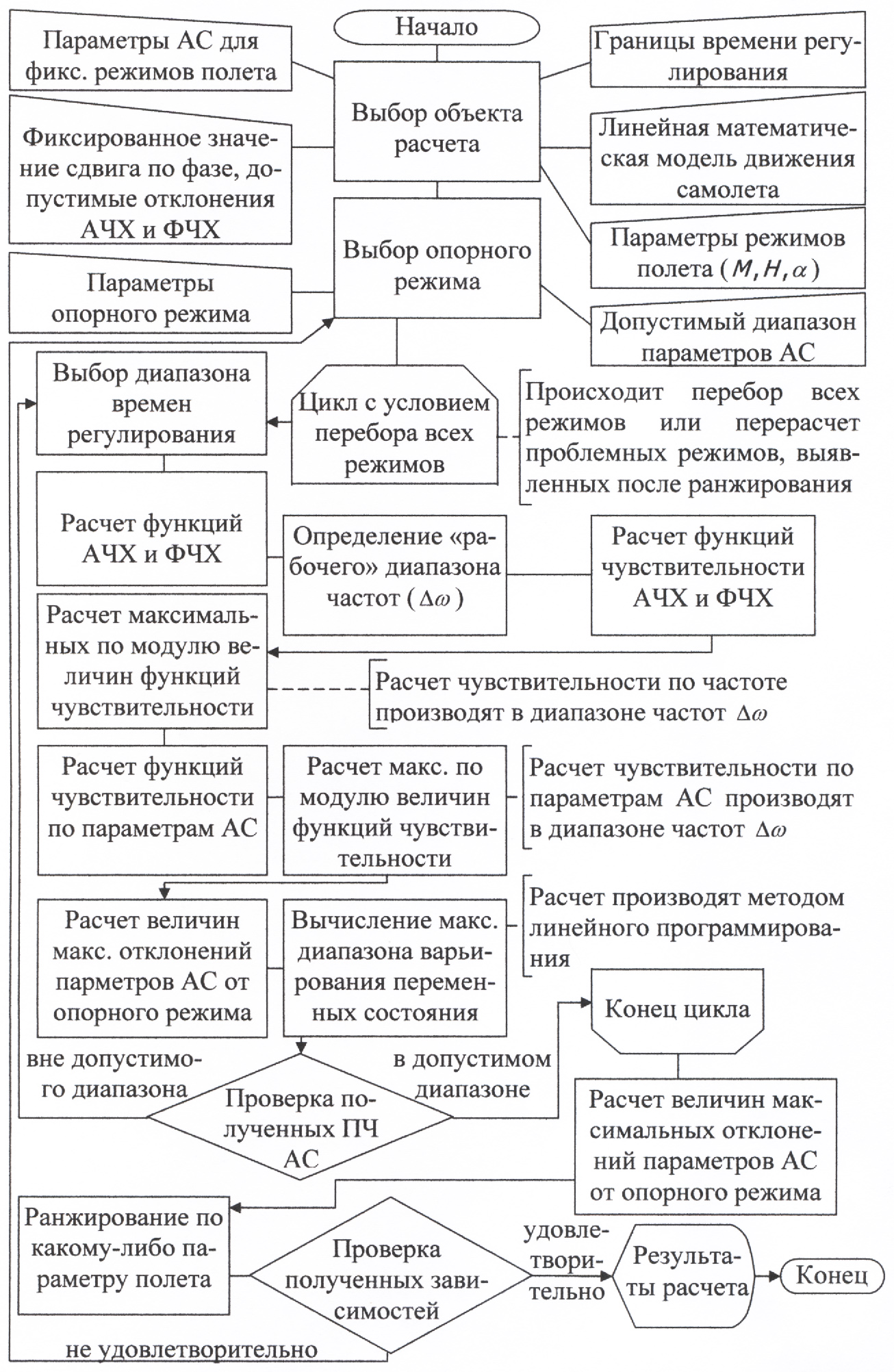


Рис. 1. Блок-схема алгоритма.

# Расчет

## Формулы расчета передаточных чисел

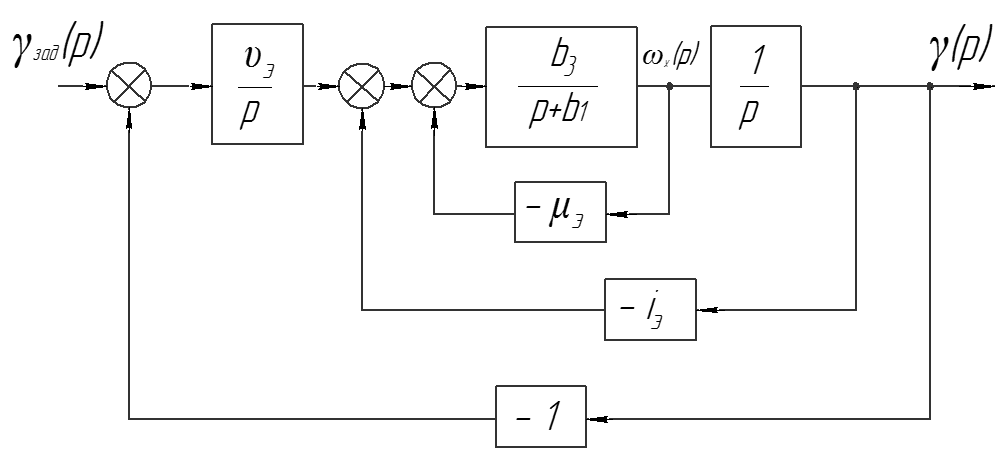


Рис. 2. Структурная схема автопилота.

Передаточная функция замкнутой системы “ЛА-АПγ” на управляющее возмущение имеет вид

В качестве эталонной примем систему третьего порядка с кратными корнями характеристического уравнения системы

т.е.

В форме Вышнеградского передаточные функции записываются как

и

где

Получим, что:

Учитывая, что для рассматриваемого случая окончательно получим:

(5.1)

## Оценка ЛА как объекта управления

### Критерий допустимости изолированного исследоания составляющей “рыскание-скольжение” и креновой составляющей бокового движения

Математическим критерием возможности изолированного исследования движений ψ-β и движения γ служит критерий:

(5.2)

(5.3)

Положим

Вычислим выражение для каждого режима:

Таблица 3

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 |
| 1.0345 | 1.0384 | 1.0454 | 0.941 | 1.062 | 1.0274 | 1.0685 | 1.0724 | 0.9549 | 1.0609 | 1.086 | 1.008 |

Таким образом на всех режимах допустимо исследовать характеристики управляемости по изолированным уравнениям движения.

АБУ необходимо ввести на тех режимах, где:

Вводим АБУ на режимах 4, 9, 12.

Уравнения движения система ЛА-АБУ могут быть представлены как:

где

Параметры АБУ определяют по формулам:

Параметры АБУ:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| № режима | µн, c | Tн, c |
| 4 | 0,78 | 3 |
| 9 | 1,03 | 3 |
| 12 | 1,75 | 3 |

Необходимо ввести демпфер на тех режимах, где изображающие точки находятся в зоне неудовлетворительной управляемости, то есть на режимах 6, 9, 10, 11, 12.

Расчет параметров демпфера производится по аналогичным формулам.

Параметры демпфера:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| № режима | µн, c | Tн, c |
| 6 | 0,55 | 3 |
| 9 | 0,84 | 3 |
| 10 | 0,74 | 3 |
| 11 | 0,95 | 3 |
| 12 | 1,2 | 3 |

## Расчет передаточных чисел

Рассчитаем номинальные значения передаточных чисел, используя формулы (5.1):

где

Таблица Таблица 5

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| №реж.\коэф. |  |  |
| 1 | 3,10 | 17,60 |
| 2 | 7,32 | 51,20 |
| 3 | 12,60 | 33,50 |
| 4 | 1,79 | 9,78 |
| 5 | 7,23 | 22,90 |
| 6 | 2,20 | 19,20 |
| 7 | 3,80 | 17,00 |
| 8 | 3,92 | 15,90 |
| 9 | 1,04 | 8,86 |
| 10 | 1,77 | 9,84 |
| 11 | 1,82 | 12,00 |
| 12 | 0,62 | 4,20 |

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| № реж. |  |  |  |
| 1 | 0,335 | 1,534 | 1,534 |
| 2 | 0,033 | 0,527 | 0,527 |
| 3 | 0 | 0,806 | 0,806 |
| 4 | 0,737 | 2,761 | 2,761 |
| 5 | 0,077 | 1,179 | 1,179 |
| 6 | 0,354 | 1,406 | 1,406 |
| 7 | 0,306 | 1,588 | 1,588 |
| 8 | 0,319 | 1,698 | 1,698 |
| 9 | 0,898 | 3,047 | 3,047 |
| 10 | 0,735 | 2,744 | 2,744 |
| 11 | 0,598 | 2,250 | 2,250 |
| 12 | 1,995 | 6,429 | 6,429 |

## Расчет скорректированных передаточных чисел

Задаем опорный режим полета ЛА, на котором номинальные значения параметров АП технически реализуемы и минимальны

Опорный режим – 2

Определяем по графикам ФЧХ, построенным для и

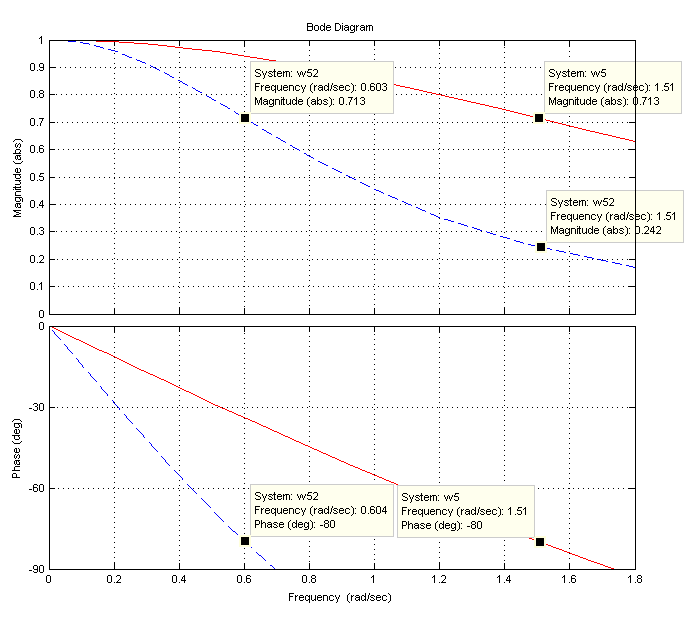


Рис. 3. АЧХ и ФЧХ, построенные для (красн.) и (син.)

Определив численным методом функции чувствительности , , и их максимальные по модулю значения, решаем систему (7-11):

Приняв , а

В результате решения этой задачи линейного программирования для каждого режимов полета получаем допустимые отклонения параметров АС от их номинальных значений и вычислим .

Таблица 6

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| № реж. |  |  |  |
| 1 | 0,098 | 0,676 | 0,527 |
| 2 | 0,033 | 0,527 | 0,527 |
| 3 | 0 | 0,670 | 0,527 |
| 4 | 0,241 | 0,838 | 0,527 |
| 5 | 0,033 | 0,777 | 0,527 |
| 6 | 0,144 | 0,660 | 0,527 |
| 7 | 0,058 | 0,683 | 0,527 |
| 8 | 0,048 | 0,698 | 0,527 |
| 9 | 0,341 | 0,870 | 0,527 |
| 10 | 0,243 | 0,826 | 0,527 |
| 11 | 0,209 | 0,769 | 0,527 |
| 12 | 0,566 | 1,087 | 0,527 |

Передаточные числа для 13-го ре­жима были получены за два «прохода».

Сначала был произведен расчет пе­редаточных чисел по изложенной выше методике при , и полу­чены следующие значения: µ = 0,602с, i=1,429, *=* 0.763 с-1.

При этих значениях передаточных чисел переходный процесс не удов­летворял заданному качеству регулирования, поэтому расчет был повторен при , и в результате получены следующие передаточные числа: µ = 0,566с, i=1,087, *=* 0,527 с-1.

При полученных после второй итерации передаточных числах переход­ный процесс стал удовлетворять заданным требованиям.

Для окончательного определения законов коррекции все режимы ранжируем по высоте полета.

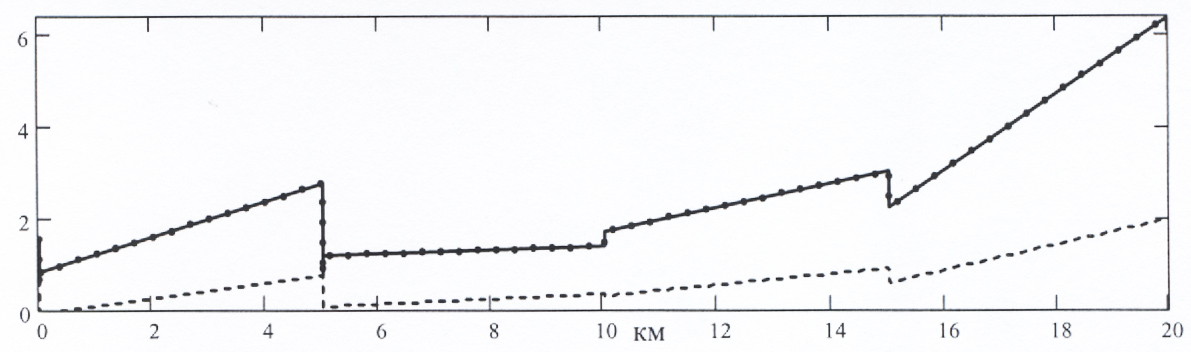


Рис. 4. Зависимость расчетных передаточных чисел АС от высоты полета.

Используя эти графики и дополнительно рас­считанные значения параметров АС для каждого фиксированного режима по­лета самолета, т.е. снизим диапазон разброса пара­метров АС. И получим аппроксимированные значения передаточных чисел:

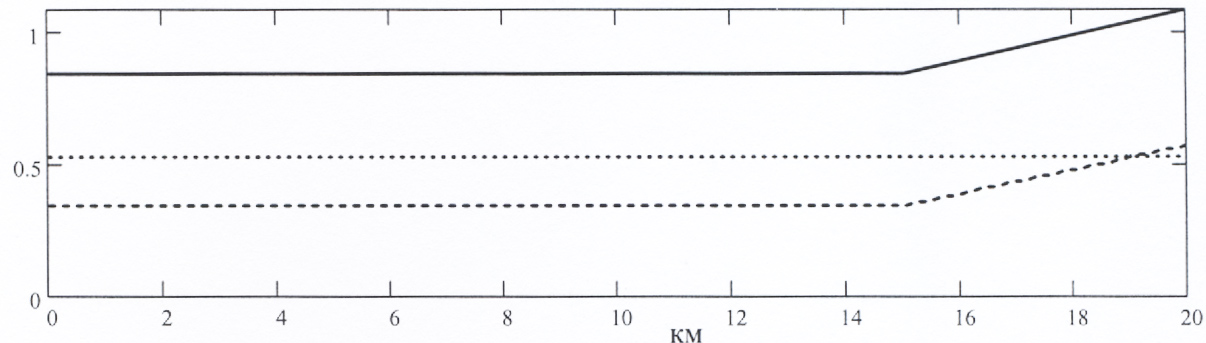


Рис. 5. Зависимость аппроксимирванных передаточных чисел АС от высоты.

Таблица 7. Расчетные, скорректированные и аппроксимированные передаточные числа.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № реж. | H, км |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 0,335 | 1,534 | 1,534 | 0,098 | 0,676 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 2 | 0 | 0,033 | 0,527 | 0,527 | 0,033 | 0,527 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 3 | 0 | 0 | 0,806 | 0,806 | 0 | 0,670 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 4 | 5 | 0,737 | 2,761 | 2,761 | 0,241 | 0,838 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 5 | 5 | 0,077 | 1,179 | 1,179 | 0,033 | 0,777 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 6 | 10 | 0,354 | 1,406 | 1,406 | 0,144 | 0,660 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 7 | 10 | 0,306 | 1,588 | 1,588 | 0,058 | 0,683 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 8 | 10 | 0,319 | 1,698 | 1,698 | 0,048 | 0,698 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 9 | 15 | 0,898 | 3,047 | 3,047 | 0,341 | 0,870 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 10 | 15 | 0,735 | 2,744 | 2,744 | 0,243 | 0,826 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 11 | 15 | 0,598 | 2,250 | 2,250 | 0,209 | 0,769 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 12 | 20 | 1,995 | 6,429 | 6,429 | 0,566 | 1,087 | 0,527 | 0,566 | 1,087 | 0,527 |

## Проверка результатов

Необходимо проверить, удовлетворяют ли переходные процессы для каждого режима ТЗ.

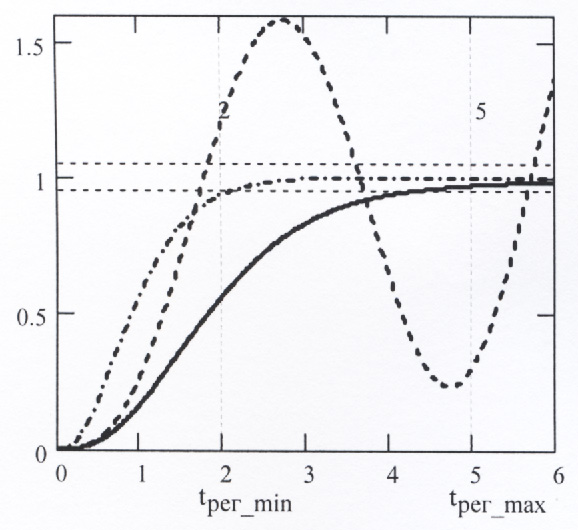
На рисунке 6:

Рис. 6. Переходные процессы.

пунктирная линия - график переходного процесса 13-го режима (самый «тяжелый» режим полета) с числами опорного 2-го режима. После коррекции график переходного процесса 13-го режима - сплошная ли­ния.

Графики переходных процессов остальных режимов после коррекции укладываются между штрихпунктирной и сплошной линиями.

Как видно из рис. 6 переходные процессы удовлетворяют требованиям ТЗ.

# Датчик угловой скорости ДУСв-5

## Назначение

Датчик угловой скорости (ДУС) применяется для измерения абсолютной угловой скорости летательного аппарата. Для данной системы выбран волоконный датчик вращения ДУСв-5.

Гироскоп выполняет функции детектора угловой скорости в инерциальном пространстве и по праву может называться абсолютным тахометром, являясь структурным элементом инерциальной навигационной системы, обрабатывающей информацию о местонахождении самолета с целью выведения его на курс. Так как к самолетным гироскопам предъявляются очень высокие требования: разрешающая способность и дрейф нуля 0,01 °/ч, динамический диапазон 6 порядков, высокая стабильность (10-5) масштабного коэффициента преобразования угла поворота в выходной сигнал.

До сих пор применялись в основном механические гироскопы, работающие на основе эффекта удержания оси вращения тела в одном направлении инерциального пространства. Это дорогостоящие приборы, поскольку требуется высокая точность формы тела вращения и минимальное возможное трение подшипников. Оптические гироскопы обладают устойчивостью к ускорению; простотой конструкции; коротким временем запуска; высокой чувствительностью; высокой линейностью характеристик; низкой потребляемой мощностью, высокой надежностью.

Кроме того, возможно снижение стоимости волоконно-оптических гироскопов за счет внедрения оптических интегральных схем.

## Принцип действия волоконно-оптического гироскопа

Эффект Саньяка

По круговому оптическому пути благодаря расщепителю луча свет распространяется в двух противоположных направлениях. Если при этом система находится в покое относительно инерциального пространства, то оба световых луча распространяются встречно по оптическому пути одинаковой длины.

Поэтому при сложении лучей в расщепителе по завершении пути нет фазового сдвига. Однако, когда оптическая система вращается в инерциальном пространстве с угловой скоростью Ω между световыми волнами возникает разность фаз. Это явление и называется эффектом Саньяка.

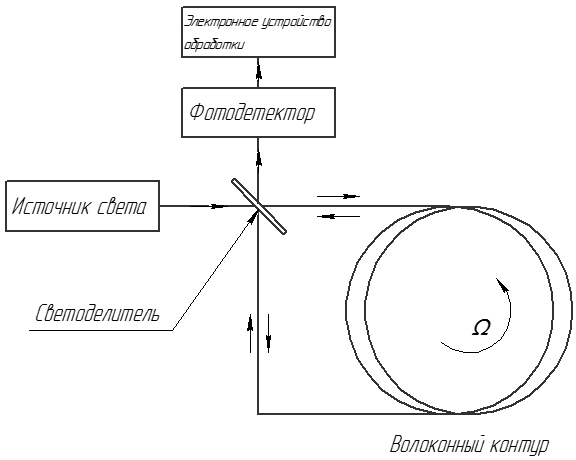


Рис. 7. Принципиальная схема ВОГ.

По сути это интерферометр Саньяка, в котором круговой оптический контур заменен на катушку из длинного одномодового оптического волокна.

Разность фаз между двумя световыми волнами, обусловленная эффектом Саньяка, с учетом формулы:

выражается как

где — длина волокна; N — число витков в катушке из волокна; а — радиус катушки.

Следует обратить внимание на то, что в основные формулы не входит коэффициент преломления света в волокне.

Благодаря совершенствованию технологии производства выпускается волокно с очень низкими потерями. Чтобы не повредить волокно, намотка производится на катушку радиусом несколько сантиметров. При этом не наблюдается сколько-нибудь заметного увеличения потерь. Можно создать сравнительно малогабаритный и высокочувствительный интерферометр Саньяка с катушкой небольшого радиуса (2..5 см), намотав на нее волокно большой длины. Сформировав оптимальную оптическую систему, можно измерять с высокой точностью изменения фазы (в инерциальной навигации — порядка 10-6 рад), а затем из формулы для определять круговую скорость.

## Пределы обнаружения угловой скорости

В состоянии покоя оптические пути для света в обоих направлениях обхода будут одинаковы по длине, а поскольку сигнал на выходе светоприемника изменяется пропорционально , то гироскоп нечувствителен к очень малым поворотам.

Для оптического волокна с потерями 2 дБ/км пределы обнаружения примерно 10-8 рад/с (0,001 °/ч). Это те значения, что и применяются в инерциальной навигации.

Благодаря увеличению радиуса катушки с оптическим волокном, а также использованию света с длиной волны 1,55 мкм, на которой потери в оптическом волокне очень низки, возможно создание измерителя оборотов в инерциальном пространстве с чрезвычайно малым дрейфом. Это позволяет применять измеритель не только в навигации, но и в геофизике.

В реальных волоконно-оптических гироскопах возможности ограничены шумовыми факторами.

## Описание ДУСв-5



Рис. 8

Датчик вращения является цельноволоконным вариантом кольцевого оптического интерферометра Саньяка, выполненного по сварной технологии и размещенного в герметичном корпусе. Корпус выполнен из алюминиевого сплава в виде цилиндрической призмы высотой 19,5 мм и диаметром 92 мм, имеет фланец с 4-мя отверстиями для крепления.

Является аналоговым преобразователем угловой скорости вращения в выходной электрический сигнал (напряжение). Выходное напряжение пропорционально угловой скорости и определяется как разность потенциалов между соответствующими контактами выходного разъема. Начинает функционировать практически мгновенно после подачи всех напряжений. Последовательность подачи напряжений произвольная.

Отличается:

* малой массой и габаритами;
* быстрым запуском и выходом на рабочий режим;
* высокой чувствительностью;
* низким энергопотреблением;
* бесшумной работой;
* высокой надежностью;
* неограниченным количеством запусков;
* отсутствием погрешностей, присущих другим типам датчиков;
* устойчивостью к внешним воздействиям.

Структурно содержит в себе два основных модуля:

- Чувствительный оптический модуль - волоконный оптический интерферометр, включающий 100-метровый чувствительный контур (катушку), два сварных волоконно-оптических ответвителя, волоконно- оптический поляризатор, пьезокерамический фазовый модулятор (ПЗТ), модуль суперлюминесцентного диода, фотоприемный модуль.

- Электронный модуль - печатная плата, выполненная в технологии поверхностного монтажа, которая конвертирует сигнал оптического блока в напряжение, пропорциональное угловой скорости.

## Основные технические характеристики

Диапазон измеряемых скоростей: ±200 °/с

Случайная составляющая ухода нулевого сигнала: не более 5-15 °/час

Масса: 130 г

Время готовности: не более 1 с

Напряжение питания: ±12±0,6В ; 5±0,25В

Средняя наработка на отказ: 15000 часов

Ресурс: 25000 часов

Срок службы: 25 лет

# Рулевой агрегат управления

## Описание рулевого агрегата управления

Электромеханический рулевой агрегат управления является силовым исполнительным механизмом управления перемещением золотника гидроусилителя (бустера) и представляет собой раздвижную тягу винтового типа, которая встраивается последовательно в проводку управления ЛА.

В РАУ вращательное движение якоря приводного электродвигателя преобразуется в поступательное движение штока агрегата с помощью передачи винт-гайка. Вращающий момент двигателя передается через упругую муфту, редуктор и винтовую передачу на выходной шток.

## Конструкция

Рулевой агрегат состоит из следующих основных узлов: электродвигателя с муфтой; редуктора; самотормозящейся винтовой пары; стопорного устройства; элементов электрической схемы управления; корпуса с элементами крепления и системой ограничения хода и поворота штока.

Все узлы РАУ размещены в корпусах редуктора (42) и штока (32). Механизм РАУ герметизируется с помощью прокладок в местах сопряжения.

В РАУ используется двигатель (9) постоянного тока мощностью 15,5Вт с независимым возбуждением. Вал электродвигателя соединяется с передаточным механизмом через упругую муфту, предназначенную для предохранения вала от чрезмерных напряжений и деформаций при резких остановках штока на механических упорах и реверсе.

Упругая муфта состоит из ведущей полумуфты (23), закрепленной на валу двигателя посредством шпоночного соединения и ведомой полумуфты(24). Ведомая полумуфта свободно посажена на ступицу ведущей полумуфты и закреплена с помощью стопорящего кольца, заведенного в кольцевой паз ступицы. Пружина закрывается крышкой муфты.

Вращающий момент двигателя от от ведущей полумуфты к ведомой передается через пружины (25), упирающиеся с одной стороны в выступ ведущей, а с другой – в выступ ведомой полумуфт.

Двухступенчатый редуктор является передаточным механизмом для получения заданной максимальной скорости движения штока, а также введения в кинематическую цепь агрегата незаклинивающих механических упоров.

Механические упоры представляют собой два упора (28, 29), между которыми по винту (31) скользит гайка (30), установленные таким образом, что через определенное число оборотов, гайка упирается в один из упоров и останавливают редуктор, а вместе с ним вал двигателя и выходной шток (38).

Выходное звено редуктора представляет собой винтовую пару с однозаходной трапецеидальной резьбой.

На винте закреплены два радиально-упорных подшипника (13). Шток рулевого агрегата центрируется и перемещается в двух подшипниковых опорах. Одна опора содержит три шарикоподшипника (15), так установленных под углом 1200 друг к другу, что шток при движении скользит по наружным обоймам подшипников. Подшипник, упирающийся наружной обоймой в лыску на штоке, препятствует повороту штока при вращении ходового винта и совершает поступательное перемещение.

На цилиндрической поверхности вала редуктора имеется четыре паза, в которые входит сердечник электромагнитного стопора (48), который стопорит механизм РАУ при выключении питания.

Электромеханический стопор представляет собой соленоид, якорь которого со стопорящим язычком при подаче в обмотку соленоида напряжения +27 В втягивается, а при выключении питания под действием пружин выталкивается.

Электрическая часть РАУ состоит из электродвигателя, электростопора, потенциометра (34) обратной связи, контактных ламелей, концевых выключателей (12). Ламельное устройство состоит из двух трубочек с зазором между ними и щеток.

Электрическое ограничение хода штока выполняется с помощью концевых выключателей. Концевые выключатели расположены так, что при смещении штока относительно среднего положения на определенную длину под действием кулачка один из них срабатывает и размыкает цепь питания усилителя сервопривода.

# Список литературы

1. Научно-теоретический и прикладной журнал “Вестник”, 2001

Окоемов Б.Н., Петров В.М., Фомин А.О. “Методика предварительной коррекции законов изменения параметров автопилота в зависимости от режимов полета самолета”

1. Шереметьев А.Г. “Волоконный оптический гироскоп”. 1987
2. Михалев И.А., Окоемов Б.Н. “Типовые примеры расчета структур автопилота”. 1985