Методика предварительной коррекции законов изменения параметров автопилота в зависимости от режимов полета самолета

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.

При разработке инженерных методов синтеза минимально­функциональных структур (МФО) АП принято во внимание сле­дующее:

* в настоящее время нет эффективных инженерных методов синтеза нестационарных систем управления;
* хорошо разработаны и апробированы инженерные методы синтеза стационарных систем управления (например, методы мо­дального управления, логарифмических амплитудно-фазовых ча­стотных характеристик и др.);
* при проектировании МФС АП допустимо использовать тео­рему разделения;
* хорошо разработаны методы математического и полунатур- ного моделирования системы “самолет-АП”.

В настоящее время серийные АП работают, в основном, по принципу самонастройки по разомкнутому контуру (рис. 1).

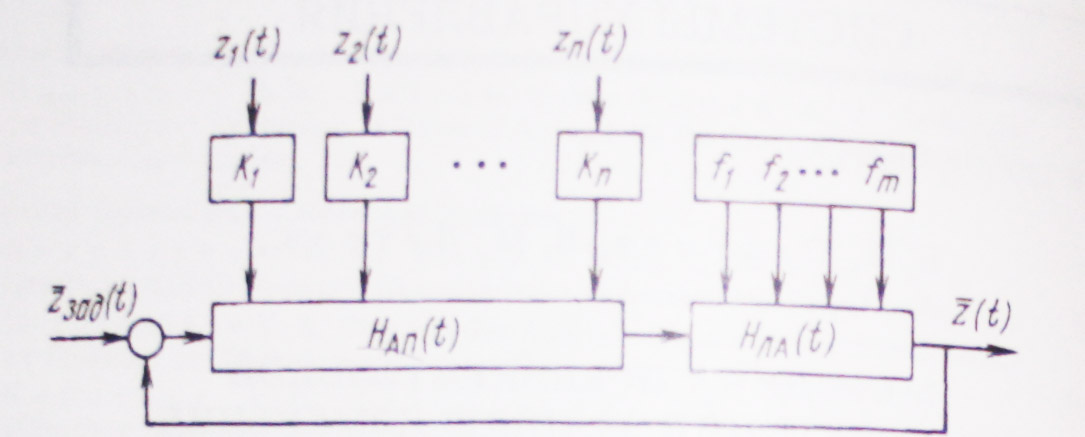


Рис. 1. Структура АП при самонастройке по разомкнутому контуру:

– параметры АП; – параметры движения ЛА; - внешние возмущения, действующие на ЛA; — некоторые операторы; — заданные

значения параметров движения; — текущие значения параметров движения

Самонастройка параметров АП по разомкнутому контуру требует полноты описания характеристик самолета как объекта управления, поскольку заданные показатели качества управления системой “ЛА-АП” достигаются за счет целенаправленного изменения параметров АП в функции текущих значений переменных движения ЛA. При этом идентификацию характеристик самолета можно уточнить на этапе летных испытаний ЛA. На ранних этапах проектирования АП при определенном подборе реальных сервоприводов (СП) и датчиков первичной информации (ДПИ) АП при расчете параметров АП их динамикой и нелинейными характеристиками можно пренебречь. В дальнейшем исследуется стационарная линейная непрерывная модель движения системы “ЛА-АП”.

Таким образом, общую стратегию синтеза АП для нестационарного объекта управления допустимо представить как “многорежимную” систему, т.е. набор параметрически различных систем с постоянными (“замороженными”) параметрами. Синтез “многорежимной” системы существенно отличается от синтеза стационарной системы: вместо одной системы разработчик имеет дело с параметрически различными системами для различных объектов управления. Синтез структуры каждого из различных АП, если принять во внимание теорему разделения, принципиально не вызывает затруднений, но “увязка” 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. Следует учесть, что необходи­мо разработать технически реализуемый САП, обладающий про­стотой, надежностью и требуемым качеством функционирования.

Формирование САП представляет собой многоэтапную проце­дуру**.**

*Первый этап:* задание первичного закона управления САП осу­ществляется в соответствии с техническим заданием, набором си­стем первичной информации на борту ДА, типом сервопривода и ЛA как объекта управления.

*Второй этап*: параметрическая оптимизация выбранной структуры АП для стационарного объекта управления на фикси­рованных режимах полета проводится, как правило, по требуемо­му качеству переходного процесса системы “ЛА-АП” на единичное управляющее воздействие, т.е. по качеству переходной функции системы. В результате получают для каждого режима полета ЛА набор сочетаний оптимальных величин параметров АП в зависи­мости от фиксированных значений показателей управляемости или допустимых значений времени “срабатывания”, взятых в пределах, соответствующих техническому заданию. В дальнейшем эти соче­тания будут именоваться номинальными параметрами АП на дан­ном режиме полета ЛA.

*Третий этап:*проводится коррекция законов изменения пара­метров АП по режимам полета ЛА, т.е. построение САП. Это наиболее трудоемкий этап синтеза АП. Номинальные параметры АП изменяются в зависимости от режимов полета по практически не реализуемым законам коррекции. Линейно-кусочные или полиноминальные аппроксимации этих законов требуют определенного искусства от разработчика и большого объема математического мо­делирования системы “ЛА-АП” ввиду того, что, как правило, при аппроксимации законов коррекции внутри каждого набора параме­тров АП нарушаются строгие соотношения между этими параме­трами. Это приводит к ухудшению требуемого качества автома­тической стабилизации и управления Л А. Сложность и трудоем­кость данного этапа возрастает с увеличением числа параметров АП. 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

где — частная производная по i-й переменной.

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 . (Эти дельта по сути – дельта параметров автопилота ). В результате проведения второго шагапроцедуры известны номинальные параметры АП для каждого из режимов полета ЛА:

где — номинальная величина параметра АП по переменной состояния системы на -м режиме полета ЛA для -го временирегулирования или срабатывания (или значения показателя упра**­**вляемости); m — обшее количество переменных состояния системы(фазовых координат), на базе которых формируют закон управления АП.

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

где

здесь и – переходные функции системы с номинальными и аппроксимированными параметрами соответственно;

– функция чувствительности переходной функции системы по переменным ;

– функция чувствительности весовой функции;

– входное воздействие.

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

Решение поставленной задачи удобнее проводить в частотномпространстве. Тогда она сводится к типовой задаче линейногопрограммирования. Первоначально задают опорный режим полета ЛА, на котором номинальные значения параметров АП технически реализуемы, причем скорректированые значения передаточных чисел для остальных режимов будут по своей величине больше соответствуюших чисел опорных режимов или равны им.

Для этого опорного режима строят амплитудные и фазовые частотные характеристики системы “ЛА-АП” при номинальных па­раметрах АП, соответствующих tper\_min и tрег\_mах (рис. 2).

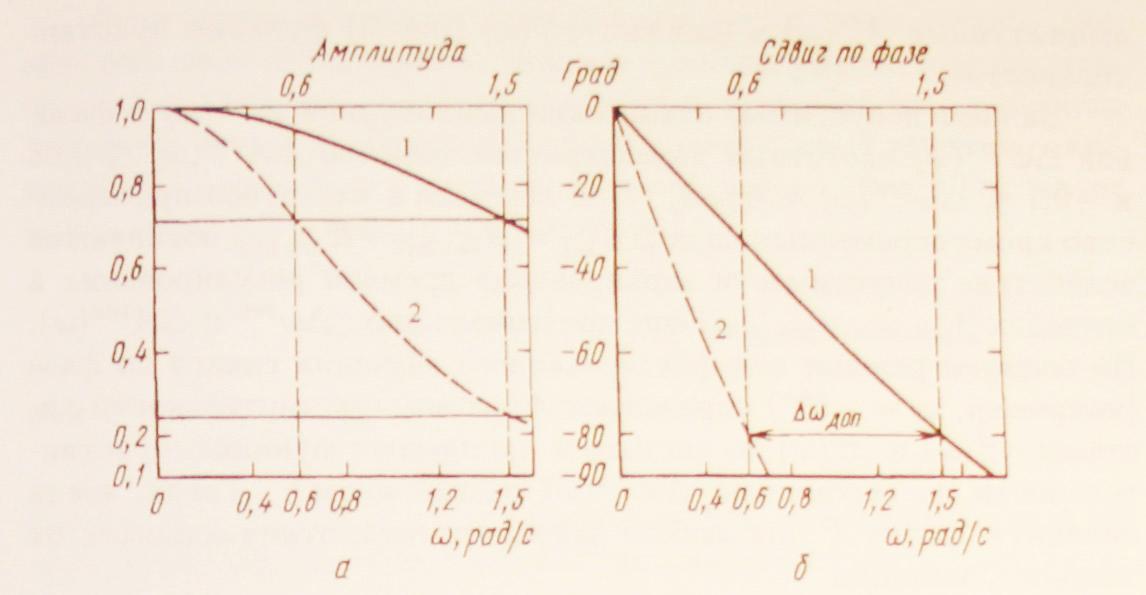


Рис. 2. Зависимость амплитуды и сдвига по фазе от частоты при допустимых и

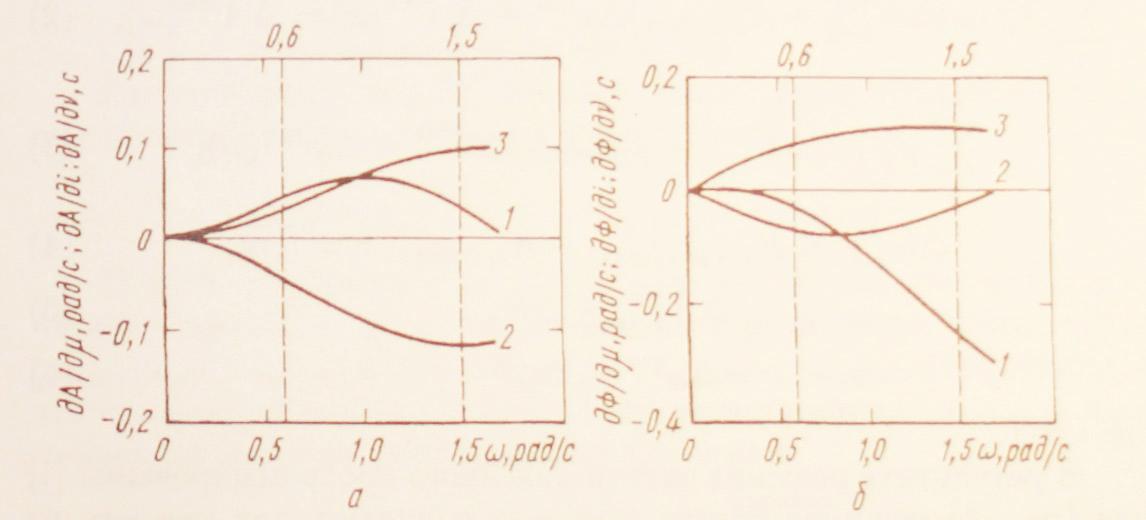


Рис. 3. Амплитудные и фазовые функции чувствительности

а. б.

Анализ расчетов по разработанной методике для разных типов АП и ЛА по­казал, что целесообразно использовать tрег-min. (При синтезе структуры АП разработчики стараются обеспечить наибольшее быстродействие).

На всех остальных режимах для случая tper\_min определяют для каждой переменной амплитудные и фазовые (рис. 3) функции чувствительности.

Задают допустимые отклонения амплитудной и фазовой частотных характеристик (обычно , )

При переходе в частотное пространство появляются еще 2 переменных: и ().

На опорном режиме для фиксированного значения сдвига по фазе (-80°) и определяют функции чувствительности по частоте и принимают (. (Сдвиг по фазе -80 выбран исходя из того, что разработчика АП интересует конечный участок переходной функции)

Тогда, введя линейную форму F для любого режима полета, отличающегося от опорного, запишем

В результате решения этой задачи линейного программирования для (n -1) режимов полета самолета, получают для каждого из них допустимые отклонения параметров АП 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 АП.

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 (высоты, скорости движения).

**Пример**

В качестве примера использования изложенного способа рас­смотрим ввод ЛА в крен из режима прямолинейного горизонталь­ного полета. В этом случае допустимо исследовать изолированное движение крена. Пусть АП имеет интегральный закон управле­ния при сервоприводе с жесткой обратной связью. Тогда для закона управления АП в первом приближении

Где передаточные числа АП.

Математическую модель движения системы “ЛА-АПγ” можно представить следующим образом:

Передаточные числа определяются формулами:

Математическая модель:

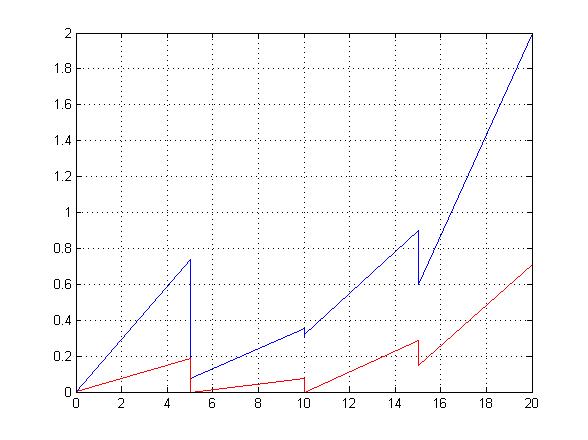
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № реж. | Н, км | Число Маха |  |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 0,4 | 3,1 | 20,2 | 17,6 | 0,0719 | -0,518 | 0,0571 | 0,0649 |
| 2 | 0 | 0,8 | 7,32 | 61,7 | 51,2 | 0,036 | -3,03 | 0,126 | 0,0134 |
| 3 | 0 | 1,2 | 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 |

На всех режимах проведем расчет каждого передаточного числа для t=2с и t=5c с целью выбрать общее значение каждого из , , i. При этом отрицательные значения полагаем равными 0.

Расчеты приведены в таблице 2:

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № реж. |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0,3 | 0,03 | 1,534 | 0,25 | 1,534 | 0,10 |
| 2 | 0,033 | 0 | 0,527 | 0,08 | 0,527 | 0,03 |
| 3 | 0 | 0 | 0,806 | 0,13 | 0,806 | 0,05 |
| 4 | 0,737 | 0,19 | 2,761 | 0,44 | 2,761 | 0,18 |
| 5 | 0,077 | 0 | 1,179 | 0,19 | 1,179 | 0,08 |
| 6 | 0,354 | 0,07 | 1,406 | 0,23 | 1,406 | 0,09 |
| 7 | 0,306 | 0 | 1,588 | 0,25 | 1,588 | 0,10 |
| 8 | 0,319 | 0 | 1,698 | 0,27 | 1,698 | 0,11 |
| 9 | 0,898 | 0,29 | 3,047 | 0,49 | 3,047 | 0,20 |
| 10 | 0,735 | 0,19 | 2,744 | 0,44 | 2,744 | 0,18 |
| 11 | 0,598 | 0,15 | 2,250 | 0,36 | 2,250 | 0,14 |
| 12 | 2 | 0,71 | 6,43 | 1,03 | 6,429 | 0,41 |

Для передаточного числа :



Из таблицы видно, что данные имеют достаточно большой разброс, и их сложно аппроксимировать кусочно-линейной функцией. Поэтому значения передаточных чисел необходимо корректировать.

**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 АП 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 – АП.

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

* передаточная функция системы 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:

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

Δl - некоторое небольшое приращение переменной l, величина кото­рого не должна превышать нескольких процентов от величины самой переменной.

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

* время регулирования (срабатывания) системы на опорном режиме должно соответствовать , т.к. основное требование к системе - максимальное быстродействие;
* значения параметров АП на опорном режиме должны быть техни­чески реализуемыми и минимальными по их значениям, т.к. варьирова­ние параметров 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

В общем случае увеличение влияет на увеличение перерегулирования, а – времени регулирования.

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 АП от их расчетных значений на каждом режиме полета, то записываем линейную форму вида:

и систему уравнений для решения задачи методом линеиного программирования:

В результате решения этой задачи линейного программирования для (n -1) режимов полета самолета, получают для каждого из них допустимые отклонения параметров АП 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 АП.

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).

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.

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

### Расчет

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

Опорный режим – 2

Для этого режима построим амплитудные и фазовые частотные характеристики системы при номинальных параметрах АП для и

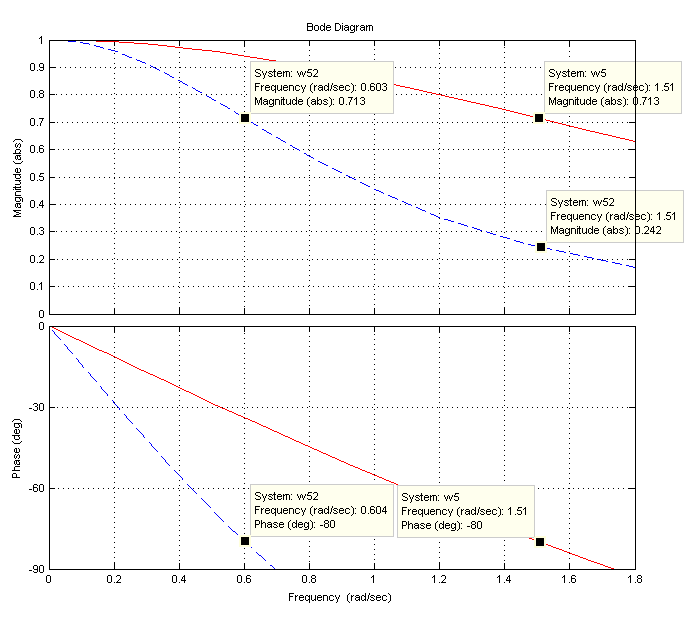


Рис. 4. АЧХ и ФЧХ, построенные для (красн.) и (син.)

Определяем по графикам ФЧХ, построенным для и

Определив на всех режимах (кроме опорного) численным методом функции чувствительности и их максимальные по модулю значения с учетом знака, а также , решаем систему:

приняв , а

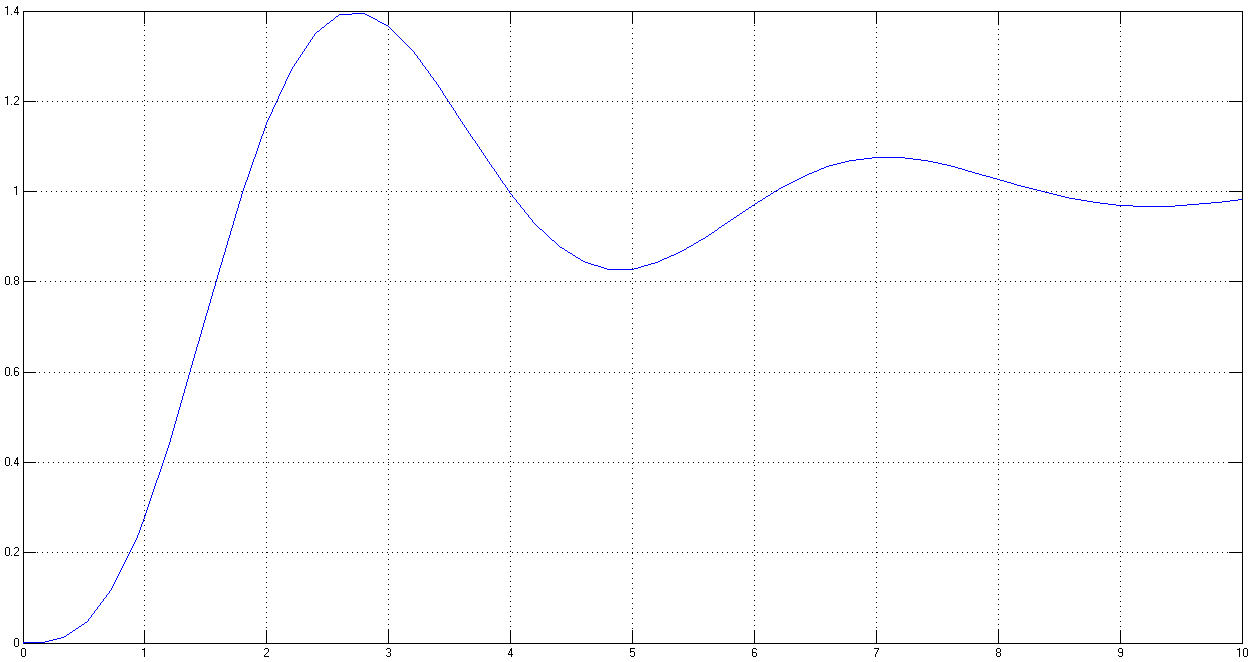
В результате решения этой задачи линейного программирования для каждого режимов полета получаем допустимые отклонения параметров АС от их номинальных значений и вычислим .

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| № 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 |

Таблица 4. Корректированные значения передаточных чисел.

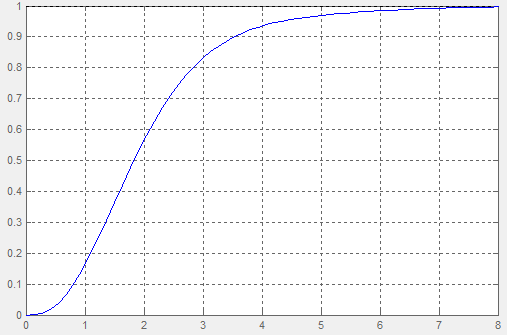
Передаточные числа для 12-го ре­жима были получены за два «прохода». Сначала был произведен расчет пе­редаточных чисел по изложенной выше методике при , и полу­чены следующие значения: µ = 0,602с, i=1,429, *=* 0.763 с-1.

При этих значениях переходной процесс не удовлетворял заданному качеству регулирования:



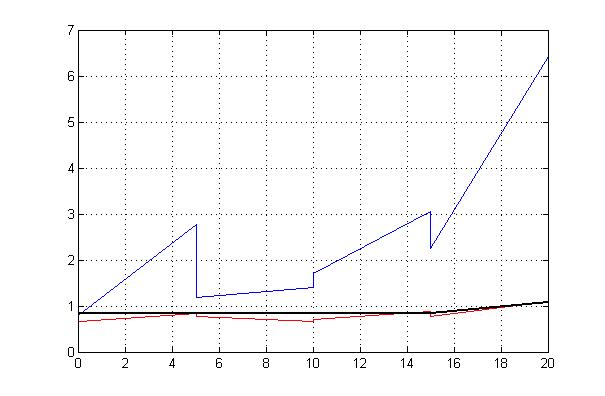
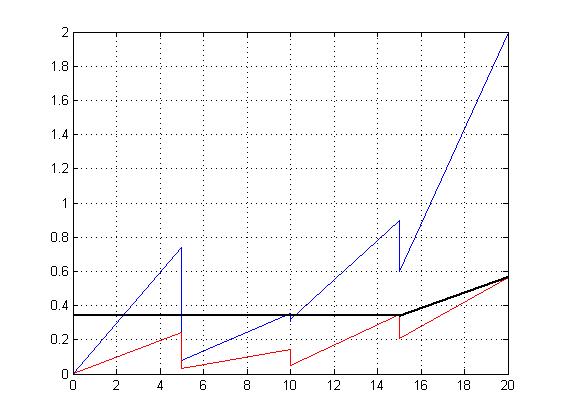
Поэтому расчет был повторен при , и в результате получены следующие передаточные числа: µ = 0,566с, i=1,087, *=* 0,527 с-1.

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



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

После определения возможных отклонений аппроксимацию произвести легче. Используя снизим диапазон разброса пара­метров АП и получим аппроксимированные значения передаточных чисел (которые в общем случае должны быть не меньше корректированных и не больше расчетных, хотя в некоторых случаях это условие может не выполняться).



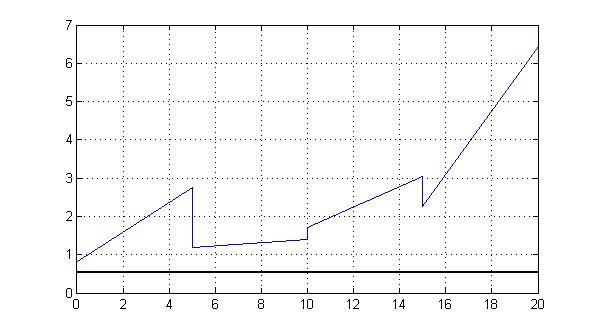


Рис. 5. Зависимость аппроксимирванных передаточных чисел от высоты

Таблица 5. Расчетные, скорректированные и аппроксимированные передаточные числа.

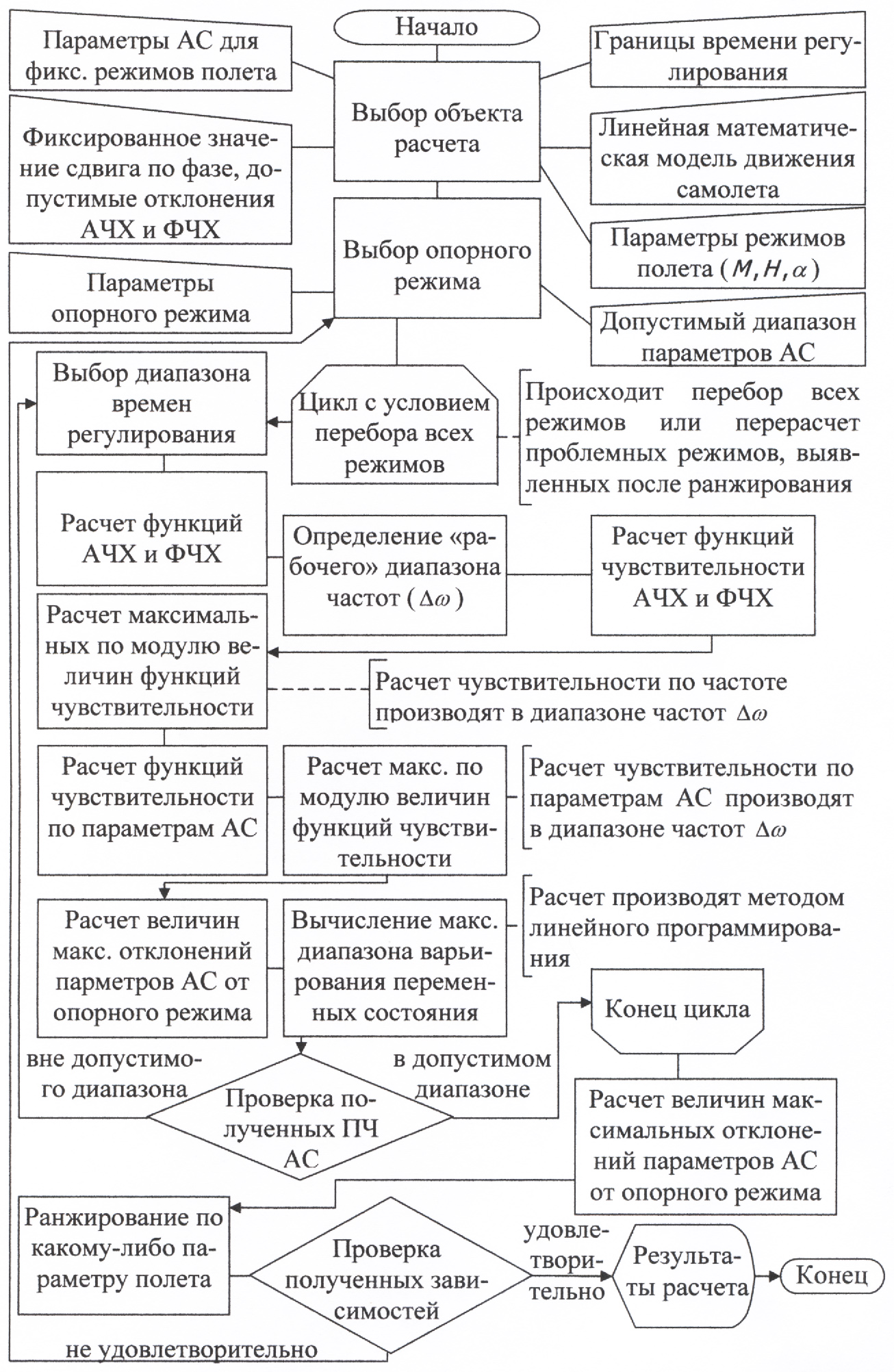
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № реж. | H, км |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 0,335 | 1,534 | 1,534 | 0,098 | 0,676 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 0,527 |
| 2 | 0 | 0,033 | 0,527 | 0,527 | 0,033 | 0,527 | 0,527 | 0,341 | 0,838 | 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 |

**Формальная реализация методики**

Реализация алгоритма состоит из следующих шагов:

1. Ввод временного интервала , соответствующего ТЗ на сис­тему «самолет - АП».
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 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 АП хг
11. Поиск максимальных по модулю величин функций чувствительности по хг в диапазоне
12. Ввод данных в систему линейных уравнений:

1. Расчет величин максимальных отклонений параметров на каждом режиме полета самолета от идентичного параметра опорного режима
2. Решение системы относительно и вычисление максимального диапазона варьирования переменных состояния по формуле:
3. Для окончательного определения законов коррекции все режимы ранжи­руют по какому-либо параметру или параметрам движения самолета (ско­ростному напору, высоте полете и т.п.).
4. 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