

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

Энергосберегающий алгоритм автоматического управления принудительной посадкой пассажирского самолета. Часть II*

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 этих 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 "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. В состав вектора состояния системы включены шесть параметров: дальность, высота, угол тангажа и их первые производные. Алгоритм управления разработан применительно к пассажирскому самолету ТУ-154М. 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. Проведено математическое моделирование этапов режима посадки самолета. При переходе от одного этапа к другому проводилась конкатенация (сшивка) 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 направление 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 участке его полета. При этом установлено, что длительность режима посадки не превышает 5 с.

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

Введение

Проблемам безопасности полетов пассажирских самолетов во всем мире уделяется огромное внимание как со стороны авиационных компаний, так и со стороны специальных служб, отвечающих за безопасность. По мнению автора, дальнейшим направлением повышения безопасности полетов может явиться разработка и применение на борту самолетов гражданской авиации системы автоматической посадки (САП). Эта система должна инициироваться диспетчерской службой аэропорта без

возможности вмешательства в ее работу со стороны экипажа при определенных, строго оговоренных условиях, например, при явном отклонении самолета от заданного курса и отсутствии связи с экипажем. Это позволит снизить вероятность дальнейшего аварийного развития ситуации на борту самолета. Весь дальнейший полет самолета, включая завершающий участок посадки, должен происходить в автоматическом режиме. В настоящее время в условиях существования глобальных навигационных спутниковых систем "ГЛОНАСС" и GPS это вполне осуществимо. Есть косвенные сведения о том, что на ряде типов самолетов имеются технические средства, которые позволяют по усмотрению экипажа в экстренных ситуациях на борту

* Часть I опубликована в журнале "Мехатроника, автоматизация, управление", 2018, Т. 19, № 11, с. 725–733.

совершать автоматическую посадку самолета. Например, в работе [1] отмечено, что в режиме автопилота аэробуса А-380 "доступны все режимы полета".

Для реализации САП должен быть выполнен целый комплекс мероприятий, таких как создание закрытого канала связи аэропорта с бортом для включения режима автоматической посадки, передачи на борт необходимой информации об аэропорте посадки и для получения необходимой информации с борта о режиме полета самолета. Вся необходимая информация о проектных параметрах самолета должна храниться в бортовых компьютерах, информация о текущих параметрах движения должна определяться автономными средствами, а текущие характеристики самолета и двигателей должны определяться также на борту с использованием необходимых алгоритмов идентификации.

В части I статьи [2] были рассмотрены условия успешного решения задачи автоматической посадки самолета, изложены режимы полета самолета при автоматическом управлении посадкой, рассмотрена задача автоматического управления посадкой самолета и существующие (из числа доступных) способы ее решения. Изложено краткое описание разработанного автором энергосберегающего алгоритма управления [3], предложенного для управления самолетом на завершающем участке его посадки, разработан энергосберегающий алгоритм автоматического управления посадкой самолета на примере самолета ТУ-154М.

В целях исследования возможности применения энергосберегающего алгоритма управления к задаче управления пассажирским самолетом на заключительном участке посадки разработана модельная программа управления самолетом на этом участке, проведено математическое моделирование режима посадки и получены характеристики этого режима. Результаты моделирования подтвердили, что энергосберегающий алгоритм управления обеспечивает успешное решение задачи автоматической посадки пассажирского самолета на заключительном участке его полета.

Разработка модельной программы управления самолетом в режиме посадки

В соответствии с инструкцией экипажу ТУ-154М моделирование режима выравнива-

ния начинается со следующих начальных параметров движения по глиссаде:

- дальность $x_{1,0} = -600$ м;
- высота $x_{2,0} = -6$ м;
- угол тангажа $v_0 = x_{3,0} = 0,5^\circ$;
- продольная скорость $x_{4,0} = 72,2$ м/с (260 км/ч);
- вертикальная скорость снижения $x_{5,0} = 3,4$ м/с;
- угловая скорость в канале тангажа $x_{6,0} = 0$ °/с.

Угол атаки крыла, обозначаемый α , определяется формулой

$$\alpha = v - \Theta + \varphi_{кр},$$

где $\Theta = -\arctg(x_5/x_4)$ — угол наклона траектории к горизонту и, следовательно, $\Theta_0 = -2,7^\circ$, $\varphi_{кр} = 3,0^\circ$ — установочный угол крыла [4, 5].

При $v_0 = 0,5^\circ$ при движении по глиссаде начальное значение угла атаки равно $\alpha_0 = 6,2^\circ$.

При этом значении угла атаки аэродинамические коэффициенты сопротивления и подъемной силы соответственно равны $C_{X,0} = 0,17$, $C_{Y,0} = 1,27$. В процессе полета эти коэффициенты изменяются в зависимости от угла атаки. Учитывая, что на этапе выравнивания угол атаки крыла меняется в пределах нескольких (3...4) градусов, будем полагать, что коэффициенты сопротивления и подъемной силы изменяются в зависимости от изменения угла атаки $\Delta\alpha$ линейно и могут быть определены по формулам:

$$C_{X,i} = C_{X,0} + \frac{\partial C_X}{\partial \alpha} \Delta\alpha_i;$$

$$\frac{\partial C_X}{\partial \alpha} = Q_X = 1,145 \text{ 1/рад} = 0,0846 \text{ 1/}^\circ;$$

$$C_{Y,i} = C_{Y,0} + \frac{\partial C_Y}{\partial \alpha} \Delta\alpha_i;$$

$$\frac{\partial C_Y}{\partial \alpha} = Q_Y = 4,850 \text{ 1/рад} = 0,01998 \text{ 1/}^\circ.$$

Полагаем также, что в режиме посадки самолета его вес равен $75 \cdot 10^4$ Н, расходом топлива при посадке пренебрегаем. Начальная тяга двигателей соответствует тяге при движении по глиссаде и равна 220 кН. При движении по глиссаде самолет находится в посадочной конфигурации, т. е. шасси выпущены, предкрылки установлены на угол 22° , закрылки выпущены на посадочный угол 45° .

При моделировании использованы также следующие данные: площадь крыла $S = 180$ м², $g = 9,81$ м/с², $\rho = 1,225$ кг/м³.

Полагаем, что при выравнивании в течение 3 с двигатели переводятся в режим малого

газа, при этом их тяга линейно уменьшается до 19,5 кН.

Согласно инструкции экипажу по завершении выравнивания должны быть достигнуты следующие параметры движения: угол атаки должен находиться в пределах 8...9°, вертикальная скорость снижения должна быть уменьшена до величины, близкой к нулю, продольная скорость должна быть уменьшена на величину не более 8,7 м/с (до 230 км/ч) для предотвращения сваливания.

На это последнее обстоятельство следует обратить особое внимание. Традиционно для систем с обратной связью целью является достижение начала координат, т. е. нулевых значений по всем параметрам. В данном случае продольная скорость движения в момент касания ВПП не может быть сведена к нулю. Для формирования параметров вспомогательной системы в этом случае поступим следующим образом.

Представим текущий вектор состояния вспомогательной системы в виде следующей суммы:

$$\xi_i = Z_i + Z_i^*,$$

где Z_i — заданная часть вектора состояния ξ_i , определяющая заданные диапазоны изменения входящих в него параметров, а Z_i^* — дополняющая заданную часть до полного вектора ξ_i . Тогда можно положить

$$Z_0 = [-20 \text{ м}; -6 \text{ м}; -4^\circ; 8,7 \text{ м/с}; 3,4 \text{ м/с}; 0]^\text{T},$$

$$Z_0^* = [-580 \text{ м}; 0; 4,5^\circ; 63,5 \text{ м/с}; 0; 0]^\text{T}.$$

Нетрудно убедиться, что в этом случае выполняется равенство $\xi_0 = X_0$.

Потребуем, чтобы заданная часть вектора состояния изменялась в соответствии с законом изменения самого вектора состояния вспомогательной системы:

$$Z_{i+1} = C_i Z_i + d_i u_i.$$

Пусть матрица C_i имеет традиционный для задач с применением энергосберегающего алгоритма вид:

$$C_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & C_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_3 & 0 & C_4 \end{bmatrix}_i,$$

где для описания элементов используются функции гиперболического тангенса, а также полиномы первого порядка от номера шага:

$$C_{1,i} = 1 - (\text{th}(k_1 + (i-1)/600) + 1)/2;$$

$$C_{2,i} = 1 - (\text{th}(k_2 + (i-1)/600) + 1)/2;$$

$$C_{3,i} = -0,00125 - 0,00025(i-1);$$

$$C_{4,i} = 1 - 0,0002(i-1).$$

Здесь постоянные значения коэффициентов k_1 и k_2 выбираются в процессе моделирования задачи.

Дополняющая часть вектора состояния вспомогательной системы учитывает лишь изменение дальности при наличии постоянной продольной скорости 63,5 м/с, т. е. в векторе Z_i^* на каждом шаге i дальность изменяется в соответствии с выражением

$$Z_{1,i}^* = Z_{1,i-1}^* - 63,5 \Delta t.$$

Остальные параметры этого вектора постоянны.

Графики изменения по времени элементов вектора ξ_i при использовании приведенной матрицы C_i для наглядности показаны на последующих рисунках совместно с соответствующими элементами вектора состояния X_i . Асимптотическое поведение кривых, характеризующих изменение этих элементов во времени, подтверждает правильность выбора элементов матрицы C_i .

Для проведения численных расчетов заданы следующие исходные параметры:

- значения ковариационных матриц состояния заданной и вспомогательной систем приняты постоянными и равными диагональным матрицам с диагональными элементами:

$$k_{X,1} = k_{X,2} = k_{\xi,1} = k_{\xi,2} = 1 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2;$$

$$k_{X,3} = k_{\xi,3} = 0,328 \cdot 10^2 \text{ (}^\circ\text{)}^2;$$

$$k_{X,4} = k_{X,5} = k_{\xi,4} = k_{\xi,5} = 1 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}^2;$$

$$k_{X,6} = k_{\xi,6} = 0,328 \cdot 10^2 \text{ (}^\circ\text{)}^2/\text{с}^2;$$

- значения диагональных элементов ковариационной матрицы погрешностей измерений приняты также постоянными и равными:

$$k_{e,1} = k_{e,2} = 1 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; k_{e,3} = 0,328 \cdot 10^{-4} \text{ (}^\circ\text{)}^2;$$

$$k_{e,4} = k_{e,5} = 1 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}^2; k_{e,6} = 0,328 \cdot 10^{-6} \text{ }^\circ\text{/с}^2;$$

- начальное значение ковариационной функции управления $K_{U,0}$ принято равным $0,328 \cdot 10^6 \text{ }^\circ\text{/с}^2$.

Результаты математического моделирования алгоритма

В соответствии с предыдущим разделом проведено математическое моделирование задачи автоматического управления полетом самолета в режиме посадки. Ниже приведены результаты моделирования по этапам.

Этап 1 — выравнивание

Повторим, что при моделировании этапа выравнивания тяга двигателей линейно уменьшается до значения тяги в режиме малого газа (19,5 кН). График изменения тяги в связи с его простотой не приводится.

Очевидно, что основным элементом, подлежащим выбору на этапе выравнивания, является программа изменения угла тангажа и диапазон его изменения. Диапазон изменения угла тангажа выбран таким образом, чтобы исключалось касание ВПП на первых секундах режима посадки, поскольку при этом имеет место недопустимо большая скорость снижения.

Графики изменения параметров движения самолета на этапе выравнивания представлены на рис. 1, а—е. Одновременно на них представлены графики изменения параметров вспомогательной (задающей программу движения) системы. Из этих графиков следует, что параметры движения самолета незначительно отклоняются от параметров программного движения. В скобках заметим, что при таких условиях достигается высокая точность управления.

Как видно из приведенных графиков, наибольшее значение при посадке имеют графики изменения высоты (рис. 1, в) и скорости снижения (рис. 1, д). Из этих графиков следует, что на первых секундах посадки действительно не происходит касания ВПП (рис. 1, в). Однако если не использовать этап выдерживания, то самолет касается ВПП через 10,5 с от момента начала выравнивания. В этот момент времени его вертикальная скорость составляет катастрофическую величину около 1,5 м/с. К этому следует добавить, что если уменьшить конечный угол поворота по тангажу (на рис. 1, д), то произойдет касание ВПП примерно

через 2,2 с, но скорость снижения при этом составит также большую величину, превышающую 0,5 м/с.

Для исключения этой ситуации через некоторое время после начала этапа выравнивания необходимо начать этап выдерживания.

Для иллюстрации процесса на рис. 2, а—в представлены графики изменения углов атаки и наклона траектории, изменения аэродинамических коэффициентов, а также управляющего сигнала. Управляющий сигнал (угловое ускорение самолета по каналу тангажа) по модулю достигает величины $7 \text{ }^\circ/\text{с}^2$.

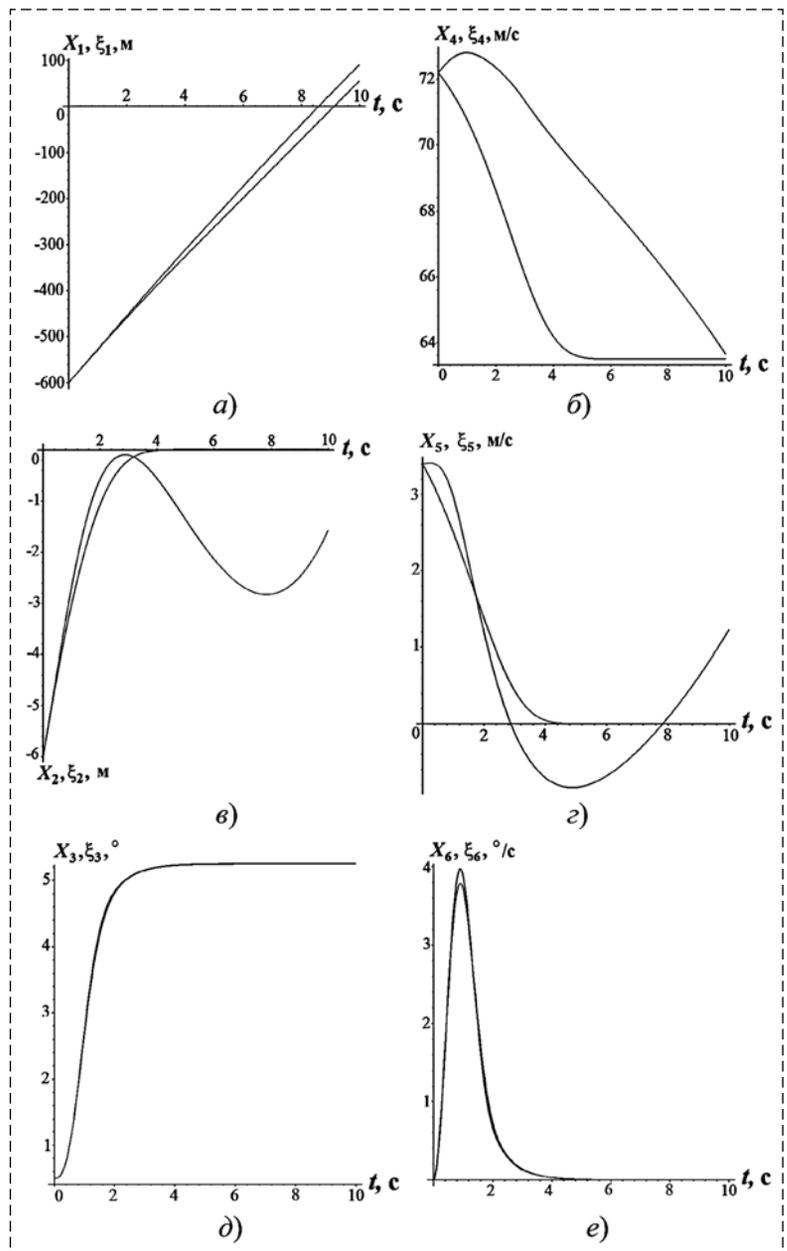


Рис. 1. Графики изменения параметров движения на этапе 1
Fig. 1. Variation of motion parameters at Phase 1

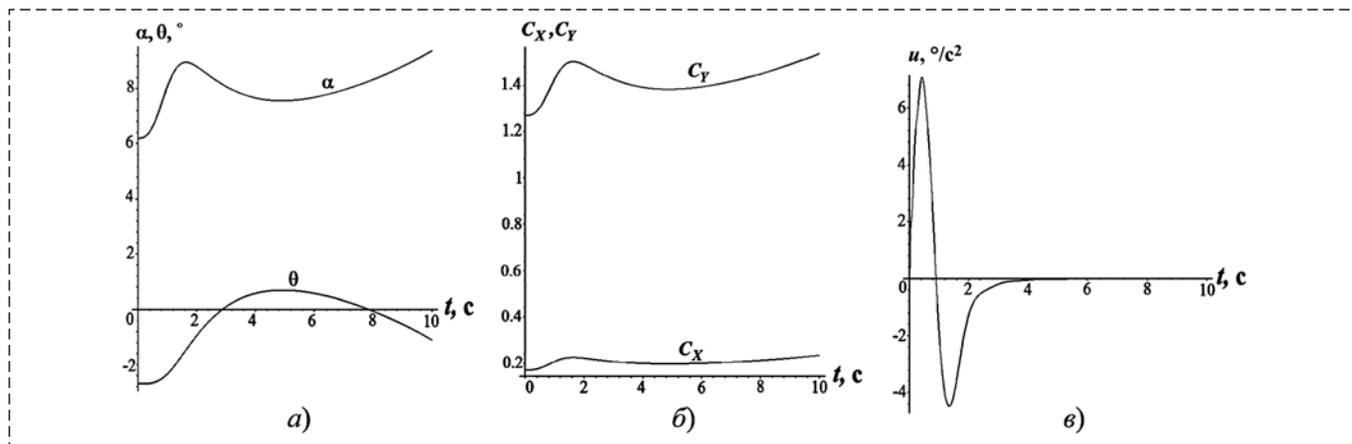


Рис. 2. Графики изменения аэродинамических параметров и сигнала управления на этапе 1
 Fig. 2. Variation of aerodynamic parameters and control signal at Phase 1

Этап 2 — выдерживание

Этап выдерживания предложено начать через 2,0 с после начала этапа выравнивания. Переход на этап выдерживания обеспечивается отключением алгоритма управления этапа выравнивания и включением алгоритма управления этапа выдерживания. При этом конечные значения параметров движения на этапе выравнивания становятся начальными параметрами движения этапа выдерживания. Проводится так называемая конкатенация (сшивка) параметров движения самолета на смежных этапах. Значения параметров на момент окончания первого (и последующего) этапа сведены в таблице.

Отличительной особенностью второго этапа является использование программного дви-

жения, в основе которого лежит уменьшение угла тангажа самолета. Графики изменения параметров движения самолета на этом этапе представлены на рис. 3, а—е.

Из графика рис. 3, а следует, что на этапе выдерживания касание ВПП может произойти через 2,2 с после начала этого этапа. Вертикальная скорость снижения в этот момент (рис. 3, б) может составить 0,25 м/с, что превышает рекомендованную величину (0,2 м/с). Из этого следует вывод о целесообразности введения третьего этапа посадки, названного **поддерживанием**. На этом третьем этапе следует вновь увеличивать угол тангажа самолета для его удержания от немедленного касания ВПП, подобно тому, как это было сделано на

Конкатенация параметров движения по этапам Concatenation of motion parameters per phases

Параметр, единицы измерений	Значение параметра Q_y по этапам									
	4,85			4,95			4,75			
	1*	1	2	3	1	2	3	1	2	3
x_1 , м	-600	-454,75	-365,0	-292,3	-454,75	-365,03	-256,74	-454,76	-365,04	-355,1
x_2 , м	-6,0	-0,573	-0,077	0	-0,5948	-0,1453	0	-0,551	-0,0019	0
x_3 , °	0,5	4,835	3,832	4,076	4,835	3,833	4,634	4,835	3,831	3,631
x_4 , м/с	72,2	72,36	71,12	70,02	72,36	71,13	69,46	72,35	71,1	70,95
x_5 , м/с	3,4	1,197	-0,034	0,1869	1,164	-0,0699	0,1556	1,229	0,01227	0,0188
x_6 , °/с	0	0,663	-1,478	1,93	0,663	-1,478	1,002	0,663	-1,458	-1,342
α , °	6,2	8,783	6,807	7,23	8,757	6,778	0,1355	8,8087	6,84	6,646
C_x	0,17	0,222	0,182	0,190	0,221	0,181	0,201	0,222	0,183	0,179
C_y	1,27	1,489	1,321	1,357	1,491	1,320	1,405	1,486	1,323	1,306
$Z_{3,0}$, °	-4,5	-4,75	-1,838	-1,33	-4,75	-1,835	-1,33	-4,75	-1,835	1,33
$Z_{3,0*}$, °	5,0	5,25	3,0	5,16	5,25	3,0	5,16	5,25	3,0	5,16
k_1	-3,68	-3,68	-2,193	-3,68	-3,68	-2,193	-3,68	-3,68	-2,193	-3,68
k_2	-3,415	-3,415	-2,375	-3,415	-3,415	-2,375	-3,415	-3,415	-2,375	-3,415

* Приводятся параметры, соответствующие моменту начала этапа 1

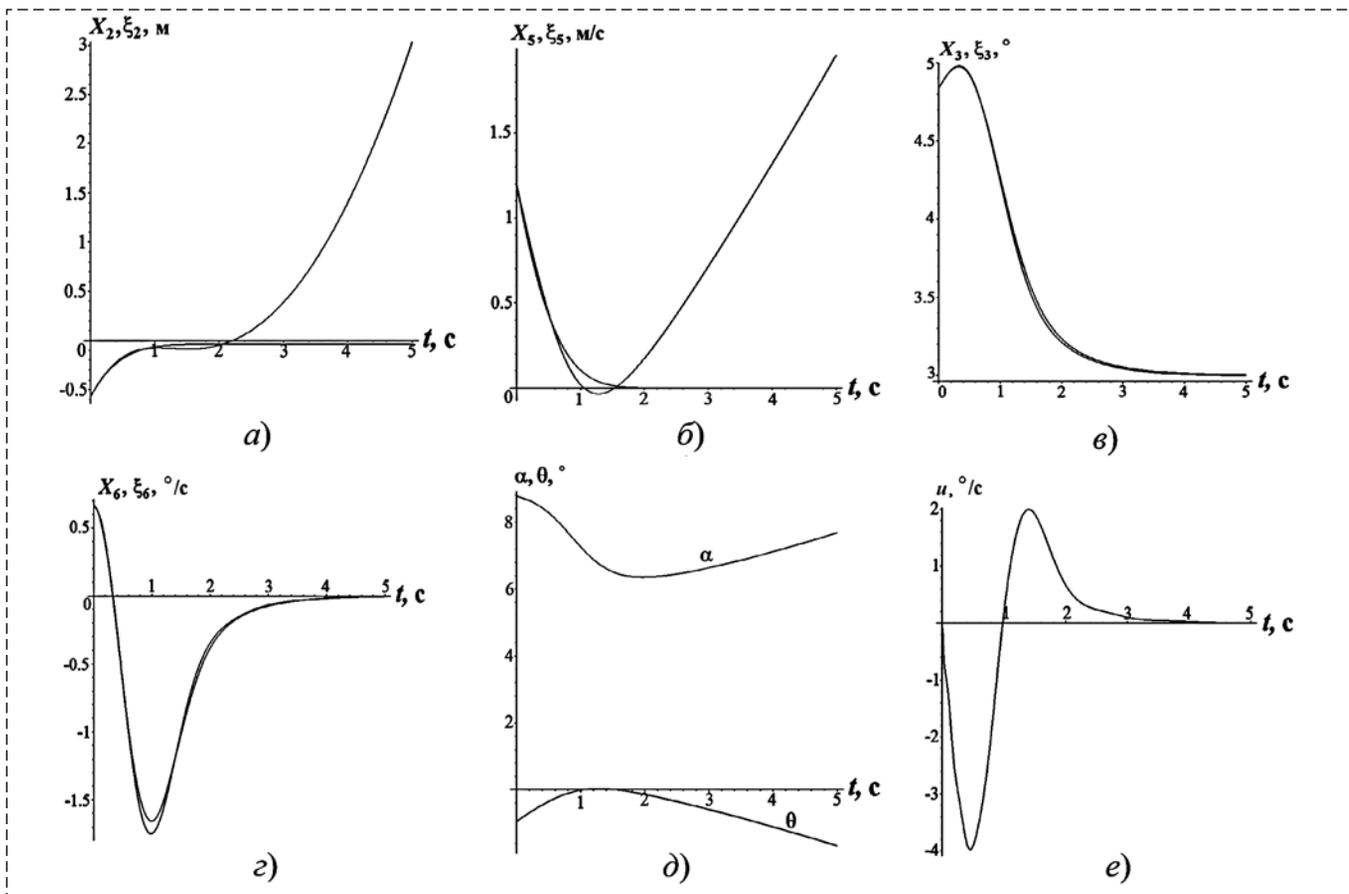


Рис. 3. Графики изменения параметров на этапе 2
 Fig. 3. Variation of parameters at Phase 2

первом этапе. Важность введения этого этапа будет подтверждена ниже при рассмотрении влияния погрешностей аэродинамических характеристик самолета на условия посадки.

Из рис. 3, *e* следует, что управляющий сигнал на втором этапе изменяется в противофазе по отношению к управляющему сигналу первого этапа и достигает по модулю примерно вдвое меньшего значения $4 \text{ }^\circ/\text{c}^2$. Также в противофазе изменяются и другие параметры (углы атаки и наклона траектории, аэродинамические коэффициенты C_X и C_Y).

Этап 3 — поддержание

Этап поддержания предложено начать через 1,25 с после начала этапа выдерживания.

Графики изменения параметров движения на заключительном этапе 3 представлены на рис. 4, *a–e*.

Из рис. 4, *a* следует, что касание ВПП колесами основных стоек шасси произойдет через 1,03 с после начала этапа 3. Вертикальная скорость (рис. 4, *b*) в момент касания не превысит 0,2 м/с.

На этапе 3 поведение параметров аналогично их поведению на этапе 1. Управляющий сигнал достигает значения $5 \text{ }^\circ/\text{c}^2$ (рис. 4, *e*).

Итого в рассмотренном случае продолжительность режима посадки самолета составит около 4,28 с.

По окончании режима посадки осуществляется режим пробега.

Влияние погрешностей аэродинамических характеристик на условия посадки самолета

Самолет относится к объекту управления, движущемуся в воздушной среде. Для описания его движения используются традиционные коэффициенты аэродинамического сопротивления C_X и аэродинамической подъемной силы C_Y , описывающие его динамическое взаимодействие с этой средой. Эти характеристики определяются теоретически на этапе проектирования самолета и подтверждаются в результате многочисленных экспериментальных работ. Тем не менее нельзя исключить

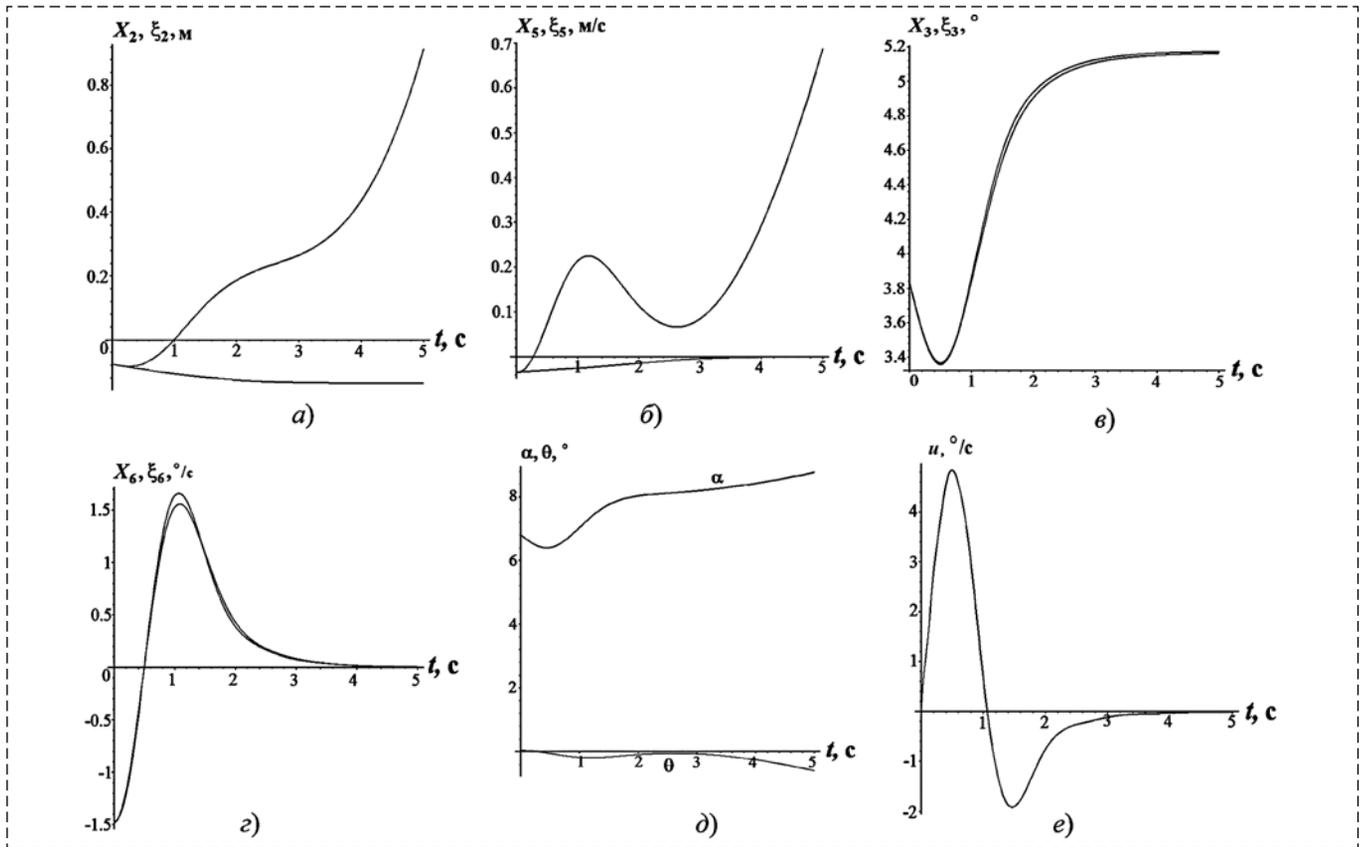


Рис. 4. Графики изменения параметров на этапе 3
 Fig. 4. Variation of parameters at Phase 3

возможность существования небольших погрешностей в указанных коэффициентах.

Более того, в связи с принятой в работе линейной моделью зависимости аэродинамических коэффициентов от угла атаки необходимо дополнительно исследовать влияние погрешности этой модели.

Поскольку наибольшее влияние на режим посадки самолета оказывает коэффициент аэродинамической подъемной силы C_Y , в настоящей работе рассматривается далее вопрос влияния погрешности именно одного этого коэффициента на условия посадки самолета. При этом принимается, что погрешность сосредотачивается в коэффициенте $Q_Y = 4,85$ и равна $\pm 0,1$, т. е. крайние значения этого коэффициента равны 4,95 и 4,75.

Результаты моделирования принятых этапов посадки самолета со значением коэффициента $Q_Y = 4,95$ представлены на рис. 5–7. При этом для каждого этапа представлены

лишь два графика: изменения высоты и скорости снижения самолета. Из рис. 7, б следует, что и для крайнего значения коэффициента $Q_Y = 4,95$ скорость снижения не превышает рекомендованной величины 0,2 м/с.

Необходимо отметить, что при значении коэффициента $Q_Y = 4,75$ на этапе 2 возможно

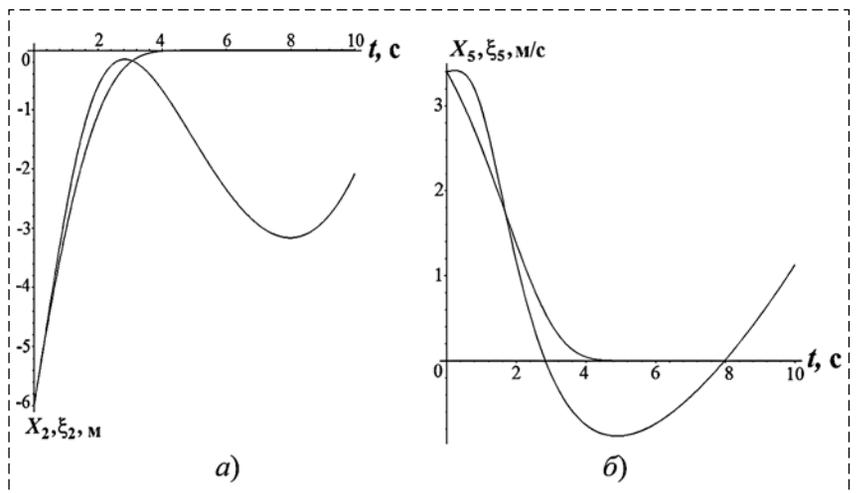


Рис. 5. Графики изменения высоты и ее производной. Этап 1, $Q_Y = 4,95$
 Fig. 5. Variation of altitude and its derivative. Phase 1, $Q_Y = 4,95$

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:

- 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 — линейная;

- использование углового ускорения самолета по каналу тангажа, возникающего при переключке руля высоты, в качестве управляющего сигнала;
- частота работы алгоритма управления равна 200 Гц.

Разработана модельная программа управления. Проведено математическое моделирование режима посадки самолета. В результате моделирования выявлено, что если для определения этапов использовать направление изменения угла тангажа, то режим посадки в общем случае складывается не из двух, а из трех этапов: увеличения угла тангажа (выравнивание), его уменьшения (выдерживание) и вновь увеличения угла (этап назван поддержанием). Необходимость введения третьего этапа обусловлена наличием погрешностей в аэродинамических характеристиках.

В целом подтверждено, что энергосберегающий алгоритм управления обеспечивает успеш-

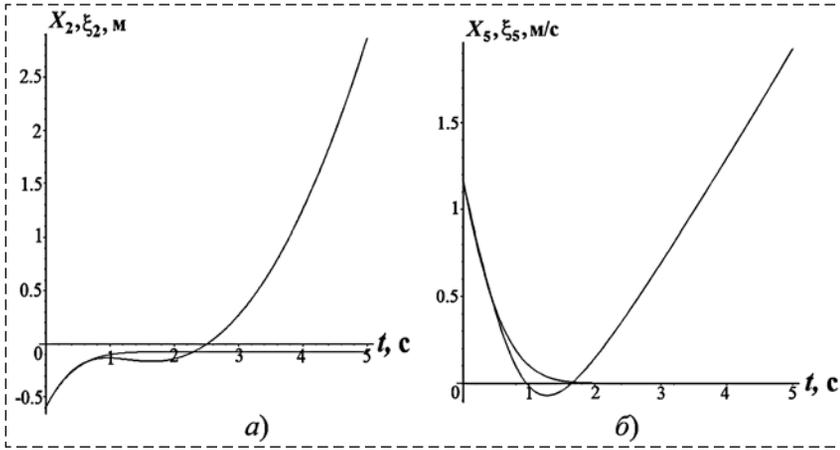


Рис. 6. Графики изменения высоты и ее производной. Этап 2, $Q_Y = 4,95$
Fig. 6. Variation of altitude and its derivative. Phase 2, $Q_Y = 4.95$

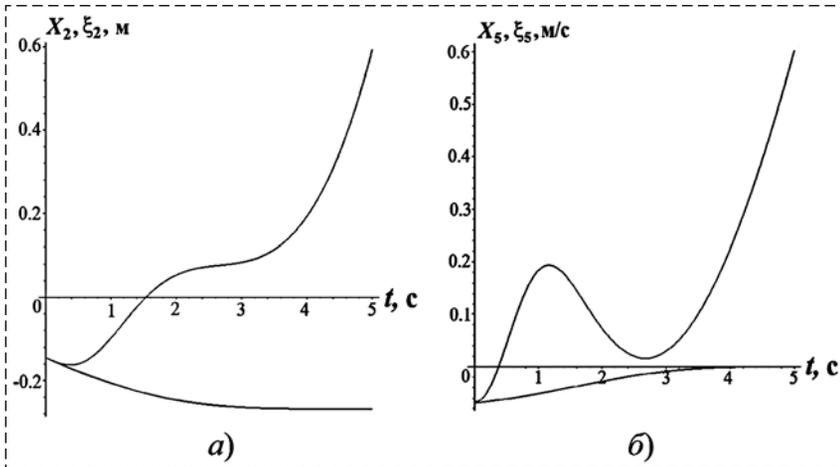


Рис. 7. Графики изменения высоты и ее производной. Этап 3, $Q_Y = 4,95$
Fig. 7. Variation of altitude and its derivative. Phase 3, $Q_Y = 4.95$

касание ВПП через 1,4 с после начала этапа. При этом значение скорости снижения близко к нулю. Однако, поскольку длительность этапа 2 ранее была выбрана равной 1,25 с независимо от значения Q_Y , и в этом случае должен быть реализован этап 3.

Но самым важным из приведенных рисунков является рис. 6, из которого следует, что если бы не использовался этап 3, то при $Q_Y = 4,95$ касание ВПП произошло бы через 2,5 с после начала этапа 2 при скорости снижения 0,45 м/с, что недопустимо.

Поскольку длительность этапа 3 различна для различных значений Q_Y , суммарная длительность режима посадки в целом также различна и составляет 3,39 с при $Q_Y = 4,75$, 4,28 с при $Q_Y = 4,85$ и 4,79 с при $Q_Y = 4,95$.

В таблице приведены значения параметров движения, подвергнутые конкатенации. Они соответствуют моменту окончания текущего этапа.

ное решение задачи автоматической посадки пассажирского самолета на заключительном этапе его полета. При этом установлено, что длительность режима посадки не превышает 5 с.

Список литературы

1. **Коптев А. Н.** Авиационное и радиоэлектронное оборудование воздушных судов гражданской авиации. Кн. 3: учеб. пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 2011. 392 с.

2. **Петрищев В. Ф.** Энергосберегающий алгоритм автоматического управления принудительной посадкой пассажирского самолета. Часть I // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19, № 11. С. 725–733.

3. **Петрищев В. Ф.** Энергосберегающее управление объектами ракетно-космической техники. Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. 140 с.

4. **Лигум Т. И., Скрипниченко С. Ю., Чульский Л. А., Шишмарев А. В., Юровский С. Ю.** Аэродинамика самолета Ту-154. М.: Транспорт, 1977. 303 с.

5. **Бехтир В. П., Ржевский В. М., Ципенко В. Г.** Практическая аэродинамика самолета Ту-154М. М.: Воздушный транспорт, 1997. 86 с.

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

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

Progress Space-Rocket Centre JSC, Samara, Russian Federation

Corresponding author: **Petrishchev Vladimir F.**, D. Sc., Leading Researcher, Progress Space-Rocket Centre JSC, Samara, ..., 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 5 s.

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

For citation:

Petrishchev Vladimir F. Energy-Saving Algorithm of Automatic Control of Compulsory Passenger Carrier Landing. Part II, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 11, pp. 788–796.

DOI: 10.17587/mau.19.788-796

References

1. **Коптев А. Н.** *Aviatsionnoye i radioelektronnoye oborudovanie vozdushnykh sudov grazhdanskoi aviatsii* (Avionics of Civil Aircraft). Vol. 3. Teaching aid, Samara, SGAU publ., 2011, 392 p.

2. **Petrishchev V. F.** *Energosberegayushchiy Algoritm Avtomaticheskogo Upravleniya Prinuditel'noy Posadkoy Passazhirskogo Samo-*

lyota. Thast I (Energy-saving algorithm of automatic of compulsory passenger carrier landing. Section I), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 11, pp. 725–733 (in Russian).

3. **Petrishchev V. F.** *Energosberegayushcheye upravlenie obyektami raketno-kosmicheskoi tekhniki* (Energy Saving Control of Rocket and Space Equipment), Samara, SamNTs RAN Publ, 2017, 140 p. (in Russian).

4. **Ligum T. I. et al.** *Aerodinamika samolyota Tu-154* (Aerodynamics of the Tupolev Tu-154 Aircraft), Moscow, Transport Publ., 1977, 303 p. (in Russian).

5. **Bekhtir V. P., Rzhevskiy V. M., Tsipenko V. G.** *Prakticheskaya aerodinamika samolyota Tu-154M* (Practical Aerodynamics of the Tupolev Tu-154 Aircraft), Moscow, Vozdushnyi Transport Publ., 1997, 286 p. (in Russian).