

В. Ф. Петрищев, д-р техн. наук, вед. науч. сотр., mail@samspace.ru,
АО "Ракетно-космический центр "Прогресс", г. Самара

Энергосберегающий алгоритм автоматического управления принудительной посадкой пассажирского самолета. Часть I

Предложена задача создания системы автоматической посадки (САП) пассажирского самолета, иницируемой извне и исключающей возможность влияния экипажа на режим посадки, например, при изменении курса самолета и отсутствии связи с экипажем. В истории авиакатастроф имеется много случаев, которые можно было бы предотвратить, если бы на борту самолетов имелась САП, а технические средства аэропортов имели бы возможность иницировать эту систему и отключать экипаж от процесса управления. Одним из таких памятных примеров являются трагические события 11 сентября 2001 года в Нью-Йорке. Современный уровень техники позволяет решить задачу автоматической посадки самолета. Ярчайшим примером успешного решения этой задачи является посадка космического самолета (КС) "Буран" в автоматическом режиме 30 лет назад 15 ноября 1988 года.

Статья состоит из двух частей.

В первой части статьи рассмотрены условия успешного решения задачи автоматической посадки самолета. Кратко изложен перечень режимов полета самолета при автоматическом управлении посадкой. Для решения задачи автоматического управления самолетом в продольной плоскости на самом ответственном заключительном режиме посадки предложен энергосберегающий алгоритм управления, обеспечивающий управление в режиме отрицательной обратной связи. Приведено краткое описание энергосберегающего алгоритма управления. Алгоритм управления разработан применительно к пассажирскому самолету ТУ-154М. В состав вектора состояния системы включены шесть параметров: дальность, высота, угол тангажа и их первые производные по времени. При разработке алгоритма использованы следующие допущения: а) линейная модель зависимости аэродинамических характеристик самолета от угла атаки; б) линейная модель программного перевода тяги двигателей в режим малого газа на интервале 3 с от начала этапа выравнивания; в) использование углового ускорения самолета по каналу тангажа, возникающего при перекладке руля высоты, в качестве управляющего сигнала; г) частота работы алгоритма управления, равная 200 Гц.

Во второй части статьи на основе энергосберегающего алгоритма автоматического управления посадкой пассажирского самолета на заключительном участке посадки, разработанного в первой части, продолжены работы по анализу характеристик этого алгоритма. Разработана модельная программа управления посадкой применительно к самолету ТУ-154М. Проведено математическое моделирование этапов режима посадки самолета. При переходе от одного этапа к другому проводилась конкатенация (сшивки) параметров движения, в результате которой конечные параметры движения предыдущего этапа становились начальными параметрами движения последующего этапа. Исследовано влияние погрешностей в аэродинамических характеристиках на условия посадки. В результате моделирования выявлено, что если для определения этапов использовать изменения угла тангажа, то режим посадки в общем случае складывается не из двух, традиционно определяемых, а из трех этапов: увеличения угла тангажа (выравнивание), его уменьшения (выдерживание) и вновь увеличения угла (этап назван поддерживанием). Необходимость введения третьего этапа обусловлена наличием погрешностей в аэродинамических характеристиках самолета. В целом подтверждено, что энергосберегающий алгоритм управления обеспечивает успешное решение задачи автоматической посадки пассажирского самолета на заключительном этапе его полета. При этом установлено, что длительность режима посадки не превышает 5 с.

Ключевые слова: автоматическая посадка, высота, глissада, дальность, пассажирский самолет, руль высоты, скорость, тяга двигателя, угол атаки, угол тангажа, энергосберегающий алгоритм

Введение

В настоящей статье делается попытка обосновать необходимость иметь на борту современных самолетов гражданской авиации систему автоматической посадки (САП) в интересах повышения безопасности авиапассажиров и предлагается алгоритм управления этой системой на заключительном этапе по-

садки. В истории авиакатастроф имеется много случаев, которые можно было бы предотвратить, если бы на борту самолетов имелась САП, а технические средства аэропортов имели бы возможность иницировать эту систему и отключать экипаж от процесса управления. Одним из таких памятных примеров являются трагические события 11 сентября 2001 г. в Нью-Йорке.

Современный уровень техники позволяет решить задачу автоматической посадки самолета. Ярчайшим примером успешного решения этой задачи является посадка космического самолета (КС) "Буран" в автоматическом режиме 30 лет назад 15 ноября 1988 года. Понятно, что эта задача решалась в интересах Министерства Обороны СССР с соответствующими этой задаче экономическими затратами. В то время еще не были развернуты глобальные навигационные спутниковые системы "ГЛОНАСС" и GPS. Поэтому были разработаны специальные наземные радиотехнические средства измерения дальности от взлетно-посадочной полосы (ВПП) до КС с ретрансляцией этой информации на его борт, а также бортовые цифровые вычислительные средства автоматического управления на всей траектории движения КС от спуска с орбиты и до остановки на ВПП аэродрома посадки [1, 2].

В настоящее время при наличии глобальных навигационных спутниковых систем САП самолета может быть разработана со сравнительно малыми экономическими затратами по отношению, например, к стоимости самолета. Имеются косвенные сведения, что на ряде типов самолетов такие системы уже созданы. Например, в работе [3] отмечено, что в режиме автопилота аэробуса А-380 *"доступны все режимы полета"*. При этом алгоритм управления при выравнивании и выдерживании не приводится и остается недоступным для анализа. Такие режимы могут применяться по усмотрению экипажа в экстренных ситуациях на борту.

Представляется особо важным создание САП, инициируемой диспетчерской службой аэропорта при определенных, строго оговоренных условиях без возможности вмешательства в ее работу со стороны экипажа, например, при явном отклонении самолета от заданного курса и отсутствии связи с экипажем. Это позволит снизить вероятность дальнейшего аварийного развития ситуации на борту. Знание того, что на данном типе самолета имеется САП, также может заставить террористов отказаться от его использования.

Анализ показывает, что на всех этапах движения возможно применение автоматического управления самолетом, если на борт будут закладываться необходимые данные об аэропорте с наилучшими погодными условиями для посадки, текущие параметры полета будут определяться бортовыми средствами в полном

объеме, а характеристики самолета, необходимые для расчета режимов полета, будут заложены в память бортовых компьютеров. При этом недостающая информация о текущих параметрах самолета (вес, запас и расход топлива, тяга двигателей) может быть получена в ходе дальнейшего автоматического полета с использованием известных алгоритмов идентификации параметров.

Условия успешного решения задачи автоматической посадки самолета

Для решения задачи автоматической посадки самолета необходимо, прежде всего, сформулировать положения или условия, которые позволят конкретизировать саму постановку этой задачи. Вот некоторые из них:

- должны быть определены и, возможно, даже законодательно подтверждены условия перевода самолета диспетчерской службой аэропорта в режим автоматической посадки. Этот перевод может осуществляться только с Земли и применительно к самолетам, оборудованным САП;
- для применения САП должен быть создан специальный закрытый канал включения режима и получения необходимой контрольной информации от бортовых компьютеров самолета о параметрах работы двигателей и параметрах полета;
- должна быть исключена возможность вмешательства экипажа в управление самолетом после перевода самолета в режим автоматической посадки. Это достаточно жесткое условие означает, например, что на самолете, оснащенном САП, не может быть механических (рычажных) схем управления какими-либо элементами и все управление самолетом должно осуществляться с использованием бортовой дистанционной системы управления;
- при переводе самолета в режим САП в бортовые компьютеры заносятся данные о взлетно-посадочной полосе (ВПП) аэропорта посадки (геодезические широта, долгота и превышение над уровнем поверхности Земли средней точки торцевой кромки ВПП, а также азимут средней линии ВПП);
- состав бортовых систем самолета и их датчиков должен быть достаточным для решения задачи САП. Это условие также является

достаточно жестким, поскольку в процессе проектирования режима посадки, возможно, потребуется иметь доступ к параметру какой-либо системы, ранее отсутствующему в бортовых компьютерах;

- в бортовых компьютерах самолета должны находиться все необходимые проектные параметры самолета;
- сведения о техническом состоянии самолета (вес, тяга двигателей, запас и расход топлива, положение рулевых органов и др.) в момент перевода самолета в режим автоматической посадки полагаются неизвестными. Из этого необходимо исходить при проектировании начального этапа режима посадки.

Приведенные условия не являются исчерпывающими и должны применяться для укрупненного планирования режимов автоматической посадки.

Планируемые режимы полета самолета при автоматическом управлении посадкой

Все рассматриваемые ниже планируемые режимы полета при использовании САП соответствуют принятым в гражданской авиации [4]. При их рассмотрении будем отмечать только необходимое различие в задачах и методах исполнения. При этом собственно аварийные ситуации самолета и двигателей не рассматриваются. Приводимые в работе данные соответствуют использованному в качестве примера самому массовому в СССР среднемагистральному самолету ТУ-154М.

Режим горизонтального автоматического пилотирования (режим автопилота). Основная задача этого режима состоит в идентификации параметров систем самолета и параметров его полета, без знания и прогнозирования которых невозможна дальнейшая автоматическая посадка. В этом режиме должны поддерживаться постоянными параметры горизонтального полета: высота полета, заданная горизонтальная скорость и азимут полета. Учитывая, что в момент перевода самолета в режим автоматической посадки он мог находиться в другом динамическом режиме, можно ожидать некоторого переходного процесса выхода на режим автопилотирования. В этом режиме с использованием проектных характеристик самолета должны быть определены такие параметры, как тяга двигателей, вес самолета, запас и рас-

ход топлива, работоспособность и эффективность органов управления самолетом и тягой двигателей. Длительность режима определяется длительностями решения перечисленных задач идентификации. Реализация режима автопилота обеспечивается на всех типах судов гражданской авиации и не вызывает вопросов.

Режим снижения по отечественной системе посадки СП-50 [3] начинается с разворота в целях изменения курса полета в первую контрольную точку, находящуюся на продолжении оси ВПП и отстоящую от посадочной торцевой кромки ВПП на 10 км и находящуюся на высоте круга над Землей 500 м. В режиме снижения должны согласованно выдерживаться расчетные значения угла тангажа, вертикальной скорости снижения и тяги двигателей. Управление и контроль за полетными параметрами в этом и в последующих режимах осуществляется бортовыми компьютерами с использованием информации от бортовых инерциальных средств и от глобальных спутниковых навигационных систем. Режим заканчивается моментом пролета над первой контрольной точкой.

Режим захода на посадку предусматривает круговое движение на постоянной высоте 500 м в целях выхода на ту же первую контрольную точку с азимутом осевой линии ВПП. В этом режиме по заданной программе последовательно осуществляются: выпуск шасси, выпуск предкрылков и закрылков в положение 1, выпуск закрылков в положение 2 (посадочное). При этом в соответствии с рассчитанной программой осуществляется снижение горизонтальной скорости полета до минимальной (для текущего веса самолета), а также увеличение угла атаки самолета для поддержания этой скорости.

Режим снижения по глиссаде осуществляется в посадочной конфигурации с непрерывным уменьшением высоты при постоянной горизонтальной скорости и реализуется также в соответствии с расчетной программой и показаниями датчиков глиссады. Пролет над дальним приводным радиомаяком (вторая контрольная точка) за 4000 м от торцевой кромки ВПП должен осуществляться на высоте 200 м, пролет над ближним приводным радиомаяком (третья контрольная точка) за 1000 м от торцевой кромки ВПП — на высоте 60 м с постоянной и минимальной скоростью.

Режим посадки начинается на высоте 6...8 м с момента пересечения торцевой кромки ВПП

(четвертая контрольная точка) и заканчивается касанием ВПП колесами основных стоек шасси. Это наиболее ответственный режим из всего процесса посадки. Традиционно он складывается из двух этапов: выравнивания и выдерживания. На этапе **выравнивания** двигатели переводятся в режим минимальной тяги с плавным увеличением угла атаки. На этом этапе осуществляется уменьшение вертикальной скорости снижения за счет увеличения угла атаки и, как следствие, увеличения подъемной силы. Угол атаки возрастает, а с ним и лобовое сопротивление. В результате продольная скорость снижается. На этапе **выдерживания** наоборот, несколько снижается угол атаки, продолжает снижаться продольная скорость, и, как следствие, снижается подъемная сила, самолет мягко касается ВПП колесами основных стоек шасси.

Режим пробега по ВПП с этого момента до полной остановки самолета обеспечивается следующими управляющими воздействиями: включением спойлеров (интерцепторов), уменьшением угла атаки самолета до соприкосновения с ВПП колесами передней стойки шасси, включением реверса тяги двигателей, последующим торможением колес основных стоек шасси и, наконец, выключением реверса при определенной скорости пробега.

Современное состояние аппаратной базы бортовых и наземных средств позволяет обеспечить автоматическое управление на всех режимах посадки самолета.

Задача автоматического управления посадкой самолета и способы ее решения

В режиме автоматической посадки наиболее важным является рассмотрение управления в продольном канале, т. е. управление поступательным и вращательным движением самолета в плоскости тангажа. При этом в поперечных каналах крена и рыскания (скольжения) обеспечивается лишь стабилизация движения. Именно продольный канал наиболее детально исследован в технической литературе.

Традиционно решение терминальной задачи управления самолетом в режиме посадки связывается с использованием методов программного управления. Приведем известные примеры построения простейших программ управления при посадке самолета.

Так, в работе [4] предложено кривую выравнивания при автоматической посадке задавать экспонентой. При этом единственным варьируемым параметром оказывается высота на момент начала выравнивания. По данным работы [5] в этом варианте при малых значениях вертикальной скорости самолета в момент касания точка касания колесами ВПП будет значительно удалена от начала ВПП, а при приземлении ближе к началу ВПП будет большая по модулю вертикальная скорость касания.

В работе [5] кривую выравнивания предложено задавать полиномом третьего порядка, определяющим зависимость высоты полета от пройденного пути вдоль оси ВПП от ее начала. Четыре коэффициента полинома определяются заданными краевыми условиями. Алгоритм разработан для военных самолетов типа МИГ-29 с отличной от принятой в гражданской авиации логикой управления в режиме посадки. Так, например, в режиме выравнивания осуществляется выпуск закрылков и шасси. Предложено по виртуальной кривой выравнивания определять программные значения продольной и вертикальной перегрузок, реализация которых должна обеспечиваться тягой двигателя и углом поворота стабилизатора соответственно.

Вместе с тем использование заранее разработанных "жестких" программ управления требует применения дополнительного стабилизирующего управления, задача которого состоит в компенсации отклонений от программы, возникающих при посадке от действия возмущений. Исследование методов формирования стабилизирующего управления привело специалистов в области автоматического управления к разработке принципа "гибких" траекторий. "Гибкая" программа управления находится путем решения двухточечной краевой задачи с заданными начальным состоянием в момент времени ее обновления и заданным конечным состоянием. В предельном случае обновление начального состояния и решение двухточечной краевой задачи может осуществляться на каждом шаге управления. В этом предельном случае получаем аналог системы с отрицательной обратной связью.

Существенный вклад в разработку алгоритмов управления самолетом в режиме посадки на основе концепции "гибких" траекторий внесли А. Б. Филимонов и Н. Б. Филимонов [6—10]. Ими же в работе [10] приведена обширная библиография по методам терминального

управления объектами авиационной и космической техники.

В настоящей работе предложено использовать алгоритм управления, обеспечивающий работу системы управления в форме отрицательной обратной связи.

Движение самолета в продольной плоскости описывается тремя парами переменных: дальностью и продольной скоростью, высотой и вертикальной скоростью, углом тангажа и угловой скоростью его изменения. Поскольку в режиме посадки двигателя программно переводятся в режим малого газа, управление самолетом в этом режиме обеспечивается одним управляющим параметром — угловой скоростью поворота руля высоты. Поворот руля высоты вызывает механический момент поворота самолета в канале тангажа. Этот момент вызывает соответствующее угловое ускорение самолета по каналу тангажа. Для простоты в настоящей работе в качестве управляющего параметра принят результат воздействия руля высоты — угловое ускорение самолета в канале тангажа. В этом случае задача разработки программы управления в режиме посадки сводится к разработке алгоритма определения углового ускорения самолета в канале тангажа на каждом шаге управления.

Для автоматического управления движением в продольной плоскости в режиме посадки пассажирского самолета типа ТУ-154М в данной работе предлагается использовать энергосберегающий алгоритм управления [11]. Здесь термин "энергосберегающий" относится к названию применяемого алгоритма, а не к постановке задачи экономии энергозатрат на управление.

Практика применения энергосберегающего алгоритма показывает, что для обеспечения высокой точности расчетов требуется большое число циклов его работы, измеряемое сотнями и тысячами. Поскольку длительность режима посадки самолета мала и составляет 5...6 с, выбрана частота работы алгоритма 200 Гц, что соответствует интервалу Δt дискретности работы алгоритма, равному 0,005 с.

Важной особенностью управления в режиме посадки самолета является необходимость увеличения угла атаки на этапе выравнивания и уменьшения на этапе выдерживания. Эта особенность приводит к необходимости использовать последовательность алгоритмов управления на каждом из этих этапов с конкатенацией (сшивкой) параметров движения, используемых

при управлении. Как будет показано ниже, это обстоятельство гарантирует успешную посадку самолета при наличии погрешностей в аэродинамических характеристиках самолета.

Ниже приводится краткое описание разработанного автором энергосберегающего алгоритма управления.

Краткое описание энергосберегающего алгоритма управления

Пусть задана линейная по состоянию и управлению дискретная полностью управляемая система:

$$X_{i+1} = A_i X_i + B_i U_i, \quad i = 0, 1, 2, 3, \dots,$$

где $X_i \in R^n$ — вектор состояния системы в n -мерном евклидовом пространстве в момент времени, соответствующий номеру шага i ; $U_i \in R^r$ — вектор управлений в r -мерном евклидовом пространстве в тот же момент времени; A_i — матрица состояния системы размерности $n \times n$, которая зависит от X_i ; B_i — матрица управлений размерности $n \times r$, также зависящая от X_i . Пусть также известно начальное состояние системы: $X_0 \neq 0$.

Требуется найти регулятор, вырабатывающий последовательность управлений $U_0, U_1, U_2, \dots, U_i, U_{i+1}, \dots$, на значения которых не наложены ограничения, переводящую систему из произвольного начального состояния в заданное конечное состояние (начало координат) $X = 0$ за неограниченное число шагов и при этом минимизирующий заданный ниже показатель качества системы.

Пусть в нашем распоряжении имеется линейная по состоянию и управлению система, уравнение движения которой нам также известно:

$$\xi_{i+1} = C_i \xi_i + D_i U_i,$$

где $\xi_i \in R^n$ — вектор состояния системы. Матрицы C_i и D_i имеют размерности матриц A_i и B_i соответственно и в общем случае могут зависеть от ξ_i . Назовем эту систему вспомогательной. Вспомогательная система управляется тем же вектором U_i , что и заданная система. Кроме того, потребуем, чтобы начальное состояние вспомогательной системы совпадало с начальным состоянием заданной системы: $\xi_0 = X_0$.

От матрицы C_i требуется, чтобы невозмущенное движение вспомогательной системы

было асимптотически устойчиво в целом. Порядок и примеры выбора матрицы C_i приведены в работе [11]. Полагаем $D_i = -B_i$.

В целом вспомогательная система обеспечивает формирование желаемой программы движения заданной системы.

Закон управления с обратной связью выбирается в линейной форме:

$$U_{i+1} = U_i + P_{i+1}(\tilde{X}_{i+1} - \xi_{i+1}),$$

т. е. управление на текущем шаге определяется в виде алгебраической суммы управления на предыдущем шаге и взвешенной разности векторов состояния заданной и вспомогательной систем на текущем шаге. Здесь P_{i+1} — весовая матрица, оптимальным образом взвешивающая разность между векторами состояний заданной и вспомогательной систем. Вектор состояния заданной системы определяется в результате измерений:

$$\tilde{X}_i = X_i + e_i,$$

где X_i — истинное значение вектора состояния; e_i — вектор случайных аддитивных погрешностей измерений типа дискретного белого шума.

По определению вводится ковариационная матрица управления на текущем шаге управления (математическое ожидание от произведения вектора управления на его транспонированное значение на один и тот же момент времени):

$$K_{U,i+1} = M(U_{i+1}U_{i+1}^T).$$

Здесь верхний индекс T означает операцию транспонирования.

Критерием (показателем) качества, как следует из названия алгоритма, является минимум энергозатрат на управление на каждом шаге. Определяется он через след ковариационной матрицы управления (сумму квадратов ее диагональных элементов), являющийся функцией весовой матрицы:

$$\mathfrak{J}(i) = M(U_{i+1}^T U_{i+1}) = \text{Tr}[K_{U,i+1}(P_{i+1})] \rightarrow \min,$$

где $\text{Tr}[\dots]$ — операция вычисления следа ковариационной матрицы управления $K_{U,i+1}$.

При такой постановке вспомогательная система играет роль ведущей системы, а заданная система — ведомой, следующей за ведущей.

Идея изложенной постановки задачи состоит в следующем. Если вспомогательная система благодаря выбору матрицы C_i под действием управлений движется в начало координат, то траектория движения заданной системы не будет значительно отклоняться от траектории движения вспомогательной системы благодаря весовой матрице P_{i+1} и, следовательно, также будет направлена в начало координат. При возрастании отклонения вектор управления будет возрастать и компенсировать это возросшее отклонение.

Решение приведенной оптимизационной задачи приводит к оптимальному выражению для весовой матрицы:

$$P_{i+1} = -K_{U,i}(B_i - D_i)^T [A_i K_{X,i} A_i^T + C_i K_{\xi,i} C_i^T + (B_i - D_i) K_{U,i} (B_i - D_i)^T + K_e]^{-1}$$

и для ковариационной матрицы управления

$$K_{U,i+1} = [P_{i+1}(B_i - D_i) + E] K_{U,i}$$

на каждом интервале управления. Здесь

$$K_{X,i} = M(X_i X_i^T), K_{\xi,i} = M(\xi_i \xi_i^T), K_e = M(e e^T)$$

— ковариационные матрицы состояний заданной и вспомогательной систем, характеризующие дисперсии текущих отклонений состояний от поставленной цели движения, и ковариационная матрица погрешностей измерений. Их значения должны задаваться при проведении расчетов.

Здесь требуется сделать некоторое пояснение. При разработке энергосберегающего алгоритма не ставилась задача использования его для решения терминальных задач. При формулировании постановки задачи ставился лишь вопрос о достижении заданной системой начала координат за неограниченное время. Однако практическое использование энергосберегающего алгоритма показало его способность выполнять задачу за фиксированное время. Эту способность можно объяснить возможностью выбора элементов переходной матрицы вспомогательной системы. Вспомогательная система является ведущей по отношению к заданной ведомой системе и обеспечивает в итоге достижение заданных значений параметров движения. Поэтому на практике всегда можно указать время завершения переходного

процесса при наличии значений допустимых погрешностей решения задачи. Это позволило применить энергосберегающий алгоритм для решения задачи автоматического управления посадкой самолета, т. е. задачи, которая, по нашему мнению, является терминальной в силу необходимости обеспечения нулевой вертикальной скорости в момент, когда высота полета приближается к нулю.

Разработка энергосберегающего алгоритма автоматического управления посадкой самолета

Введем необходимую систему координат и систему сил, действующих на самолет, представленную на рисунке. Для разрабатываемой системы управления с обратной связью начало системы координат OXY поместим в конечную точку участка управления в режиме посадки — в точку касания ВПП колесами основных стоек шасси. Направление осей выбрано таким образом, чтобы начальные координаты продольного движения были отрицательными.

Запишем дифференциальные уравнения движения самолета в продольной плоскости. Для этого введем вектор состояния системы, содержащий шесть элементов:

$$X = [x_1; x_2; x_3; x_4; x_5; x_6]^T.$$

Здесь x_1 — дальность до точки O касания ВПП; x_2 — высота полета над ВПП; x_3 — угол тангажа самолета, положительный при кабрировании; x_4 — продольная скорость полета в направлении оси X ; x_5 — вертикальная скорость полета в направлении оси Y ; x_6 — угловая скорость вращения самолета по тангажу.

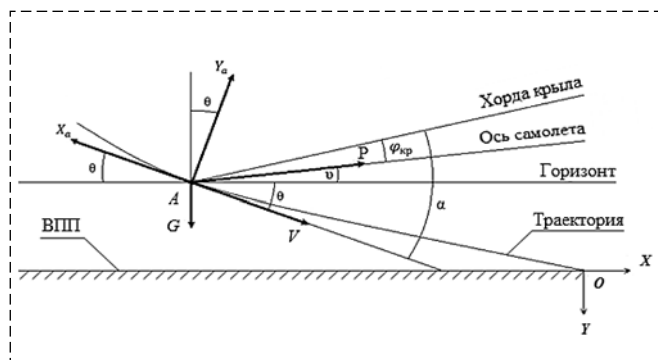


Схема действия сил на самолет при посадке
Forces influencing on a landing plane

Учитывается, что направление действия силы тяги двигателей P совпадает с осью самолета.

Тогда в соответствии с действующими силами дифференциальные уравнения движения самолета могут быть записаны в виде системы шести уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{dx_1}{dt} &= x_4; \quad \frac{dx_2}{dt} = x_5; \quad \frac{dx_3}{dt} = x_6; \\ \frac{dx_4}{dt} &= l; \quad \frac{dx_5}{dt} = h; \quad \frac{dx_6}{dt} = \varepsilon_v. \end{aligned}$$

Здесь

$$\begin{aligned} l &= \frac{-X_a \cos \Theta + Y_a \sin \Theta + P \cos x_3}{mg}; \\ h &= \frac{mg - X_a \sin \Theta - Y_a \cos \Theta - P \sin x_3}{mg}; \end{aligned}$$

ε_v — управляющее угловое ускорение самолета по каналу тангажа; X_a и Y_a — аэродинамические силы сопротивления движению и подъемная сила; Θ — угол наклона траектории полета к местному горизонту; $G = mg$ — вес самолета; m — его масса; g — гравитационное ускорение у поверхности Земли; P — тяга двигателей. Следует еще раз отметить, что управляющий параметр ε_v выбран в целях простоты расчетов, поскольку перекладка руля высоты в итоге вызывает угловое ускорение поворота самолета по каналу тангажа.

Аэродинамические силы определяются по известным формулам:

$$X_a = \frac{1}{2} \rho V^2 C_X S, \quad Y_a = \frac{1}{2} \rho V^2 C_Y S,$$

где ρ — плотность атмосферы на заданной высоте при заданной температуре; $V = (x_4^2 + x_5^2)^{1/2}$ — скорость полета самолета; C_X и C_Y — безразмерные коэффициенты соответствующих аэродинамических сил; S — площадь крыла самолета.

Обозначим управляющий скаляр: $u = \varepsilon_v$.

Используя введенный вектор состояния системы и скаляр управления, проведем дискретизацию системы с использованием матрицы Коши [11]. В результате приведенные выше уравнения движения могут быть записаны в дискретной рекуррентной форме с малым шагом дискретизации по времени Δt :

$$X_{i+1} = A_i X_i + b_i u_i,$$

где

$$A_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t \\ \frac{l\Delta t}{x_1} & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{h\Delta t}{x_2} & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_i ;$$

$$b_i = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \Delta t]_i^T.$$

Назовем эту систему заданной.

Для использования энергосберегающего алгоритма управления посадкой самолета необходимо ввести вспомогательную систему

$$\xi_{i+1} = C_i \xi_i + d_i u_i,$$

в которой векторы и матрицы имеют ту же размерность, что и в заданной системе. Вспомогательная система управляется тем же вектором управления, ее начальное состояние совпадает с начальным состоянием заданной системы $\xi_0 = X_0$, $d_i = -b_i$, а матрица C_i обеспечивает выполнение условия асимптотической устойчивости невозмущенного движения вспомогательной системы (при $u_i \equiv 0$). Рекомендации по выбору элементов матрицы C_i приведены в работе [11].

Во второй части статьи разработанный алгоритм будет применен для построения модельной программы управления самолетом на заключительном участке посадки, проведения математического моделирования и оценки эффективности применения алгоритма по результатам моделирования.

Заключение

Предложена задача создания системы автоматической посадки пассажирского самолета, инициируемой извне и исключающей возможность влияния экипажа на режим посадки. Рассмотрены условия успешного решения задачи автоматической посадки самолета. Кратко изложен перечень режимов полета самолета при автоматическом управлении посадкой. Для решения задачи автоматического управления самолетом в продольной плоскости на

самом ответственном заключительном режиме посадки предложен энергосберегающий алгоритм управления, обеспечивающий управление в режиме отрицательной обратной связи. Алгоритм управления разработан применительно к пассажирскому самолету ТУ-154М. При разработке алгоритма использованы следующие допущения:

- линейная модель зависимости аэродинамических характеристик самолета от угла атаки;
- линейная модель программного перевода тяги двигателей в режим малого газа на интервале 3 с от начала этапа выдерживания;
- использование углового ускорения самолета по каналу тангажа, возникающего при перекладке руля высоты, в качестве управляющего сигнала;
- частота работы алгоритма управления, равная 200 Гц.

В дальнейшем разработанный алгоритм будет использован для проведения математического моделирования в целях оценки его эффективности.

Список литературы

1. URL: www.buran.ru
2. **Набойщиков Г. Ф.** Авиационно-космические системы / Под ред. Лозино-Лозинского. М.: Изд-во МАИ, 1997. 416 с.
3. **Коптев А. Н.** Авиационное и радиоэлектронное оборудование воздушных судов гражданской авиации. Кн. 3. Учеб. пособ. Самара: Изд-во СГАУ, 2011. 392 с.
4. **Котик М. Г.** Динамика взлета и посадки самолета. М.: Машиностроение, 1984. 256 с.
5. **Кулифеев Ю. Б., Афанасьев Ю. Н.** Алгоритм автоматической посадки самолета // Электронный журнал "Труды МАИ". Вып. 62.
6. **Филимонов Н. Б.** Аналитическое конструирование квазиоптимальной системы терминального управления // Аналитические методы синтеза регуляторов: Межвуз. науч. сб. Вып. 3. Саратов: СПИ, 1978. С. 100—113.
7. **Филимонов А. Б., Филимонов Н. Б.** Циклические процессы регулирования в нелинейных объектах // Аналитические методы синтеза регуляторов: Межвуз. науч. сб. Саратов: СПИ, 1988. С. 90—96.
8. **Пухов А. Л., Толокнов В. И., Филимонов Н. Б.** Компьютерная сертификация посадочного маневра сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. М.: Изд. ОАО "Туполев", 2001.
9. **Филимонов А. Б., Филимонов Н. Б.** Принцип гибких кинематических траекторий управления терминальными маневрами летательных аппаратов // Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: Тез. докл. II Всерос. науч.-техн. конф. М.: МОКБ "Марс", 2012. С. 51—53.
10. **Проблемы управления сложными динамическими объектами авиационной и космической техники** / С. Н. Васильев и др. / Под ред. акад. РАН С. Н. Васильева. М.: Машиностроение, 2015. 519 с.
11. **Петрищев В. Ф.** Энергосберегающее управление объектами ракетно-космической техники. Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. 140 с.

Energy-Saving Algorithm of Automatic Control of Compulsory Passenger Carrier Landing. Part 1

V. F. Petrishchev, mail@samspace.ru,

Progress Space-Rocket Centre JSC, Samara, 443122, Russian Federation

Corresponding author: **Petrishchev Vladimir F.**, Doctor of Engineering, Leading Researcher, Progress Space-Rocket Centre JSC, Samara, 443122, Russian Federation, e-mail: mail@samspace.ru

Accepted July 07, 2018

Abstract

The task was to develop an automatic landing system (ALS) for a passenger carrier that can be externally activated and excludes the possibility of the crew's interference into the landing process, for example, when a carrier alters its nominal course or there is no contact with the crew. The air crash history saw a lot of cases that could have been prevented if the planes had had an ALS system and airports had had possibilities to activate that system and suspend the crew from flight control. One of such unforgettable examples is the New-York tragedy of September 11, 2001. State-of-the-art technology allows solving the problem of automatic carrier landing. The most remarkable example demonstrating solution of this problem is the automatic landing of the Buran orbiter 30 years ago on November 15, 1988. The article consists of two sections. The first section of the article deals with conditions of effective solution of autoland problem. It describes in short, the flight modes during automatic landing control. To solve the problem of automatic longitudinal control in the most crucial final landing mode, the author proposes an energy-saving control algorithm that provides control in the mode of negative feedback. The system status vector comprises six parameters: range, altitude, pitch angle, and their first-order derivatives. The control algorithm is developed for the Tupolev TU-154M airliner. In development of the algorithm, the following assumptions were used: a) a linear model of dependence of aerodynamic data on the angle of attack; b) a linear model of programmed switch of engine thrust to the idle mode on the interval of 3 seconds from the beginning of the flareout; c) a pitch angular acceleration, occurring at elevator rate reversal, as a control signal; d) the frequency of the control algorithm operation equal to 200 Hz. The second section further analyzes characteristics of the energy-saving algorithm of automatic control of compulsory passenger carrier landing during the final landing phase, which was developed in the first section. The author developed a model program of control and mathematically modeled the carrier landing phases. When switching from one phase to another, the motion parameters were concatenated so that the final motion parameters of the previous phase became the initial motion parameters of the next phase. The author also studied the influence of errors in aerodynamic data on the landing conditions. The modeling revealed that if a pitch deflection direction is used for the determination of phases, then in a general case, the landing mode consists not of two traditionally determined phases, but of the following three: pitch angle increase (flareout), pitch angle decrease (float), and again, pitch angle increase (this phase is called 'maintenance'). The necessity to introduce the third phase is determined by the presence of errors in the aerodynamic data of the airplane. On the whole, it is confirmed that the energy saving control algorithm provides successful solution of the problem of automatic landing of a passenger carrier at its final flight phase. At that, it is determined that the landing mode does not exceed 5s.

Keywords: autoland, altitude, glissade, range, passenger carrier, elevator, velocity, engine thrust, angle of attack, pitch angle, energy saving algorithm

For citation:

Petrishchev V. F. Energy-Saving Algorithm of Automatic Control of Compulsory Passenger Carrier Landing. Part 1, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no.11, pp. 725–733.

DOI: 10.17587/mau.19.725-733

References

1. Available at: www.buran.ru.
2. **Naboishchikov G. F.** *Aerospace systems: Book of Technical Papers*. Moscow, MAI publ., 1997, pp. 33–46 (in Russian).
3. **Koptev A. N.** *Aviationnoye i padioelektronnoye oborudovanie vozdukhnykh sudov grazhdanskoi aviatsii* [Avionics of Civil Aircraft]. Vol. 3. Teaching aid. Samara: SGAU publ., 2011, 392 p. (in Russian).
4. **Kotik M. G.** *Dinamika vzlyota i posadki samolyota* [The Dynamics of Airplane Take-Off and Landing]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1984, 256 p. (in Russian).
5. **Kulifeyev Yu. B., Afanasyev Yu. N.** Algoritm avtomaticheskoi posadki samolyota [The Algorithm of Automatic Aircraft Landing]. *Trudy MAI electronic journal*, vol. 62.
6. **Filimonov N. B.** Analiticheskoye konstruirovaniye kvazi-optimalnoy sistemy terminalnogo upravleniya [Analytic Design of a Quasioptimal Termination Control System]. *Analiticheskiye metody sinteza regulatorov: mezhvuz. nauchn. sb.* [Analytic Methods of Regulator Synthesis: Inter-institute collected articles]. Vol. 3, Saratov, SPI, 1978, pp. 100–113 (in Russian).
7. **Filimonov A. B., Filimonov N. B.** Tsiklicheskie protsessy regulirovaniya v nelineynykh ob'yektakh [Cyclic Control Processes in Non-Linear Objects]. *Analiticheskiye metody sinteza regulatorov: mezhvuz. nauchn. sb.* [Analytic Methods of Regulator Synthesis: Inter-institute collected articles]. Saratov, SPI, 1988, pp. 90–96 (in Russian).
8. **Pukhov A. L., Toloknov V. I., Filimonov N. B.** *Kompyuternaya sertifikatsiya posadochnogo manevra sverkhzvukovogo passazhirskogo samoleta Tu-144* [Computed Certification of the Landing Maneuver of the Tupolev Tu-144 Supersonic Airliner]. Moscow, OAO Tupolev, 2001 (in Russian).
9. **Filimonov A. B., Filimonov N. B.** Printsip gibkikh kinematicheskikh trayektoriy upravleniya terminalnymi manevrami letatelnykh apparatov [The Principle of Flexible Kinematic Trajectory of Control of Final Maneuvers of Airborne and Space Vehicles]. *Sistemy upravleniya bespilotnymi kosmicheskimi i atmosferynymi letatelnyimi apparatami: Tez. dokl. II Vseros. nauch.-tekhn. konf.* [Control Systems of Unmanned Airborne and Space Vehicles: Proceedings of the II-nd All-Russian Scientific and Technical Conference]. Moscow, MOKB Mars, 2012, pp. 51–53 (in Russian).
10. **Vasilyev S. N. et al.** *Problemy upravleniya slozhnymi dinamicheskimi ob'yektami aviatsionnoy i kosmicheskoy tekhniki* [Control Problems of Sophisticated Airborne and Space Dynamic Objects]. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 2015, 519 p. (in Russian).
11. **Petrishchev V. F.** *Energosberegayushcheye upravleniye ob'yektami raketno-kosmicheskoi tekhniki* [Energy Saving Control of Rocket and Space Equipment]. Samara: SamNTs RAN Publ., 2017, 140 p. (in Russian).