

УДК 629.7.351

Система автоматического управления пробегом летательного аппарата после приземления

Г.Н. Лебедев, С.А. Гатич

Аннотация.

В статье рассматривается вопрос управления пробегом летательного аппарата после касания взлетно-посадочной полосы. Управление осуществляется за счет отклонения рулей высоты, направления, элеронов, а также за счет подачи разности тормозных моментов на колеса основных стоек шасси и поворота переднего колеса. Описаны алгоритмы управления, показана их эффективность.

Ключевые слова: пробег; посадка; боковой увод; трение качения

Введение.

После касания колесами шасси взлетно-посадочной полосы самолет начинает завершающий этап посадки: пробег. На этой стадии к силам, действующим на летательный аппарат в воздухе, добавляются силы, определяющие его взаимодействие с поверхностью ВПП. В отечественной литературе были предприняты попытки рассмотреть характер такого движения, например, в работе [1] была предложена модель пробега самолета, которая описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned}m\dot{V} &= R_{0x}; \\0 &= R_{0y} - mg; \\-mV\dot{\varphi} &= R_{0z}; \\0 &= M_{Rx}; \\J_y\dot{\omega}_y &= M_{Ry}; \\0 &= M_{Rz}.\end{aligned}\tag{1}$$

Уравнения сил записаны в скоростной системе координат. Заметим, что в данном случае делается допущение об отсутствии вертикального ускорения, а также угловых ускорений крена и тангажа. Подобная картина наблюдается далеко не всегда, поэтому область применения подобной модели существенно ограничена. Встает необходимость

более точной модели, которая бы описывала все факторы, влияющие в значительной мере на характер движения летательного аппарата при пробеге.

На данном этапе на самолет действуют следующие силы:

- аэродинамические силы (подъемная сила, сила лобового сопротивления, боковая аэродинамическая сила);
- сила земного тяготения;
- силы реакции поверхности взлетно-посадочной полосы (нормальная реакция, сила трения, боковая сила);
- сила реверсированной тяги (если предусмотрен такой механизм);

Проекции данных сил на продольную, горизонтальную и поперечную плоскости иллюстрированы на рисунках 1, 2, 3. Под действием указанных сил, а также из-за ненулевых начальных условий самолет будет двигаться в начальный период пробега с некоторыми ускорениями по каждой из осей связанной системы координат. Данные силы также будут создавать моменты относительно каждой из осей. Примем, что реверсированная тяга отсутствует, и рассмотрим подробнее некоторые из перечисленных сил, покажем причины их появления.

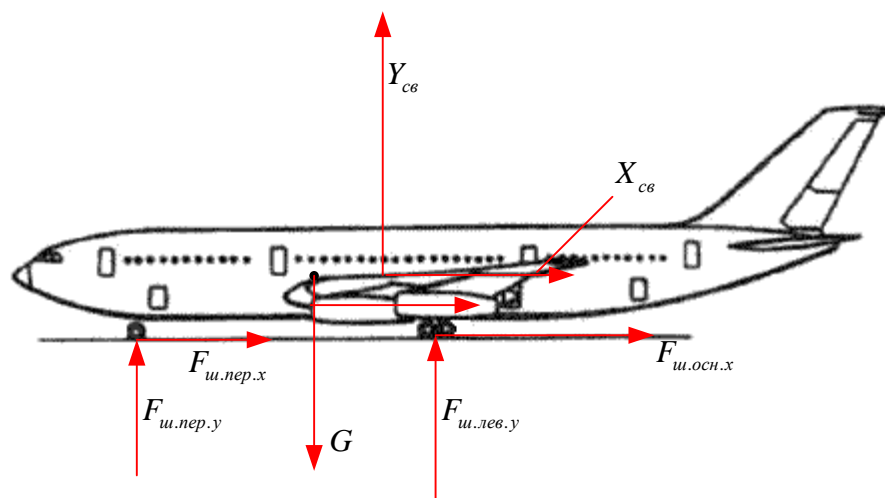


Рис. 1. Проекция сил, действующих на самолет при пробеге, на продольную плоскость.

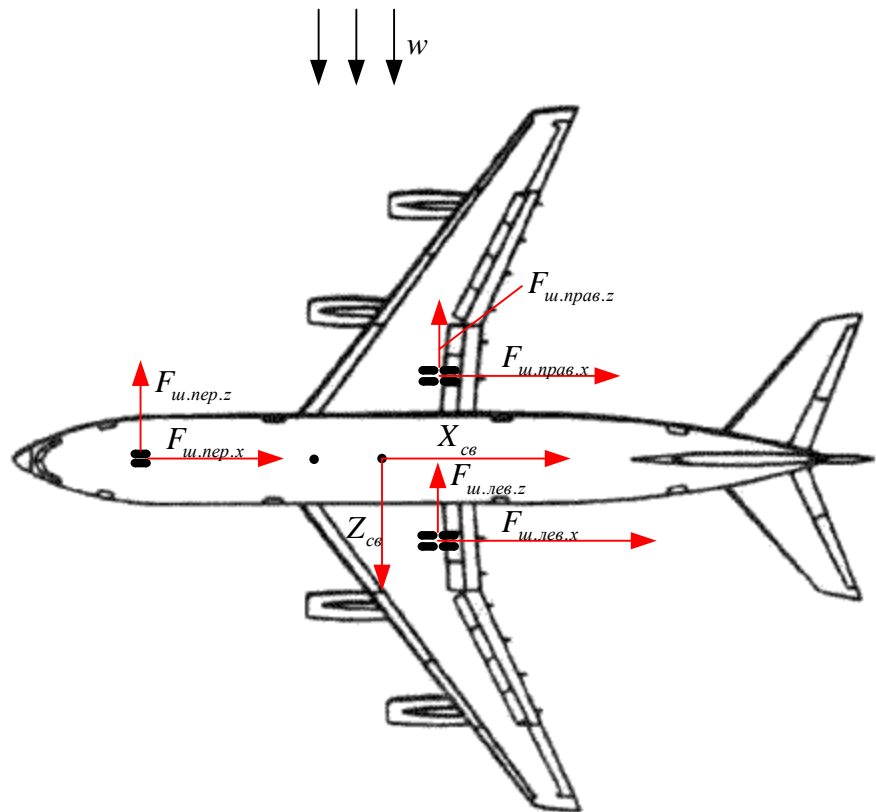


Рис. 2. Проекция сил, действующих на самолет при пробеге, на горизонтальную плоскость.

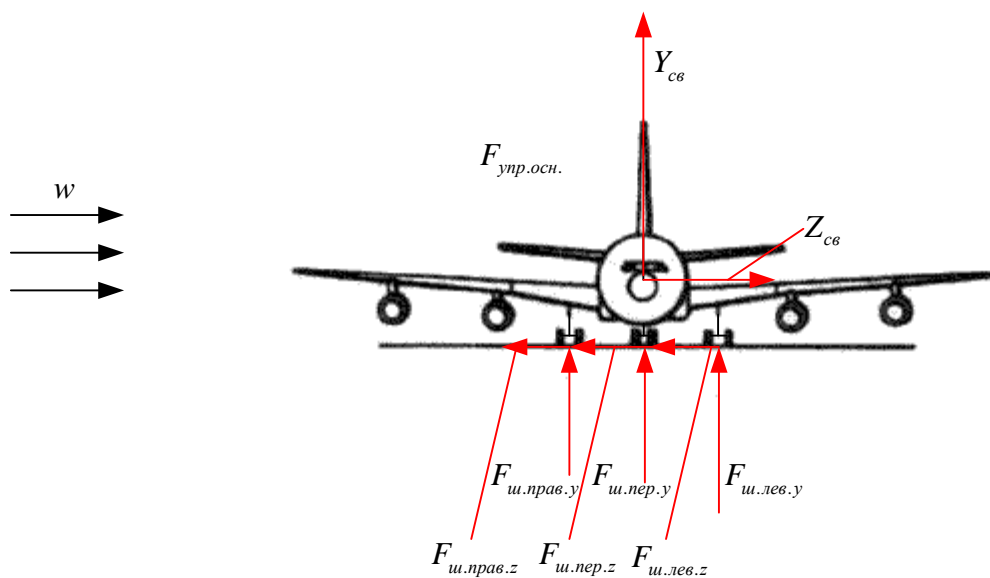


Рис. 3. Проекция сил, действующих на самолет при пробеге, на поперечную плоскость.

На рисунках обозначены следующие силы:

$F_{ш.пер.x}$, $F_{ш.прав.x}$, $F_{ш.лев.x}$ - силы трения качения, действующие соответственно на переднее, правое и левое основные колеса;

$F_{ш.пер.y}$, $F_{ш.прав.y}$, $F_{ш.лев.y}$ - нормальные реакции опорной поверхности, проявляющиеся в нагружении стоек шасси;

$F_{ш.пер.z}$, $F_{ш.прав.z}$, $F_{ш.лев.z}$ - боковые силы реакции опорной поверхности, действующие соответственно на переднее, правое и левое основные колеса;

$X_{св}$, $Y_{св}$, $Z_{св}$ - проекции аэродинамической силы на оси связанной системы координат;

G - сила земного тяготения.

Нужно отметить, что рассматривается случай, когда колесо движется по опорной поверхности без скольжения, т.е. наблюдается трение качения.

Запишем систему уравнений, характеризующую движение самолета по ВПП при пробеге. Уравнения сил будут иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} m\dot{V}_x &= F_{ш.пер.x} + F_{ш.прав.x} + F_{ш.лев.x} + X_{св}; \\ m\dot{V}_z &= F_{ш.пер.z} + F_{ш.прав.z} + F_{ш.лев.z} + Z_{св}; \\ m\dot{V}_y &= F_{ш.пер.y} + F_{ш.прав.y} + F_{ш.лев.y} + Y_{св} + G. \end{aligned} \quad (2)$$

Стоит подчеркнуть, что уравнения сил записаны в связанной системе координат.

Уравнения моментов:

$$\begin{aligned} J_x \dot{\omega}_x &= M_{аэрод.x} + \sum (M_x)_{ц.м.} = M_{аэрод.x0} + M_{аэрод.x}^{\omega_x} \cdot \omega_x + M_{аэрод.x}^{\omega_y} \cdot \omega_y + M_{аэрод.x}^{\beta} \cdot \beta + \\ &+ M_{аэрод.x}^{\delta_3} \cdot \delta_3 + M_{аэрод.x}^{\delta_n} \cdot \delta_n - F_{ш.прав.y} \cdot l_{zosн} + F_{ш.лев.y} \cdot l_{zosн} - F_{ш.пер.z} \cdot l_{yосн} - F_{ш.прав.z} \cdot l_{yосн} - \\ &- F_{ш.лев.z} \cdot l_{yосн}; \\ J_z \dot{\omega}_z &= M_{аэрод.z} + \sum (M_z)_{ц.м.} = M_{аэрод.z0} + M_{аэрод.z}^{\omega_z} \cdot \omega_z + M_{аэрод.z}^{\alpha} \cdot \alpha + M_{аэрод.z}^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + \\ &+ M_{аэрод.z}^{\delta_6} \cdot \delta_6 + F_{y.пер} \cdot l_{хпер} - (F_{y.прав} + F_{y.лев}) \cdot l_{хосн} + (F_{ш.пер.x} + 2F_{ш.осн.x}) \cdot l_{yосн}; \\ J_y \dot{\omega}_y &= M_{аэрод.y} + \sum (M_y)_{ц.м.} = M_{аэрод.y0} + M_{аэрод.y}^{\omega_x} \cdot \omega_x + M_{аэрод.y}^{\omega_y} \cdot \omega_y + M_{аэрод.y}^{\beta} \cdot \beta + \\ &+ M_{аэрод.y}^{\delta_3} \cdot \delta_3 + M_{аэрод.y}^{\delta_n} \cdot \delta_n - F_{ш.прав.x} \cdot l_{zosн} + F_{ш.лев.x} \cdot l_{zosн} - F_{ш.пер.z} \cdot l_{хпер} + F_{ш.прав.z} \cdot l_{хосн} + \\ &+ F_{ш.лев.z} \cdot l_{хосн}. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь: $l_{zosн}$ - усредненная длина стоек шасси;

$l_{хосн}$ - расстояние от центра масс самолета до линии, соединяющей центры колес основных стоек шасси;

$l_{хпер}$ - расстояние от центра масс самолета до передней стойки шасси;

$l_{зосч}$ - половина длины колеи, создаваемой основными колесами.

Аэродинамические силы и моменты можно найти, зная аэродинамические характеристики самолета. При действии бокового ветра появится приращение угла скольжения, что повлияет на величину боковой аэродинамической силы и момент аэродинамической силы.

Сила нормальной реакции опорной поверхности будет определяться величиной реакции стоек шасси. Поскольку жесткие стойки шасси при касании передают на конструкцию самолета слишком большие нагрузки, это может привести к ее повреждению. Поэтому в качестве модели стоек шасси примем апериодическое звено. Тогда реакция стоек шасси будет зависеть от величины обжатия, т.е. от высоты центра тяжести самолета, углов тангажа и крена, а также от скорости обжатия, т.е. от вертикальной скорости самолета и от угловых скоростей тангажа и крена. Для того, чтобы получить оптимальное соотношение по быстродействию и демпфированию ударных нагрузок, выберем в качестве модели звено со следующей передаточной функцией:

$$W(s) = \frac{3}{S + 3}.$$

Тогда реакции основных и передней стоек шасси можно записать в таком виде:

$$\begin{aligned} F_{ш.прав.y} &= \frac{1}{3} \cdot (V_y + l_{зосч} \cdot \omega_x + l_{хосч} \cdot \omega_z) + (\Delta h + l_{зосч} \cdot \sin \gamma + l_{хосч} \cdot \sin \vartheta); \\ F_{ш.лев.y} &= \frac{1}{3} \cdot (V_y - l_{зосч} \cdot \omega_x + l_{хосч} \cdot \omega_z) + (\Delta h - l_{зосч} \cdot \sin \gamma + l_{хосч} \cdot \sin \vartheta); \\ F_{ш.пер.y} &= \frac{1}{3} \cdot (V_y - l_{хпер} \cdot \omega_z) + (\Delta h - l_{хпер} \cdot \sin \vartheta). \end{aligned} \quad (4)$$

Сила трения качения будет определяться из соответствующих нормальных реакций, умноженных на коэффициент трения качения.

Появление боковой силы реакции связано с явлением бокового увода колеса. Согласно определению [2], боковым уводом колеса называется явление, при котором вектор скорости центра колеса отклоняется от его плоскости вращения под действием боковой силы. Углом увода называется угол между вектором скорости центра колеса и плоскостью его вращения. Существование бокового увода колеса связано с эластичными свойствами пневматика.

Тогда, найдя направление вектора скорости центра колеса и зная угол его поворота, можно найти величину угла увода. Направление скорости центра колеса можно вычислить из кинематических соотношений, зная направление скорости центра масс самолета и угловые скорости вращения точек относительно него (рисунок 4).

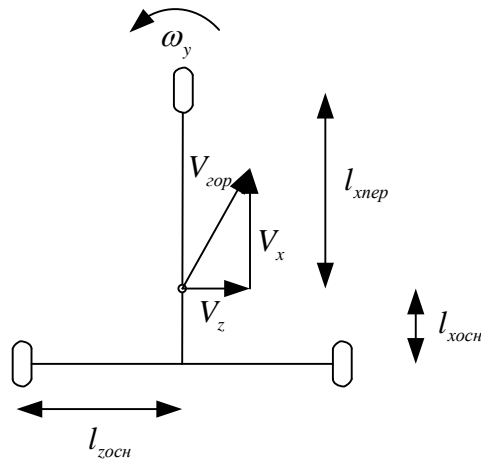


Рис. 4. Определение углов увода.

Величины углов увода можно определить из следующих соотношений:

$$\delta_{ув.осн.лев} = \frac{V_z + \omega_y \cdot l_{хосн}}{V_x - \omega_y \cdot l_{зосн}};$$

$$\delta_{ув.осн.пр} = \frac{V_z + \omega_y \cdot l_{хосн}}{V_x + \omega_y \cdot l_{зосн}}; \quad (5)$$

$$\delta_{ув.пер} = \frac{V_z - \omega_y \cdot l_{хосн}}{V_x} - \delta_{пов.пер}.$$

В качестве модели увода примем гипотезу Рокара, согласно которой боковая сила реакции, действующая на колесо, равна величине угла увода, умноженной на коэффициент боковой жесткости колеса, взятый с отрицательным знаком.

$$F_{бок.} = -K_{\delta} \delta_{ув.}$$

Заметим, что было создано немало количество моделей увода, которые являются более точными по сравнению с предложенной. В качестве примера здесь можно привести [3]. Однако, при использовании этих моделей вычисления могут значительно усложниться, поэтому будем применять более простую модель.

Теперь, зная, как вычислить величины сил и моментов, действующих на самолет при пробеге, можно перейти к разработке алгоритмов управления.

Алгоритмы управления самолетом при пробеге.

В качестве модели самолета возьмем МиГ-21УМ, характеристики которого приведены в [4]. При вычислении коэффициентов регулятора будем пользоваться методом

замороженных коэффициентов. Поскольку основное управление совершается на начальном этапе пробега, выберем значение скорости самолета, близкое к скорости в момент касания (77 м/с): 50 м/с. Для этого значения скорости вычислим аэродинамические коэффициенты.

Органами управления будут являться рули высоты, направления, элероны, разность тормозных моментов на основных стойках шасси, угол поворота переднего колеса.

Прежде всего необходимо ввести стабилизаторы тангажа и крена. Для этого возьмем модель движения самолета в воздухе и определим оптимальные коэффициенты регулятора при помощи метода корневого годографа. Системы стабилизации обладают астатизмом первого порядка, т.е. установившаяся ошибка по крену и тангажу при отработке начальных условий равна нулю.

Таким же образом введем стабилизатор рыскания. Разница будет заключаться в том, что управляющий сигнал рулей направления не будет зависеть от угла рыскания, а определяться угловой скоростью рыскания.

Затем вернемся к выведенной модели и определим параметры регулятора по углу рыскания и боковому смещению (рисунки 4 и 5 соответственно). В первом случае управляющий сигнал будет создавать разность тормозных моментов, что приведет к развороту самолета, во втором – к повороту переднего колеса.

Приращение силы трения от создаваемого тормозного момента будет равно его величине, деленной на радиус колеса.

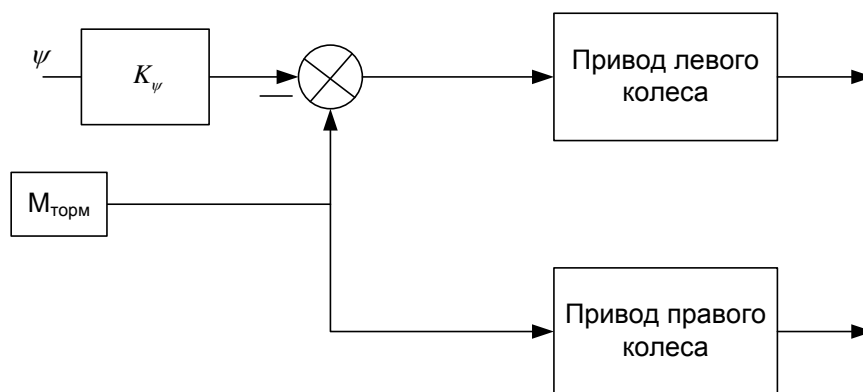


Рис. 4. Структура регулятора в канале рыскания.

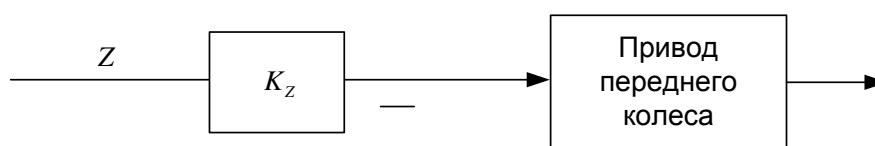


Рис. 5. Структура регулятора в канале бокового смещения.

Моделирование на ЭВМ.

При моделировании на ЭВМ был использован пакет MATLAB Simulink, в итоге получили следующие результаты. Попутное движение:

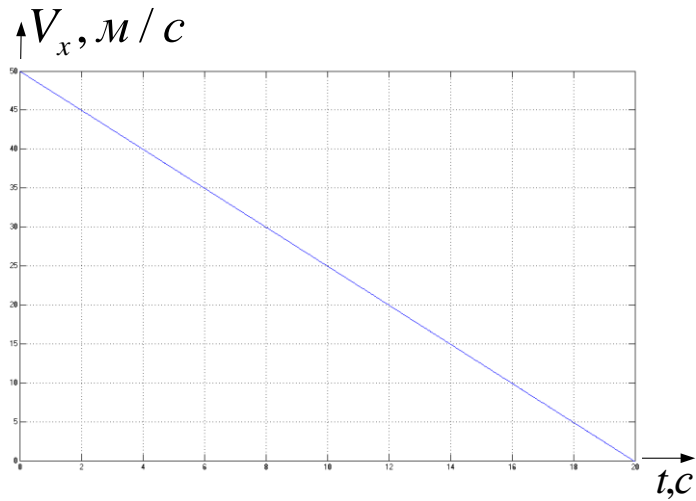


Рис. 6. График переходного процесса продольной скорости.

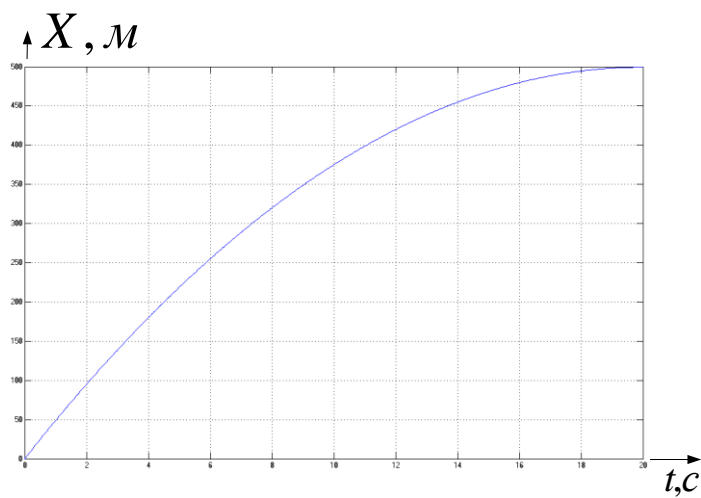


Рис. 7. График переходного процесса продольного расстояния

Боковое угловое движение:

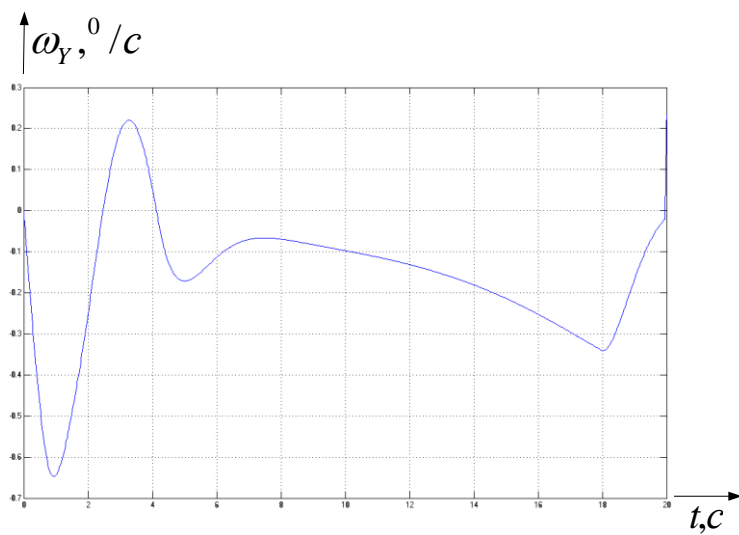


Рис. 8. График переходного процесса угловой скорости рыскания.

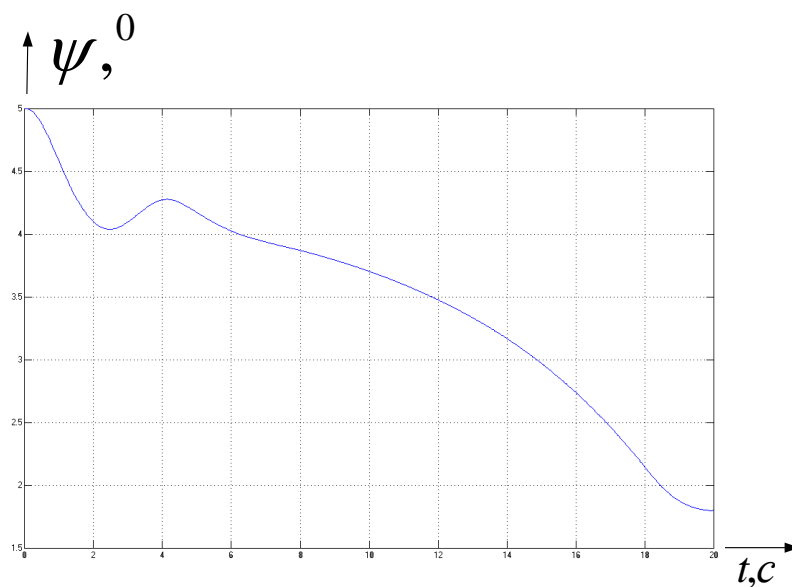


Рис. 9. График переходного процесса угла рыскания.

Линейное боковое движение:

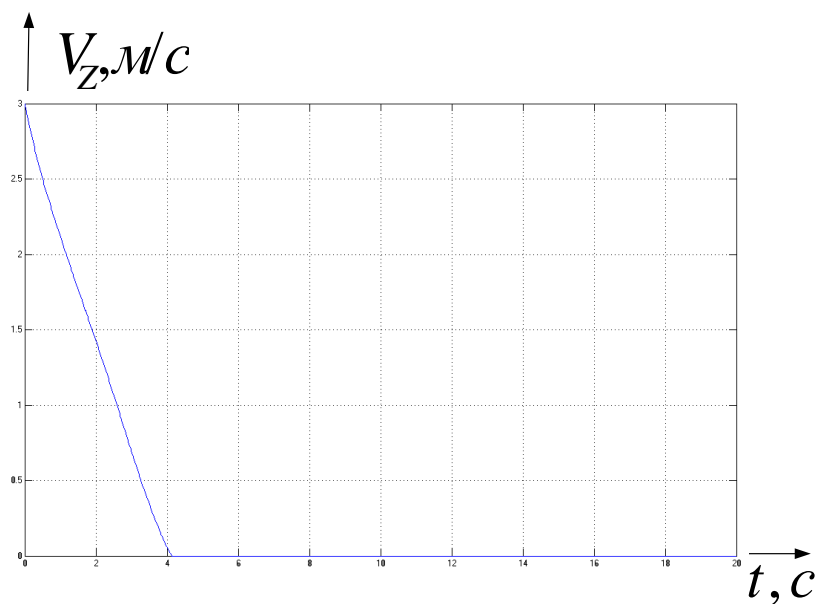


Рис. 10. График переходного процесса боковой скорости.

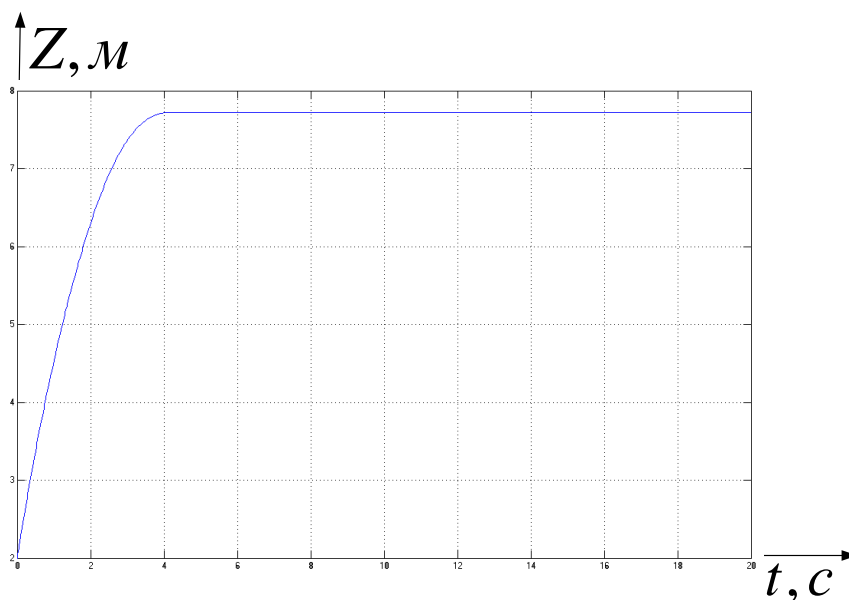


Рис. 11. График переходного процесса бокового отклонения.

Заключение.

1. По графикам переходных процессов видно, что остановка самолета происходит примерно через 20 секунд после касания (самолет двигался вначале со скоростью 50 м/с и прошел 500 метров), при этом угловая скорость рыскания равна нулю, начальный угол рыскания значительно уменьшен (с 5 градусов до примерно 2-х), боковая линейная скорость равна нулю, а боковое смещение равно чуть менее 8 метров.

2. Можно утверждать, что самолет остался в пределах взлетно-посадочной полосы, несмотря на начальные отклонения. Следовательно, цели управления выполнены.
3. Разработанная система управления позволила устранить нежелательные начальные отклонения, либо снизить их влияние на характер движения самолета при пробеге.

Библиографический список.

1. Котик М. Г., «Динамика взлета и посадки самолетов», М.: Машиностроение, 1984. – 256 с.
2. ГОСТ 17697-72.
3. Келдыш М.В. Шимми переднего колеса трехколесного шасси. Избранные труды. Механика. М.: «Наука», 1985.
4. Самолет МиГ-21УМ с двигателем Р11Ф2С-300. Техническое описание. М., «Машиностроение», 1975. - 168 с.

Сведения об авторах.

Лебедев Георгий Николаевич, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н.
МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;
тел.: (499) 158-45-56, 8-916-306-92-84; e-mail: kaf301@mai.ru

Гатич Сергей Александрович, студент Московского авиационного института (национального исследовательского университета).
МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;
тел.: 8-905-778-15-80; e-mail: s.gatich@yandex.ru