

УДК 678-404: 629.735.063

Математическое моделирование системы торможения колёс шасси магистрального самолёта

Шумилов И. С.^{1,*}

^{*}shumilov-it@yandex.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

К системе управления торможением колёс (СУТК) шасси магистрального самолёта предъявляются обязательные требования, изложенные в Авиационных Правилах АП-25 (§25.735. «Тормоза и тормозные системы»), которые являются основополагающими при создании СУТК и являются основными исходными данными при ее математическом моделировании. Система управления торможением колёс шасси является одной из важнейших систем, обеспечивающих безопасное завершение полёта и представляет собой сложнейшей комплекс устройств – агрегатов (гидравлических, электрических и механических), соединённых необходимыми связями (трубопроводами, электропроводкой, механическими связями). Этот комплекс должен позволять оптимизировать процесс торможения в условиях изменения большого числа параметров, главными из которых можно выделить: коэффициент сцепления колеса с взлётно-посадочной полосой (ВПП); подъёмная сила, вес самолёта; скорость самолёта; динамические параметры гидроагрегатов СУТК и ряд др. Математическое моделирование СУТК позволяет исследовать влияние различных параметров на процесс торможения, выбор рационального закона антиюзовой автоматики и минимизации тормозного пути на ВПП при проектировании СУТК и ее сертификации на соответствие нормам АП25 при нормальной работе и появлении расчётных отказов

Ключевые слова: математическое моделирование, система управления торможением колёс шасси, самолёт, шасси, коэффициент сцепления колеса с взлётно-посадочной полосой; подъёмная сила, вес самолёта; скорость самолёта; динамические параметры гидроагрегатов, антиюзная автоматика, минимизации тормозного пути, степень проскальзывания колеса, энергонагруженность тормозных колёс

Введение

К системе торможения колёс шасси магистрального самолёта предъявляются обязательные требования, изложенные в Авиационных Правилах АП-25 (§25.735. «Тормоза и тормозные системы») [1]. Основные из них:

- Система торможения, связанные с ней системы и компоненты должны разрабатываться и создаваться так, чтобы:

- если отказывает любой электрический, гидравлический, механический или передающий элемент, или если потерян любой единственный источник гидравлического или другого энергетического снабжения тормоза, было возможно затормозить самолёт до полной остановки;

- потеря жидкости из гидравлической системы тормоза из-за разрушения в/или около тормозов не вызывали или не поддерживали опасный огонь на земле или в полёте.

- Управление тормозами должно быть спроектировано и выполнено так, чтобы:

- для управления тормозами не требовалось чрезмерных усилий;

- если установлена система автоматического торможения, то должно быть предусмотрено включение и выключение системы и возможность пилота(ов) пересиливать систему использованием обычного (ручного, ножного) управления тормозами.

- Самолёт должен иметь управляемый стояночный тормоз, который после включения, без дальнейшего контроля за ним предотвратит качение самолёта по сухой, не имеющей уклона ВВП при наиболее не благоприятной комбинации тяги двигателей, когда один двигатель имеет максимальную тягу, а один или все остальные двигатели работают на максимальных значениях малого газа на земле. Орган управления должен быть удобно расположен или надёжно защищён от непреднамеренного приведения в действие. В кабине должна быть индикация на случай неполного снятия стояночного торможения.

- Если установлена антиюзовая система:

- она должна удовлетворительно работать во всем диапазоне ожидаемых условий состояния ВПП без дополнительного внешнего регулирования;

- она должна во всех случаях иметь приоритет над автоматической системой торможения, если таковая имеется.

- Остановка при расчётной посадке – это остановка при посадке во время эксплуатации самолёта с максимальным посадочным весом. Должны быть определены требования к поглощению кинетической энергии торможения во время остановки при расчётной посадке для каждого узла колеса, тормоза и шины. Необходимо доказать динамометрическими испытаниями, что узел колеса, тормоза и шины способен поглощать кинетическую энергию, не меньшую этого уровня, на протяжении всего установленного диапазона износа данного тормоза. Должна быть достигнута скорость поглощения энергии, рассчитанная на основе требований разработчика самолёта к торможению. Среднее замедление должно составлять не менее $3,05 \text{ м/сек}^2$.

- Максимальная кинетическая энергия прерванного взлёта. Прерванный взлёт с максимальной кинетической энергией – это прерванный взлёт для наиболее критической комбинации взлётного веса и скорости самолёта. Должно быть определено требование к поглощению кинетической энергии торможения при прерванном взлёте для каждого узла колеса, тормоза и шины. Необходимо доказать динамометрическими испытаниями, что узел колеса, тормоза и шины способен поглощать кинетическую энергию, не меньшую

этого уровня, на протяжении всего установленного диапазона износа данного тормоза. Должна быть достигнута скорость поглощения энергии, определенная разработчиком самолёта. Среднее замедление должно составлять не менее 1.83 м/сек^2 .

- Остановка при наиболее тяжёлой посадке. Остановка при наиболее тяжелой посадке – это остановка при наиболее критической комбинации посадочного веса и скорости самолёта. Должно быть определено требование к поглощению кинетической энергии торможения при наиболее тяжёлой посадке для каждого узла колеса, тормоза и шины. Необходимо доказать динамометрическими испытаниями, что заявленный предел полного износа тормозных дисков колеса, тормоз и шина способны поглощать кинетическую энергию, не меньшую этого уровня. Не нужно рассматривать остановку при наиболее тяжёлой посадке для практически невероятных отказных состояний или в том случае, если максимальная кинетическая энергия прерванного взлёта является более тяжёлой.

- Если используются гидроаккумуляторы для обеспечения работы стояночного или аварийного торможения, то должна иметься индикация экипажу о величине запасённой энергии. Имеющейся запасённой энергии должно быть достаточно для:

- выполнения по крайней мере 6-ти полных торможений для случая, когда противоюзная система не работает, и

- приведения самолёта к полной остановке, когда антиюзная система работает при всех состояниях поверхности ВВП, для которых запрашивается сертификат.

- Должна быть доказана совместимость конструкций колеса и тормоза с самолётом и его системами:

- В случае если источники энергопитания резервных систем торможения являются ограниченными, должно обеспечиваться количество полных торможений, достаточное для остановки самолёта при пробеге и сруливании его с ВПП.

- Пользование резервными системами не должно приводить к разрушению шины, если не показано, что разрушение шин не приводит к аварийной ситуации во всем эксплуатационном диапазоне скоростей самолёта на рулении, посадке и прерванном взлёте.

- Управление тормозами колёс должно быть простым, удобным и не препятствовать выполнению других операций по управлению самолётом.

- Должны быть предусмотрены меры, исключаяющие возможность посадки самолёта с заторможенными колёсами, или должно быть показано, что посадка с заторможенными колёсами не приводит к ситуации хуже сложной.

- Наличие антиюзного устройства в основной тормозной системе обязательно, если не доказано, что при торможении не происходит разрушения шин и ухудшения характеристик управляемости самолёта при движении по земле в ожидаемых условиях эксплуатации.

Приведенные требования являются основополагающими при создании СУТК и являются основными исходными данными при ее математическом моделировании. Система управления торможением колёс шасси [1] является одной из важнейших систем, обеспечивающих безопасное завершение полёта и представляет собой сложнейшей комплекс

устройств – агрегатов (гидравлических, электрических и механических), соединённых необходимыми связями (трубопроводами, электропроводкой, механическими связями). Этот комплекс должен позволять оптимизировать процесс торможения в условиях изменения большого числа параметров, главными из которых можно выделить: коэффициент сцепления колеса с взлётно-посадочной полосой (ВПП); подъёмная сила, вес самолёта; скорость самолёта и ряд др.

Основные конструктивные элементы, участвующие в торможении самолёта: авиационные колёса с пневматиками (авиационные шины) и тормозными дисками, система управления торможением колёс шасси (СУТК), система охлаждения колёс шасси в процессе торможения самолёта.

Пневматики колёс шасси являются одним из основных элементов колёс, обеспечивающих амортизацию, надёжность и безопасность самолёта при его посадке и торможении на ВПП. Пневматики авиационных колёс работают на существенно больших обжатиях и нагрузках по сравнению с автомобильными пневматиками. В настоящее время все современные самолёты оснащаются бескамерными пневматиками, имеющими достаточно сложную конструкцию, параметры которой существенно влияют на надёжность работы колеса и на его сцепление с ВПП. Рассмотрение конструкции пневматиков выходит за рамки данной статьи.

Значение давления в пневматике p_0 определяется следующими требованиями, предъявляемыми к нему конструкторами самолётов: приемлемыми для самолёта габаритами; необходимой грузоподъёмностью; скоростными характеристиками самолёта; условиями базирования и проходимостью самолёта на ВПП.

В зависимости от величины внутреннего давления пневматики могут быть условно разбиты на следующие группы [2] :

группа I - пневматики сверхнизкого давления: p_0 в пределах (0,2-0,45) МПа (2-4,5 кгс/см²);

группа II — пневматики низкого давления: p_0 в пределах (0,45-0,85) МПа (4,5-8,5 кгс/см²);

группа III — пневматики высокого давления: p_0 в пределах (0,85-1,3) МПа (8,5-13 кгс/см²);

группа IV — пневматики сверхвысокого давления: $p_0 > 1,3$ МПа (13 кгс/см²).

Пневматиками третьей группы оснащаются магистральные самолёты (о которых идет речь в данной статье), предназначенные для эксплуатации на аэродромах с бетонными взлётно-посадочными полосами, такие, как ТУ-204, ТУ-214, ТУ-154М, Ил-86, Ил-96-300 и др.

По величине внутреннего давления в пневматике можно судить о величине контактного давления пневматика p на грунт. Ориентировочно величина контактного давления в среднем на 10% выше внутреннего давления при величине обжатия пневматика 25-35% от высоты деформируемого профиля поперечного (радиального) сечения пневматика.

1. Силы, действующие на самолёт и колесо при торможении.

Энергонагруженность тормозных колёс

Рассмотрение процесса торможения самолёта на после посадочном пробеге является основополагающим при проектировании, разработке конструкции и усовершенствовании тормозов и тормозных систем. На основе анализа уравнения движения самолёта и баланса энергии можно определить энергонагруженность тормоза и его основные конструктивные параметры, тормозной путь и время торможения [2].

Рассмотрим схему сил, действующих при пробеге самолёта на ВПП с торможением (рис.1.).

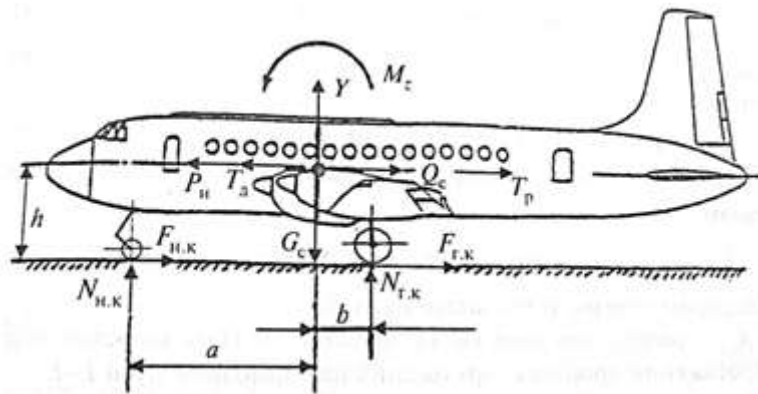


Рис. 1. Схема сил, действующих на самолёт при после посадочном пробеге.

Условно принято, что подъёмная сила Y , сила лобового сопротивления Q_c , сила тяги T_d двигателей на режиме малого газа и на режиме реверса тяги T_p , а также сила тяжести самолёта G_c приложены в центре тяжести самолёта. Силы реакции ВПП на опорах главных и носовых колёсах $N_{г.к}$ и $N_{н.к}$, силы трения главных и носовых колёс $F_{г.к}$ и $F_{н.к}$ приложены в точках касания колёс с ВПП. Сумма сил и моментов относительно центра тяжести самолёта равна нулю, вертикальное ускорение самолёта также равно нулю. Принимаем аэродинамические коэффициенты C_x и C_y в процессе пробега постоянными. В этом случае движение самолёта по ВПП может быть описано следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{G_c}{g} \cdot \frac{dV}{d\tau} &= (F_{г.к} + F_{н.к}) + Q_c + T_p - T_d; \sum X = 0 \\ Y + (N_{г.к} + N_{н.к}) - G_c &= 0; \sum Y = 0 \quad (1) \\ (N_{н.к} \cdot a - N_{г.к} \cdot b) - (F_{г.к} + F_{н.к})h &= 0 \quad \sum M = 0 \end{aligned}$$

Баланс кинетической энергии самолёта $A_{к.с}$ при торможении в общем виде следующий:

$$A_{к.с} = \frac{G_c}{g} \cdot \frac{V_{н.к}^2}{2} = A_{F_{г.к}} + A_{F_{н.к}} + A_{Q_c} + A_{T_p} - A_{T_d},$$

где каждое слагаемое правой части этого уравнения представляет собой работу, совершаемую соответствующей силой на определённом пути её действия;

$A_{F_{г.к}}, A_{F_{н.к}}$ - работа, совершаемая силами трения колёс главного и носового шасси в течение всего периода торможения на пути L .

A_{Q_c} - работа, совершаемая силой аэродинамического сопротивления самолёта в течение всего процесса торможения на тормозном пути L ;

A_{T_p} - работа, совершаемая силой реверса двигателей T_p на определённом отрезке тормозного пути l

A_{T_d} — работа, совершаемая тягой двигателей (тяга на режиме малого газа) на протяжении процесса торможения на тормозном пути $L-l$.

Как показывает практика и анализ энергонагруженности тормозных колёс, они (тормоз+колесо) поглощают при нормальном эксплуатационном режиме 60—70%, при повышенном эксплуатационном режиме - 70-80% и при аварийном режиме - 80-90% кинетической энергии, которой обладает самолёт в момент начала торможения.

Порядок проведения экспресс-расчёта энергонагруженности тормозного колеса

Исходные данные:

- нормальная посадочная масса самолёта $\frac{G_c}{g}$;
- скорость начала торможения обычно $V = 250$ км/час.
- аэродинамические характеристики $C_y(V)$ и $C_x(V)$;
- геометрические размеры конфигурации самолёта: a, b, h (см. рис. 1.).
- количество тормозных колёс n_t на главных опорах шасси и количество не тормозных колёс $n_{нт}$ на носовой опоре шасси;
- площадь поверхности крыла самолёта S_1 , площадь миделя самолёта S_2 ;
- сила тяги двигателей на режиме малого газа T_d .
- Сила тяги двигателей на режиме реверса двигателей T_p .
- Количество двигателей $n_{дв}$.

Для определения энергонагруженности тормозного колеса необходимо определить работу $A_{F_{г.к}}, A_{F_{н.к}}$, совершаемую силами трения колёс главного и носового шасси; работу A_{Q_c} , совершаемую силой аэродинамического сопротивления самолёта; работу A_{T_d} , совершаемую двигателями при их работе режиме малого газа на протяжении тормозного пути $L-l$, а также работу A_{T_p} , совершаемую двигателями при реверсе тяги на протяжении заданного пути l .

Решая уравнения системы (1), находим реакцию от вертикальной нагрузки, приходящуюся на главные колёса (n_t) по формуле

$$N_{г.к} = (G_c - Y)(a - \mu_{н.к} \cdot h)/a + b + (\mu_{г.к} - \mu_{н.к})h$$

и на передние колёса ($n_{нт}$) по формуле

$$N_{н.к} = (G_c - Y)(b + \mu_{г.к} \cdot h)/a + b + (\mu_{г.к} - \mu_{н.к})h$$

Значение силы сцепления (трения) подсчитывается по формулам

$$F_{г.к} = \mu_{г.к} N_{г.к}$$

$$F_{н.к} = \mu_{н.к} N_{н.к}$$

где $\mu_{г.к}$ - суммарный коэффициент сцепления главных колёс с поверхностью ВПП при пробеге с торможением ($\mu_{г.к} = \mu_{сц} + \mu_0$);

$n_{нт}$, n_t – количество колес не тормозных (передних) и тормозных (главных) соответственно;

μ_0 - коэффициент сцепления свободно катящегося колеса без торможения;

$$\mu_{н.к} = \mu_0$$

Подъёмная сила крыла определяется формулой

$$Y = c_y \cdot \rho \cdot S_1 \cdot \frac{V^2}{2},$$

где c_y - безразмерный коэффициент подъёмной силы, ρ - плотность воздуха у земли, V - горизонтальная скорость самолёта.

Сила аэродинамического сопротивления определяется по формуле

$$Q_x = c_x \cdot \rho \cdot S_2 \cdot \frac{V^2}{2},$$

где c_x - безразмерный коэффициент аэродинамического сопротивления.

Ориентировочное распределение кинетической энергии самолёта между различными средствами торможения в процессе после посадочного пробега можно представить следующим образом [2] :

$$A_{к.с} + A_{тд} \rightarrow 100\%; A_{F_{г.к}} \rightarrow \sim 81\%; A_{F_{н.к}} \rightarrow \sim 3,4\%; A_{Q_c} \rightarrow \sim 8,9\%; A_{T_p} \rightarrow \sim 6,7\%.$$

Тормозная система самолёта предназначена для управления тормозами колёс с помощью изменения величины тормозного момента, а так же для автоматического устранения блокировки (юза) колес. В последнее время применяются тормозные системы, в которых величина тормозного момента устанавливается автоматически из условия реализации предельного коэффициента сцепления μ_{max} .

И так: прежде всего, системы СУТК должны быть надёжны в работе, просты и легки в управлении. Тормозной момент должен быть пропорционален величине управляющего сигнала. Тормозная система должна обладать достаточным быстродействием, которое характеризуется временем, протекающим с момента подачи скачкообразного максимального входного сигнала до создания максимального тормозного момента. Для тормозных систем современных самолётов это время составляет менее 1 с.

В настоящее время на магистральных самолётах применяются, в основном, электрогидравлические тормозные системы. На рис.2. представлен пример функциональной схемы резервированной системы торможения колёс шасси самолёта, в которой имеются основная, резервная и аварийно-стояночная системы торможения. Все каналы снабжены антиюзовой автоматикой. Наличие антиюзовой автоматики и в аварийном (третьем резерве) канале существенно повышает надёжность и безопасность режима торможения самолёта при незначительном увеличении массы и сложности системы.

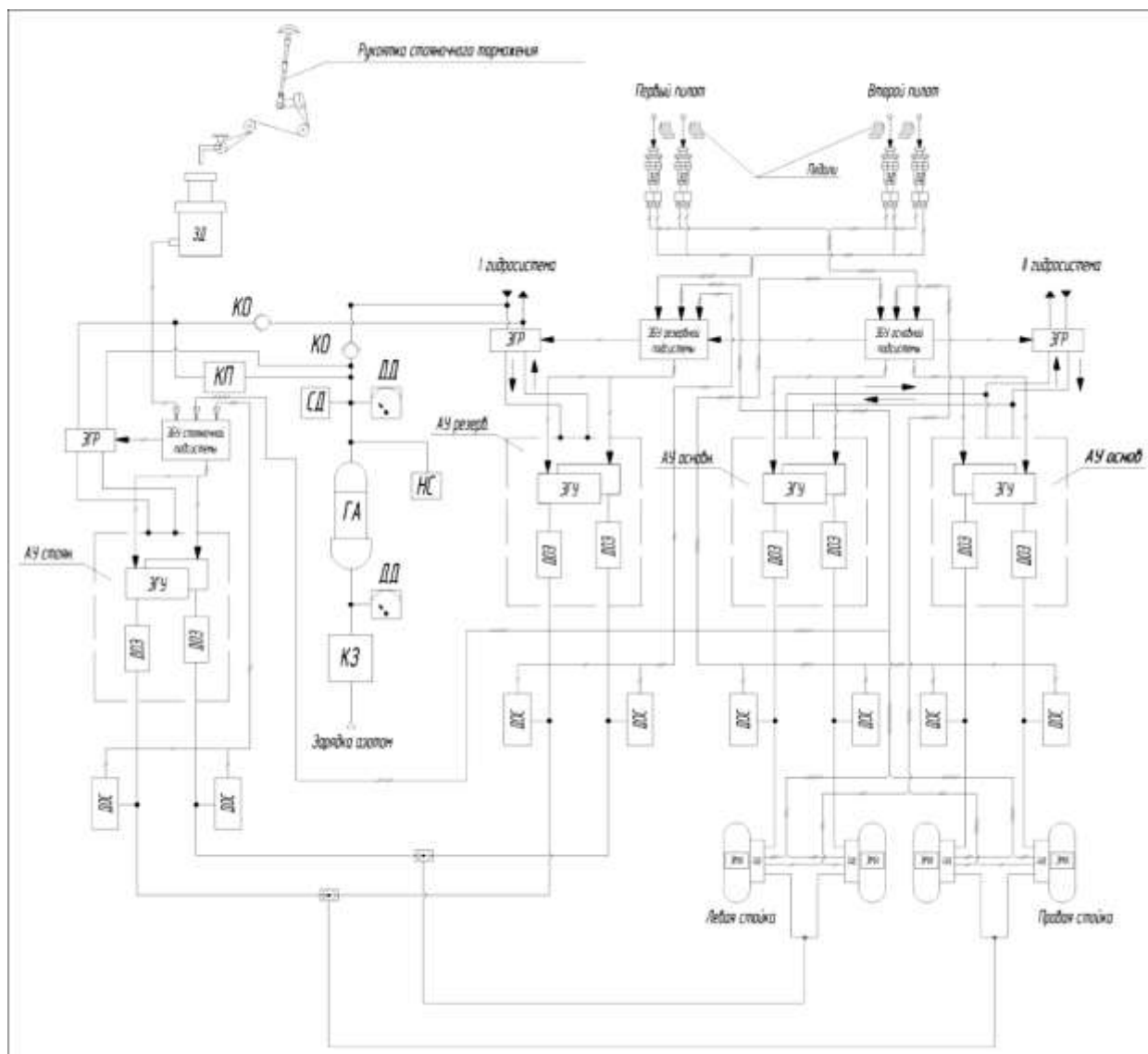


Рис.2. Пример функциональной схемы резервированной системы торможения колёс шасси самолёта

АУ резервн - Агрегат управление резервной подсистемы; АУ основн - Агрегат управления основной подсистемы; АУ стоян - Агрегат управления стояночной подсистемы; ГА – Гидроаккумулятор; ДД - Датчик давления; ДОЗ – Дозатор; ЗД – Задатчик давления; КЗ - Клапан зарядный; КО - Клапан обратный; КП - Клапан предохранительный термический; КР - Клапан редуционный; КЭ - Клапан электрогидравлический; СД - Сигнализатор давления; ЭБУ - Электромагнитный блок управления; ЭГР - Электрогидравлический распределитель; ЭГУ - Электрогидравлический усилитель; ДОС - Датчик обратной связи; НС - Маломощная насосная станция; БЦ – Блок цилиндров.

2. Дифференциальные уравнения движения системы торможения колёс шасси самолёта

Математическое моделирование СУТК имеет целью обеспечение возможности исследования влияния различных параметров на процесс торможения, выбор рационального

закона антиюзовой автоматики и минимизация тормозного пути на ВПП при проектировании СУТК и ее сертификации на соответствие нормам АП25 при нормальной работе и появлении расчетных отказов

Рассмотрим дифференциальные уравнения движения системы торможения колёс шасси самолёта, которое представляет собой электрогидравлическое исполнительное устройство, формирующее тормозной момент M_t в зависимости от управляющего сигнала U_y . Исполнительное устройство состоит из системы дистанционного управления давлением и многодискового фрикционного тормоза.

Электронную часть исполнительного устройства можно описать следующим уравнением:

U_y в – управляющий сигнал;

R_y ом – активное сопротивление обмотки;

$K_{iu} = 1/R_y$ мА/В – коэффициент передачи от напряжения к силе тока.

Гидравлическую часть исполнительного устройства можно описать следующими уравнениями:

- Уравнение движения золотника электрогидравлического усилителя (ЭГУ)

$$\dot{x}_3 = \frac{1}{T_3} (K_{xi} I_{гу} - x_3),$$

где x_3 - ход золотника, мм;

T_3 с - постоянная времени;

K_{xi} мм/мА - коэффициент передачи от силы тока к смещению золотника;

$I_{гу}$ - ток управления ЭГУ, мА.

- Расход в гидросистеме:

$$\begin{cases} Q_{гс} = A_{ц} \dot{z}_a + \frac{V_{гс}}{2E} \dot{p}_t \\ Q_{гс} = K_{Qx} x_3 - K_{Qp} p_t \end{cases}.$$

Из этой системы может быть получена следующая зависимость:

$$\dot{p}_t = \frac{2E}{V_{гс}} (K_{Qx} x_3 - K_{Qp} p_t - A_{ц} \dot{z}_a),$$

где p_t - тормозное давление, кгс/см²;

E кг/см² – модуль упругости жидкости;

$V_{гс}$ см³ - объем рабочей жидкости в тормозном цилиндре;

$A_{ц}$ см² - площадь поршня тормозного цилиндра;

z_a см – перемещение поршня тормозного цилиндра;

K_{Qp} см⁵/(кгс · с) - коэффициент линеаризации зависимости, определяющей расход по перепаду давления в тормозном цилиндре в окрестностях расчётных точек линеаризуемой зависимости;

K_{Qx} см²/с – коэффициент линеаризации зависимости, определяющий расход по перемещению золотника в окрестностях расчётных точек линеаризуемой зависимости;

Следует отметить, что зависимость Q_3 от x_3 нелинейна и имеет зону не чувствительности и насыщения при $x_{3\max}$ (рис.3.);

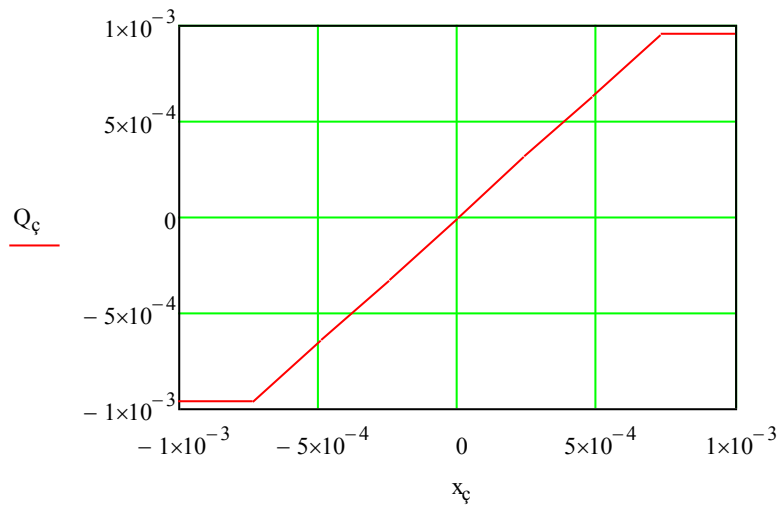


Рис.3. Пример зависимости Q_3 от x_3

Перемещение поршня тормозного цилиндра на основании 2-го закона Ньютона можно описать следующим выражением:

$$m \cdot \ddot{z}_a = A_{\text{ц}} \cdot p_{\text{т}} - K_{\text{д}} \cdot \dot{z}_a - C_{\text{упр.}} \cdot z_a$$

Откуда уравнение движения поршня тормозного цилиндра:

$$\ddot{z}_a = \frac{1}{m} (A_{\text{ц}} p_{\text{т}} - K_{\text{д}} \dot{z}_a - C_{\text{упр.}} z_a),$$

где z_a см – перемещение поршня тормозного цилиндра;

m кг - масса дисков и других подвижных частей тормоза;

$p_{\text{т}}$ - тормозное давление, кгс/см²;

$K_{\text{д}}$ (кгс · с)/см – коэффициент демпфирования тормозных дисков;

$C_{\text{упр}}$ – коэффициент линеаризации зависимости реакции тормозных дисков на действие поршня; следует отметить, что необходимо рассматривать $C_{\text{упр}}$ до и после смыкания дисков, который происходит обычно при $p \approx 25 \text{ кгс/см}^2$

Для определения тормозного момента $M_{\text{т}}$ воспользуемся следующими зависимостями:

$$M_{\text{т}} = F_{\text{тр}} \cdot R,$$

где R см – радиус, на который ось тормозного цилиндра отстоит от оси колеса;

$$F_{\text{тр}} = F \cdot k_{\text{тр}} \cdot m,$$

где $k_{\text{тр}}$ – коэффициент трения тормозных дисков; m – количество трущихся поверхностей, $(m + 1)$ - количество тормозных дисков; F – усилие сжатия дисков штоками тормозных цилиндров

$$F = p_{\text{т}} \cdot A_{\text{ц}} \cdot n,$$

где n – количество действующих тормозных цилиндров на одном колесе.

Таким образом,

$$M_{\text{т}} = p_{\text{т}} \cdot A_{\text{ц}} \cdot n \cdot k_{\text{тр}} \cdot m \cdot R.$$

Для определения угловой скорости $\dot{\phi}$ ($v_{\text{нач}} = 250 \text{ км/час}$) и углового замедления $\ddot{\phi}$ колеса воспользуемся следующими зависимостями:

$$J_k \cdot \ddot{\phi} = M_{сц} - M_T,$$

где J_k кг · м² – момент инерции колеса; $\mu(S)$ – коэффициент сцепления с ВПП (см. рис.4.) [2]; $S = \frac{(\omega_c - \omega)}{\omega_c}$ – степень проскальзывания колеса, $\omega = \dot{\phi}$ – частота вращения и угловая скорость колеса при качении заторможенного колеса; ω_c – частота вращения колеса при качении без торможения; $\dot{\phi}_{нач} = \frac{v_{нач}}{R_k}$ – начальная угловая скорость колеса в момент приземления; $v_{нач}$ м/с – начальная скорость самолёта в момент приземления, которая обычно составляет 250км/час = 69.4м/с.

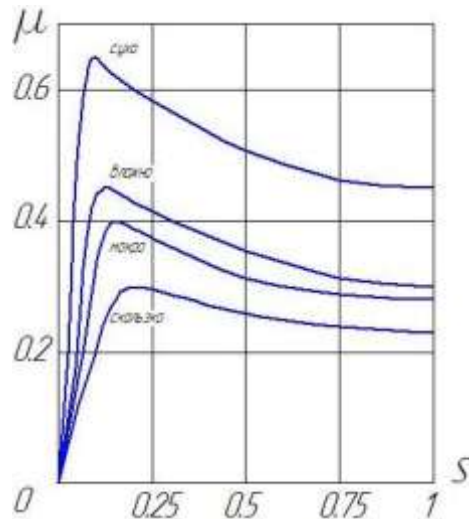


Рис.4. Примерный вид кривых сцепления $\mu(s)$

Примеры кривых сцепления $\mu(s)$ для различных поступательных скоростей и постоянного давления в пневматике p_0 приведены на рис.5. [2]. Следует иметь ввиду, что, хотя значения коэффициентов μ_{max} для каждого типа пневматика различны, характер кривых $\mu(s)$ для всех пневматиков одинаков. Из рассмотрения этих кривых видно, что с увеличением поступательной скорости самолёта максимум значения коэффициента μ смещается в сторону меньших значений S . Практически он лежит в пределах 10-20%.

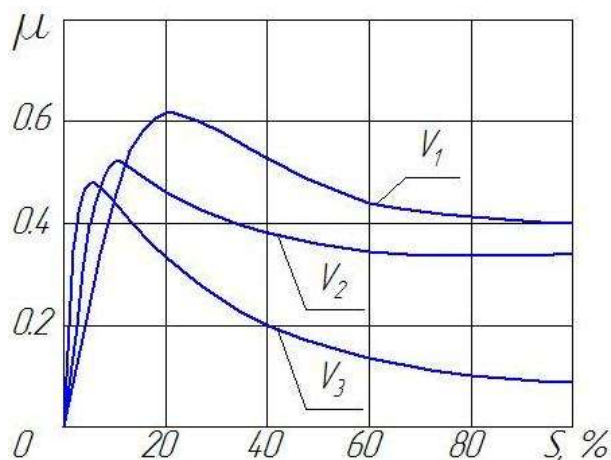


Рис.5. Примерный вид кривых сцепления $\mu(s)$ при различных поступательных скоростях при $V_1 < V_2 < V_3$ и $p_0 = \text{const}$

Уравнение движения колеса:

$$\ddot{\varphi} = \frac{1}{J_k} (M_{сц} - M_T).$$

$$M_{сц} = \mu(S) \cdot F_{пр} \cdot R_k$$

где R_k м - радиус колеса;

$$F_{пр} = \frac{0.9(G_c - Y)}{n_k}, Y = c_y \rho \frac{v_c^2}{2} S_{кр}$$

где G_c – вес самолета; Y - подъемная сила крыла и оперения; n_k – количество колес на основных стойках шасси; $S_{кр}$ – площадь крыла и оперения; c_y - коэффициент подъемной силы; $F_{пр}$ – сила прижима колес к ВПП; v_c - скорость самолета по ВПП.

Для определения скорости движения самолёта воспользуемся зависимостью

$$M_c v_c = - \sum_{ki}^{n_k} \frac{M_{сцi}}{R_{ki}} - \frac{c_x \rho v_c^2}{2} S_{кр} + \sum_{i=1}^D T_{двi} - F_{пр} f_{тр. кач},$$

где M_c кг - посадочная масса самолёта; v_c - скорость движения самолёта по ВПП;

$T_{двi}$ (М) - тяга i-того двигателя самолёта при их прямой и обратной тяге; D – количество работающих двигателей; $F_{пр} f_{тр. кач}$ - трение качения незаторможенных колёс;

c_x - аэродинамический коэффициент сопротивления самолёта;

Для определения тяги двигателей составляется таблица.1. значений $T_{дв}$ (М) от числа Маха при различных режимах работы двигателей при прямой и обратной тяге.

Таблица 1. Значения тяги $T_{дв}$ двигателя на различных режимах его работы в процессе торможения

самолёта, где М-число Маха, $M = \frac{v_{возд}}{a}$, $v_{возд} = v_c$; $a=1225$ км/ч – скорость звука.

Т _{дв} (кгс)/М	0	0.1	0.24	0.35
Реверс _{мах}				
Реверс _{мг}				
Прямая тяга _{мг}				

Таблица заполняется перед началом моделирования и определяется типом самолёта и двигателя.

Кроме того составляется таблица.2. изменения различных параметров при пробеге самолета по ВПП.

Таблица 2. Пример изменения различных параметров при пробеге самолёта по ВПП, величины параметров определяются в основном типом самолёта и его систем управления

Т, сек	Vс, км/ч	L, м	H, м	Cy	Cx	Мт, кгс м
Пересечение порога ВПП						
0.0		0				
2.0						
Выравнивание и перевод двигателей на Малый газ Н~7м						
2.6						
6.0						
Включение МГ реверса Н=0.1м						
6.1			0			
6.1			0			
Касание земли Н=0м						
6.1			0			0
8.0			0			0
Включение интерцепторов после касания (~2 сек)						
Включение воздушных тормозов после касания (~2 сек)						
8.1			0			0
9.0			0			0
Касание носовым колесом (~3 сек)						
9.1						0
10.0						0
Перевод двигателя с МГ реверса на Мах Реверс (~4 сек.)						
10.1			0			0
11.0			0			0
Включение тормозов колес после касания (~5 сек)						
11.1			0			
17.0			0			
Перевод с мах-реверса на МГ-реверса (При Vс≈100км/ч)						
17.8			0			
18.0			0	-		
Отключение интерцепторов (При Vс≈100км/ч)						
18.5			0			
Отключение воздушных тормозов (При Vс≈100км/ч)						
18.5			0			
22.0			0			
Перевод с МГ реверса на МГ (При Мс≈50 км/ч)						
22.8			0			
28.2	0		0			

2. Математическое моделирование системы торможения колёс шасси самолёта

Пример полной схемы математической модели системы торможения колёс шасси самолёта, полученной на основе выше приведенных дифференциальных уравнений, представлен на рис.5.

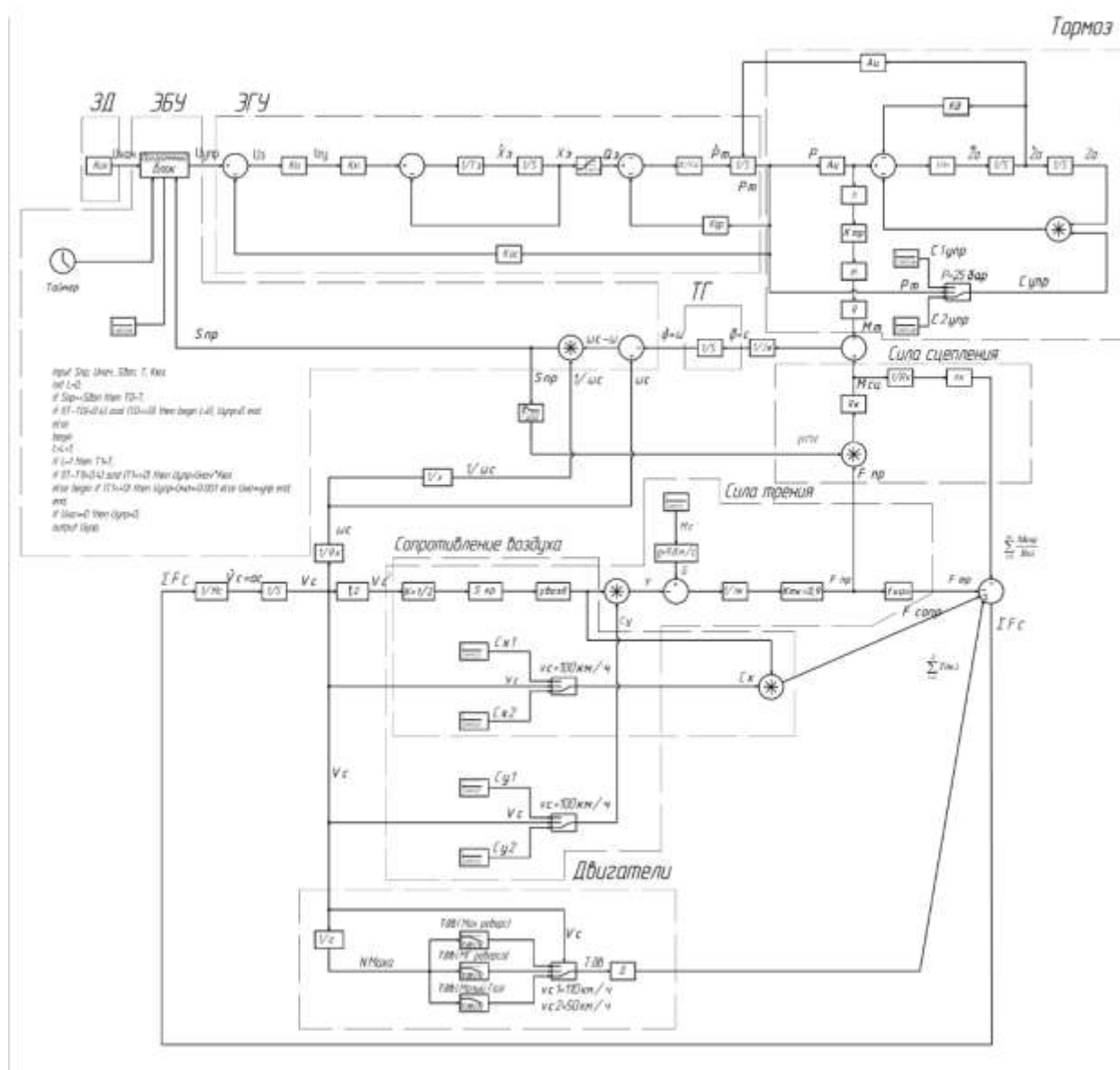


Рис.5. Пример схемы математической модели системы торможения колёс шасси самолёта

На рис.6. представлен один из вариантов закона антиюзовой автоматики, который использовался в данном исследовании и который может позволить в процессе торможения удерживаться на оптимальном значении $\mu(s)$, обеспечив минимальный путь торможения.

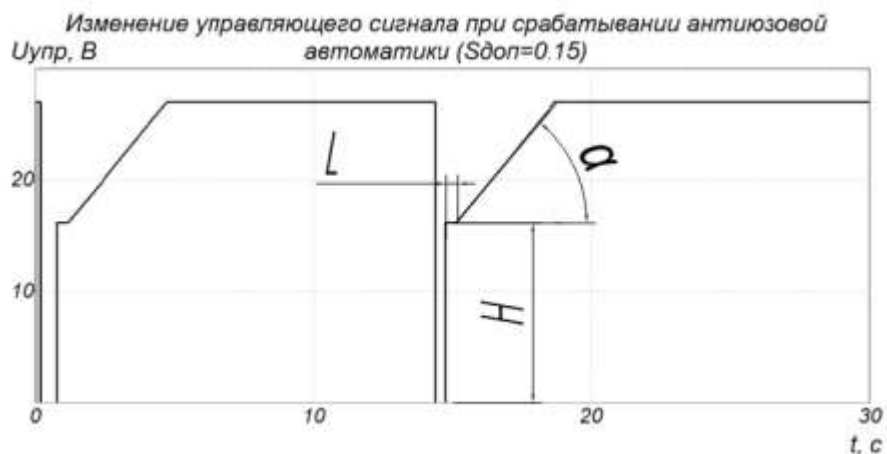
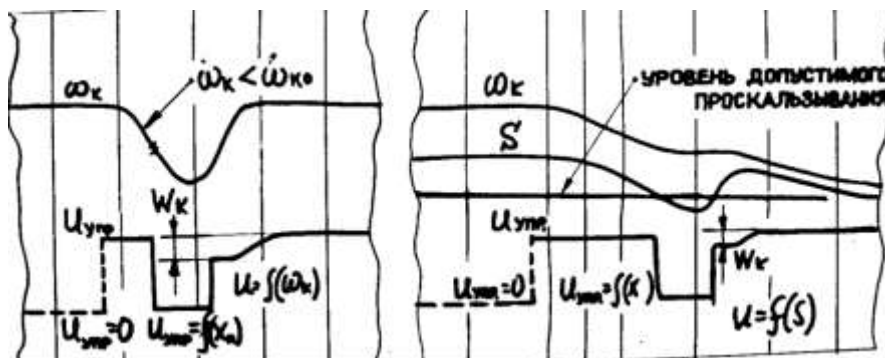


Рис.6. Один из возможных вариантов закона антиюзовой автоматики, который задействован в данной математической модели системы торможения колёс шасси самолёта.

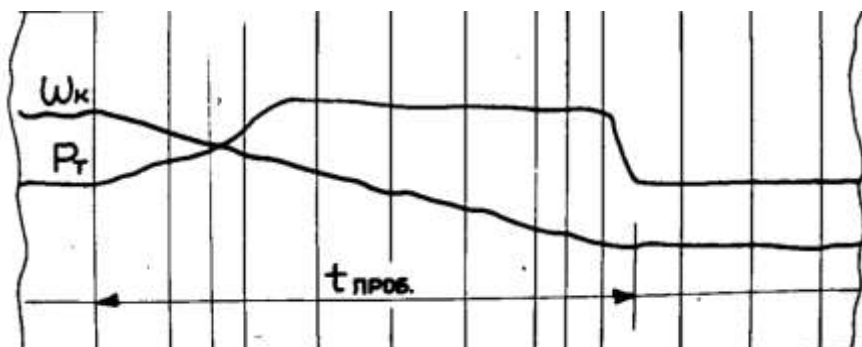
4. Результаты математического моделирования системы торможения колёс шасси самолёта

Представленная математическая модель системы торможения колёс шасси самолёта позволяет проводить исследование процесса торможения при вариации в широких пределах различных параметров как самой системы торможения и её элементов, так и параметров самолёта, состояния ВПП и параметров α , L , H – антиюзовой автоматики (рис.6.).

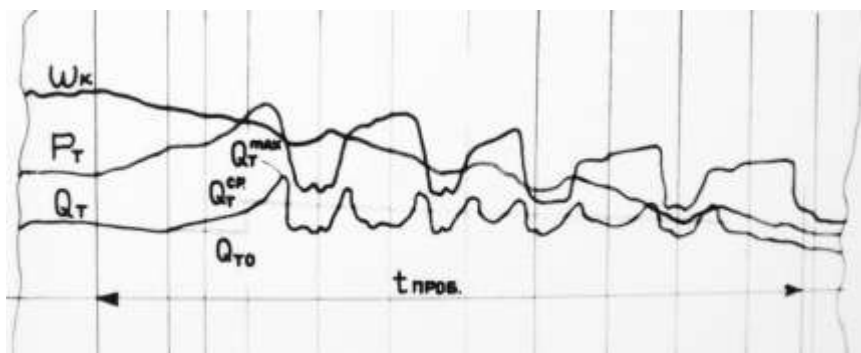
На рис.7. приведен пример осциллограмм основных переменных СУТК при торможении самолёта на ВПП



а



б



в

Рис.7. Пример оциллограмм основных переменных СУТК при торможении самолёта на ВПП. а - пример изменения управляющего сигнала; б и в – пример торможения на сухой и мокрой ВПП, где Q_t – расход жидкости при торможении, Q_{t0} , $Q_t^{\max}$, Q_t^{cp} - расход жидкости при торможении соответственно начальный, максимальный и средний, $t_{\text{проб}}$ – время пробега самолёта при торможении.

На рис.7.а. приведен пример изменения управляющего сигнала пропорционального ходу педалей с учётом срабатывания антиюзовой автоматики СУТК. На рис.7.в. показано, как антиюзовая автоматика обеспечивает коррекцию управляющего сигнала, подстраивая его под погодные условия на ВПП путём пошагового сброса давления в тормозных цилиндрах и подъёма на величину, уменьшенную на $W_k = \frac{p_{\text{тнач}} - p_{\text{ткон}}}{p_{\text{тнач}}}$. Пошаговый сброс давления в тормозных цилиндрах и его подъём продолжается до тех пор пока не установится заданное проскальзывание $S_{\text{зад}}$.

Заключение

Требования АП25 являются основополагающими при создании СУТК и являются основными исходными данными при ее математическом моделировании. Система управления торможением колёс шасси является одной из важнейших систем, обеспечивающих безопасное завершение полёта и представляет собой сложнейшей комплекс устройств – агрегатов (гидравлических, электрических и механических), соединённых необходимыми связями (трубопроводами, электропроводкой, механическими связями). Этот комплекс должен позволять оптимизировать процесс торможения в условиях изменения большого числа параметров, главными из которых можно выделить: коэффициент сцепления колеса с взлётно-посадочной полосой (ВПП); подъёмная сила и вес самолёта; скорость самолёта; динамические параметры гидроагрегатов СУТК и ряд др.

Математическое моделирование СУТК позволяет исследовать влияние различных параметров на процесс торможения, выбор рационального закона антиюзовой автоматики и минимизации тормозного пути на ВПП при проектировании СУТК и её сертификации на соответствия нормам АП25 при нормальной работе и появлении расчётных отказов.

Список литературы

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолетов транспортной категории. ЛИИ им. М.М. Громова, 1994. 237 с.
2. Коконин С.С., Крамаренко Е.И., Матвеев А.М.. Основы проектирования авиационных колёс и тормозных систем. М.: МАИ, 2007. 263 с.
3. Лобода И.Н., Малахов Е.В., Грушина И.В., Гуренкова Е.М., Солотёнков Н.П., Шумилов И.С. Резервированная электрогидравлическая система торможения колёс шасси самолёта: пат. 1412185 Российская Федерация. 2000. Бюл. 31.
4. Лобода И.Н., Солотёнков Н.П., Бусуров О.Ю., Гуренкова Е.М., Шумилов И.С. Система торможения колёс шасси самолёта: пат. 1824804 Российская Федерация. 2000. Бюл. 25.
5. Шумилов И.С. Системы управления рулями самолётов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 469 с.
6. Лобода И.Н., Солотёнков Н.П., Шумилов И.С. Электрогидравлическая система управления торможением колёс шасси // Гидромашиностроение. Настоящее и будущее: Международная научно-техническая конференция. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. С. 10.

Mathematical Modeling of the Braking System of Wheeled Mainline Aircraft

I.S. Shumilov^{1,*}

[*shumilov-it@yandex.ru](mailto:shumilov-it@yandex.ru)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: mathematical modeling, control wheel braking chassis, aircraft, gear, friction wheels with the runway; the lifting force, the weight of the aircraft; the aircraft speed; dynamic parameters, minimizing the stopping distance, the degree of slippage of the wheels, loaded with energy brake wheels

The braking system of the landing gear wheels of a mainline aircraft has to meet mandatory requirements laid out in the Aviation Regulations AP-25 (Para 25.735. «Brakes and brake systems»). These requirements are essential when creating the landing gear wheel brake control system (WBCS) and are used as main initial data in its mathematical modeling. The WBCS is one of the most important systems to ensure the safe completion of the flight. It is a complex of devices, i.e. units (hydraulic, electrical, and mechanical), connected through piping, wiring, mechanical constraints. This complex should allow optimizing the braking process when a large number of parameters change. The most important of them are the following: runway friction coefficient (RFC), lifting force, weight and of the aircraft, etc. The main structural elements involved in braking the aircraft are: aircraft wheels with pneumatics (air tires) and brake discs, WBCS, and cooling system of gear wheels when braking.

To consider the aircraft deceleration on the landing run is of essence at the stage of design, development, and improvement of brakes and braking systems. Based on analysis of equation of the aircraft motion and energy balance can be determined energy loading and its basic design parameters, braking distances and braking time.

As practice and analysis of energy loading show, they (brake + wheel) absorb the aircraft-possessed kinetic energy at the start of braking as much as 60-70%, 70-80%, and 80-90%, respectively, under normal increased, and emergency operating conditions. The paper presents a procedure for the rapid calculation of energy loading of the brake wheel.

Currently, the mainline aircrafts use mainly electrohydraulic brake systems in which there are the main, backup, and emergency-parking brake systems. All channels are equipped with automatic anti-skid systems. Their presence in the emergency (the third reserve) channel significantly improves the reliability and safety of the aircraft braking mode with a slight increase in weight and complexity of the system.

Mathematical modeling of the WBCS is intended to provide the possibility for studying the effect of various parameters on the braking process, choice of a rational law of the anti-skid automatics and minimization of the brake way on the runway in designing the WBCS, and its certification for compliance with AP25 under normal operation and in appearing of credible failures. The article presents differential equations of motion of the braking system of the aircraft landing gear wheel, which is an electro-hydraulic actuator to form the braking torque M_t , depending on the control signal U_y . The actuator comprises a remote control system of pressure and multi-disc friction brake. This mathematical model of the braking system of aircraft landing gear wheel allows us to study the braking process in a wide variation range of different parameters both of the braking system itself and its components, and of the aircraft parameters, runway conditions, and anti-skid system parameters, i.e. it provides an optimized braking process in conditions of changing a large number of different parameters the most important of which are: RFC, lifting force and aircraft weight; speed of the aircraft; parameters of the WBCS hydraulic units, etc.

References

1. *Aviatsionnye pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* [Aviation regulations. Part 25. Norms of airworthiness of transport category airplanes]/ LII im. M.M. Gromova, 1994, 237 p. (in Russian).
2. Kokonin S.S., Kramarenko E.I., Matveenkov A.M.. *Osnovy proektirovaniya aviatsionnykh koles i tormoznykh sistem* [Fundamentals of design of aircraft wheels and braking systems]. Moscow, MAI Publ., 2007, 235 p.
3. Loboda I.N., Malakhov E.V., Grushina I.V., Gurenkova E.M., Solotnikov N.P., Shumilov I.S. *Rezervirovannaya elektrogidravlicheskaya sistema tormozheniya koles shassi samoleta* [Redundant electro-hydraulic braking system of the wheels of aircraft landing gear] Patent RF, no. 1412185, 2000, Bul. 31. (in Russian).
4. Loboda I.N., Solotnikov N.P., Busurov O.Yu., Gurenkova E.M., Shumilov I.S. *Sistema tormozheniya koles shassi samoleta* [The system of braking of wheels of the landing gear]. Patent RF, no. 1824804, 2000, Bul. 25. (in Russian).
5. Shumilov I.S. *Sistemy upravleniya rulyami samoletov* [The rudder control system aircraft]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2009, 469 p. (in Russian).
6. Loboda I.N., Solotnikov N.P., Shumilov I.S. *Sistemy upravleniya rulyami samoletov* [Electro-hydraulic control system of braking of wheels of the chassis]. *Gidromashinostroenie. Nastoyashchee i budushchee. Mezhdunarodnaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya* [Hydraulic engineering. Present and future. International scientific-technical conference]. Moscow, Bauman MSTU, 2004, pp.10. (in Russian).