

Моделирование процесса обжатия амортизационной стойки шасси магистрального самолёта*

А.Р. ЗАГИДУЛИН, Е.Г. ПОДРУЖИН

В статье приводится описание работы и математическая модель основной опоры шасси самолёта Ту–204СМ, базирующаяся на методике численного моделирования плоскопараллельного движения произвольной голономной системы твёрдых тел. Используемая методика основана на решении уравнений Лагранжа первого рода и разложении ограничивающих функций в ряд Тейлора. Вычисление множителей Лагранжа осуществляется итерационным методом Гаусса–Зейделя. Связи, ограничивающие движение системы, могут быть как односторонними (неудерживающими), так и двусторонними (удерживающими). Приведены результаты расчетов.

Ключевые слова: шасси самолёта, двухкамерный жидкостно-газовый амортизатор, модель амортизации.

ВВЕДЕНИЕ

Взлёт и посадка самолёта – наиболее сложные и потенциально опасные режимы полёта. Поведение самолёта на этих режимах существенно отличается от прочих, динамические характеристики при взлёте и посадке также весьма специфичны. Основная специфика режима посадки – близость поверхности земли и необходимость полёта на малых скоростях с выполнением достаточно сложных эволюций самолёта [1].

Существует много конструктивных типов амортизаторов, способных поглотить и рассеять вертикальную кинетическую энергию самолёта в момент приземления. Жидкостно-газовые амортизаторы – самые распространённые для средних и тяжёлых самолётов транспортной категории, поскольку они обеспечивают весьма эффективное поглощение и рассеивание кинетической энергии [2, 3]. Они отвечают требованиям норм летной годности, предъявляемым к амортизационной системе самолёта, и доказали свою высокую надёжность в эксплуатации. Вместе с тем существует тенденция постоянного улучшения характеристик амортизации для соответствия возрастающим современным требованиям комфортабельности и безопасности полётов, что обуславливает необходимость создания эффективных методик расчёта амортизации.

В статье описывается методика численного моделирования плоскопараллельного движения произвольной голономной системы твёрдых тел. Приводится описание конструкции и работы, построена расчётная модель основной опоры шасси самолёта Ту–204СМ, базирующаяся на изложенной методике. Приводятся некоторые результаты расчётов.

1. МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПЛОСКОПАРАЛЛЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ПРОИЗВОЛЬНОЙ ГОЛОНОМНОЙ СИСТЕМЫ ТВЁРДЫХ ТЕЛ

Процесс обжатия амортизации моделируется плоскопараллельным движением произвольной системы твёрдых тел относительно инерциальной системы отсчёта. Положения и

* *Статья получена 31 января 2013 г.*

Работа выполнена при поддержке интеграционного проекта Министерства образования и науки РФ № 7.822.2011

движение тел ограничивают идеальные голономные связи. Такую связь можно представить как скалярную функцию от \mathbf{r} для двух тел i и j [4]:

$$C_k(\mathbf{r}) = C_k(\mathbf{r}_i, \mathbf{r}_j) \geq 0, \quad (1)$$

где \mathbf{r} – вектор, определяющий положение тел

$$\mathbf{r} = \begin{pmatrix} \mathbf{r}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{r}_n \end{pmatrix}, \quad \mathbf{r}_i = \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ \alpha_i \end{pmatrix};$$

n – количество тел в системе; x_i, y_i – координаты центра масс i -го тела в глобальной системе координат; α_i – угол поворота тела в глобальной системе координат.

Неравенство (1) задаёт одностороннюю (неудерживающую [4]) связь, ограничивающую перемещение тела только в одном направлении. Для двусторонних (удерживающих) стационарных связей функция приравнивается к нулю.

Связи для системы твердых тел объединяются в вектор-столбец \mathbf{C} с размерностью d , равной количеству связей в системе.

Для идеальных связей выполняется соотношение:

$$\sum_{i=1}^n \mathbf{R}_i \cdot \delta \mathbf{r}_i = 0, \quad (2)$$

где \mathbf{R}_i – вектор суммарных реакций в связях, действующих на i -е тело; $\delta \mathbf{r}_i$ – виртуальное перемещение i -го тела.

По определению виртуальных перемещений [4]:

$$\sum_{i=1}^n \frac{\partial C_k}{\partial \mathbf{r}_i} \cdot \delta \mathbf{r}_i = 0 \quad \forall k \in [1, d], \quad (3)$$

или

$$\mathbf{J} \delta \mathbf{r} = \mathbf{0},$$

где \mathbf{J} – матрица Якоби для вектора ограничивающих функций:

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} \frac{\partial C_1}{\partial \mathbf{r}_1} & \dots & \frac{\partial C_1}{\partial \mathbf{r}_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial C_d}{\partial \mathbf{r}_1} & \dots & \frac{\partial C_d}{\partial \mathbf{r}_n} \end{pmatrix}.$$

Вектор $\frac{\partial C_k}{\partial \mathbf{r}_i} = \left(\frac{\partial C_k}{\partial x_i} \quad \frac{\partial C_k}{\partial y_i} \quad \frac{\partial C_k}{\partial \alpha_i} \right)$ – есть градиент ограничивающей функции C_k в пространстве \mathbf{r}_i , который задаёт направление для вектора реакции от k -й связи i -го тела.

Умножая почленно равенство (3) на произвольные скалярные множители Лагранжа λ_k и складывая полученные равенства с равенством (2), имеем:

$$\sum_{i=1}^n \left(\mathbf{R}_i - \sum_{k=1}^d \frac{\partial C_k}{\partial \mathbf{r}_i} \lambda_k \right) \cdot \delta \mathbf{r}_i = 0. \quad (4)$$

Неопределённые множители λ_k могут быть подобраны так, чтобы все векторные коэффициенты в равенстве (4) обращались в ноль [4]. Тогда:

$$\mathbf{R}_i - \sum_{k=1}^d \frac{\partial C_k}{\partial \mathbf{r}_i} \lambda_k = \mathbf{0} \quad \forall i \in [1, n],$$

или

$$\mathbf{R} - \mathbf{J}^T \boldsymbol{\lambda} = \mathbf{0}, \quad (5)$$

где $\boldsymbol{\lambda} = \begin{pmatrix} \lambda_1 \\ \vdots \\ \lambda_d \end{pmatrix}$ – вектор множителей Лагранжа.

Уравнение движения записывается следующим образом:

$$\mathbf{F} + \mathbf{R} - \mathbf{M}\mathbf{a} = \mathbf{0}, \quad (6)$$

где \mathbf{F} – вектор активных сил:

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} \mathbf{F}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{F}_n \end{pmatrix}; \quad \mathbf{F}_i = \begin{pmatrix} F_i^{(x)} \\ F_i^{(y)} \\ T_i \end{pmatrix},$$

где $F_i^{(x)}$, $F_i^{(y)}$ – проекции суммарной силы, действующей на i -е тело, на оси координат абсолютной системы отсчёта; T_i – момент сил, действующих на i -е тело; \mathbf{a} – вектор ускорений; \mathbf{M} – матрица масс.

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} \mathbf{M}_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \mathbf{M}_2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & \mathbf{M}_n \end{pmatrix}, \quad \mathbf{M}_i = \begin{pmatrix} m_i & 0 & 0 \\ 0 & m_i & 0 \\ 0 & 0 & J_i \end{pmatrix}.$$

Здесь m_i – масса i -го тела, J_i – момент инерции i -го тела.

Уравнение (5) с учетом (6) примет вид:

$$\mathbf{M}\mathbf{a} - \mathbf{F} - \mathbf{J}^T \boldsymbol{\lambda} = \mathbf{0}.$$

Для алгоритма численного интегрирования можно записать выражение для \mathbf{v}_t – вектора скоростей в момент времени t :

$$\mathbf{a} = \frac{\mathbf{v}_t - \mathbf{v}_{t-1}}{\Delta t},$$

$$\frac{1}{\Delta t} \mathbf{M}\mathbf{v}_t - \frac{1}{\Delta t} \mathbf{M}\mathbf{v}_{t-1} - \mathbf{F} - \mathbf{J}^T \boldsymbol{\lambda} = \mathbf{0},$$

$$\mathbf{v}_t = \mathbf{v}_{t-1} + \Delta t \mathbf{M}^{-1} \mathbf{F} + \Delta t \mathbf{M}^{-1} \mathbf{J}^T \boldsymbol{\lambda}, \quad (7)$$

где Δt – шаг интегрирования по времени.

Ограничивающие функции (1) в момент времени t можно приближенно вычислить с помощью ряда Тейлора (положение тел в момент времени t можно представить как $\mathbf{r}_t = \mathbf{r}_{t-1} + \Delta\mathbf{r}$, где $\Delta\mathbf{r} = \mathbf{v}_t \Delta t$):

$$\mathbf{C}(\mathbf{r}_t) = \mathbf{C}(\mathbf{r}_{t-1}) + \mathbf{J} \cdot (\mathbf{r}_t - \mathbf{r}_{t-1}) = \mathbf{C}(\mathbf{r}_{t-1}) + \Delta t \mathbf{J} \mathbf{v}_t \geq \mathbf{0}.$$

С учетом соотношения (7) предыдущее выражение запишется:

$$\begin{aligned} \frac{1}{\Delta t} \mathbf{C}(\mathbf{r}_{t-1}) + \mathbf{J} \left(\mathbf{v}_{t-1} + \Delta t \mathbf{M}^{-1} \mathbf{F} + \Delta t \mathbf{M}^{-1} \mathbf{J}^T \boldsymbol{\lambda} \right) &\geq \mathbf{0}, \\ \mathbf{J} \mathbf{M}^{-1} \mathbf{J}^T \boldsymbol{\lambda} &\geq -\frac{1}{\Delta t^2} \mathbf{C}(\mathbf{r}_{t-1}) - \mathbf{J} \left(\frac{\mathbf{v}_{t-1}}{\Delta t} + \mathbf{M}^{-1} \mathbf{F} \right). \end{aligned} \quad (8)$$

Из полученной системы неравенств находится вектор множителей Лагранжа $\boldsymbol{\lambda}$ и затем вычисляются приращения скоростей $\Delta\mathbf{v}$ и положений $\Delta\mathbf{r}$ на текущем шаге интегрирования.

Выражение (8) можно привести к виду:

$$\mathbf{A} \boldsymbol{\lambda} \geq \mathbf{b}, \quad (9)$$

где

$$\mathbf{A} = \mathbf{J} \mathbf{M}^{-1} \mathbf{J}^T; \quad \mathbf{b} = -\frac{1}{\Delta t^2} \mathbf{C}(\mathbf{r}_{t-1}) - \mathbf{J} \left(\frac{\mathbf{v}_{t-1}}{\Delta t} + \mathbf{M}^{-1} \mathbf{F} \right).$$

Решить систему алгебраических уравнений вида $\mathbf{A} \mathbf{x} = \mathbf{b}$ можно итерационным методом Гаусса–Зейделя. Вычисления описываются формулой:

$$x'_i = \left(b_i - \sum_{j=1}^{i-1} A_{ij} x'_j - \sum_{j=i+1}^n A_{ij} x_j \right) / A_{ii},$$

где x'_i – значение переменной на текущей итерации; x – значение переменной на предыдущей итерации.

Для решения системы неравенств (9), вводится область определения для множителей Лагранжа:

$$\lambda_i^- \leq \lambda_i \leq \lambda_i^+ \quad \forall i \in [1, d].$$

Двусторонние ограничения задаются областью определения $(\lambda^-, \lambda^+) = (-\infty, \infty)$, односторонние $(\lambda^-, \lambda^+) = (0, \infty)$ [5]. При этом система (9) решается методом Гаусса–Зейделя как система равенств, но на каждой итерации значения множителей Лагранжа приводятся к заданной для них области определения.

Активные силы задаются в виде матрицы, размерностью $e \times n$:

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} \mathbf{P}_{11} & \cdots & \mathbf{P}_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{P}_{e1} & \cdots & \mathbf{P}_{en} \end{pmatrix},$$

где e – количество сил.

Каждый компонент матрицы \mathbf{P}_{ij} – это i -я сила, действующая на j -е тело. При этом компоненты вектора активных сил определяются следующим образом:

$$\mathbf{F}_i = \sum_{k=1}^e \mathbf{P}_{ki}.$$

Силу, приложенную к двум точкам двух тел i и j , можно представить в следующем виде:

$$\mathbf{P}_{ks} = (0, 0, 0)^T \quad \forall s \in [1, n], s \neq i, s \neq j;$$

$$\mathbf{P}_{ki} = \begin{pmatrix} P_k^{(x)} \\ P_k^{(y)} \\ x_{pr}^i \cdot P_k^{(y)} - y_{pr}^i \cdot P_k^{(x)} \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{P}_{kj} = \begin{pmatrix} -P_k^{(x)} \\ -P_k^{(y)} \\ -x_{pr}^j \cdot P_k^{(y)} + y_{pr}^j \cdot P_k^{(x)} \end{pmatrix};$$

$$\begin{pmatrix} P_k^{(x)} \\ P_k^{(y)} \end{pmatrix} = \frac{P_k(t, l, v)}{l} \mathbf{I},$$

где $P_k(t, l, v)$ – скалярная функция, определяющая величину силы; \mathbf{I} – пространственный вектор, соединяющий две точки приложения силы; $l = \|\mathbf{I}\|$; v – относительная скорость движения точек приложения силы друг относительно друга; x_{pr}^i, y_{pr}^i – компоненты радиус-вектора точки приложения силы i -го тела в относительной системе координат (начало отсчёта относительной системы координат совпадает с центром масс тела, угол между осями относительной и глобальной системы координат равен нулю):

$$\mathbf{r}_{pr}^i = \begin{pmatrix} x_{pr}^i \\ y_{pr}^i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_i & \sin \alpha_i \\ -\sin \alpha_i & \cos \alpha_i \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{pl}^i \\ y_{pl}^i \end{pmatrix},$$

где x_{pl}^i, y_{pl}^i – координаты точки приложения силы i -го тела в локальной системе координат тела (начало отсчёта локальной системы координат совпадает с центром масс тела, угол между осями локальной и глобальной системы координат равен углу поворота тела).

Вектор \mathbf{I} определяется следующим образом (рис. 1):

$$\mathbf{I} = \mathbf{r}_p^i - \mathbf{r}_p^j,$$

где \mathbf{r}_p^i – радиус-вектор точки приложения силы i -го тела в глобальной системе координат:

$$\mathbf{r}_p^i = \begin{pmatrix} x_p^i \\ y_p^i \end{pmatrix} = \mathbf{r}_{pr}^i + \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \end{pmatrix}.$$

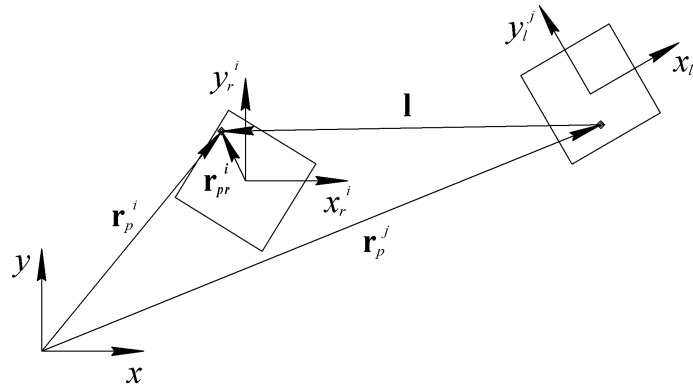


Рис. 1. Расчётная схема, для определения направления действия силы

Скорость v определяется как:

$$v = (\mathbf{l} \cdot \mathbf{v}_p^i - \mathbf{l} \cdot \mathbf{v}_p^j) / l,$$

где \mathbf{v}_p^i – вектор скорости точки приложения силы i -го тела:

$$\mathbf{v}_p^i = \begin{pmatrix} -\omega_i y_{pr}^i + v_i^{(x)} \\ \omega_i x_{pr}^i + v_i^{(y)} \end{pmatrix}.$$

2. МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ САМОЛЁТА ТУ-204СМ

Каждая основная опора самолёта Ту-204СМ (рис. 2) состоит из стойки с двухкамерным амортизатором, двухосной тележки с двумя стабилизирующими амортизаторами и складывающегося подкоса. Основная опора предназначена для поглощения энергии посадочного удара и амортизации толчков при движении самолёта по ВПП и РД. Опора выполнена по телескопической схеме и имеет наклон $4,95^\circ$ назад по отношению к вертикали.

Схема амортизатора основной опоры самолёта Ту-204СМ представлена на рис. 3. Амортизатор представляет собой жидкостно-газовый агрегат с двумя газовыми камерами (низкого зарядного давления 1 и высокого зарядного давления 2) и двумя (в функциональном смысле) жидкостными камерами (подплунжерной камеры 3 и кольцевой камеры 4). Газовые камеры расположены в плунжере и камера 2 отделена от камеры 1 плавающим поршнем.

При обжатии амортизатора (прямой ход) суммарный объем газа в нём уменьшается. Жидкость из камеры 3 через дроссельные отверстия $f_{пл.пх}$ в диафрагме плунжера перетекает в камеру 1, образуя перепад давлений $dp_1 = p_5 - p_1$, который зависит от величины $f_{пл.пх}$ и скорости движения штока амортизатора. Жидкость из камеры 1 в камеру 4 перетекает практически свободно через отверстия f_6 , образуя незначительный перепад давлений $dp_2 = p_1 - p_6$, который зависит от величины f_6 и скорости движения штока амортизатора. Газовая камера 2 включается в работу, когда давление газа в камере 1 превысит зарядное давление в камере 2. Таким образом, поглощение работы внешних сил осуществляется на прямом ходе штока амортизатора за счет аккумуляции энергии в сжатом газе, за счет сопротивления перетеканию жидкости на отверстиях $f_{пл.пх}$, f_6 и трения.

При разгрузке амортизатора (обратный ход) сжатый газ выталкивает шток из цилиндра. При этом срабатывает клапан, который уменьшает отверстия игл. В подплунжерной камере 3 давление становится ниже, чем в камерах 1 и 4.

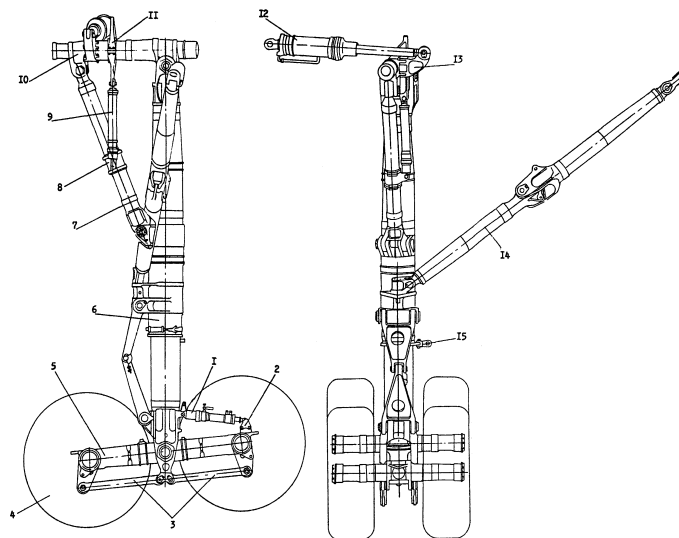


Рис. 2. Основная опора самолёта Ту-204СМ:

1 – стабилизирующий амортизатор; 2 – кронштейн; 3 – тормозные тяги; 4 – колесо КТ-196; 5 – тележка; 6 – амортистойка; 7 – раскос; 8 – хомут; 9 – цилиндр резервного выпуска; 10 – траверса; 11 – коромысло цилиндра резервного выпуска; 12 – цилиндр уборки и выпуска; 13 – рычаг цилиндра уборки и выпуска; 14 – складывающийся подкос; 15 – петля подвески

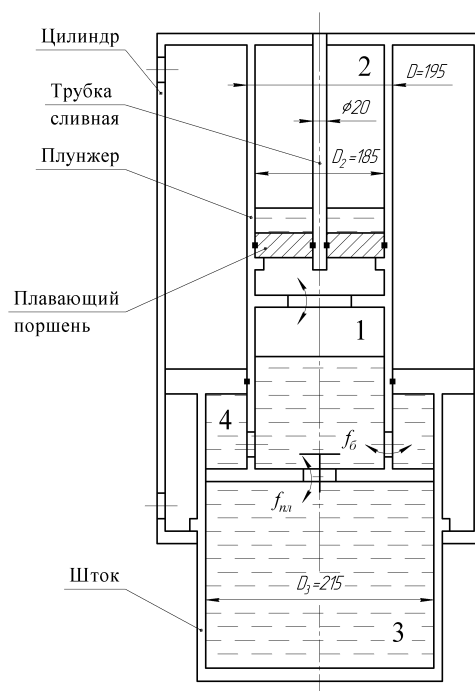


Рис. 3. Схема амортизатора

Давление жидкости в камере 4, практически равное давлению газа в камере 1, уравнивает пониженное давление жидкости в камере 3 и вес подвижных частей опоры шасси после отрыва колес от ВПП.

Таким образом, рассеивание части поглощаемой амортизатором энергии происходит на прямом и обратном ходах за счёт перехода кинетической энергии жидкости в тепловую на отверстиях $f_{шт}$, f_6 и за счет кулоновского трения.

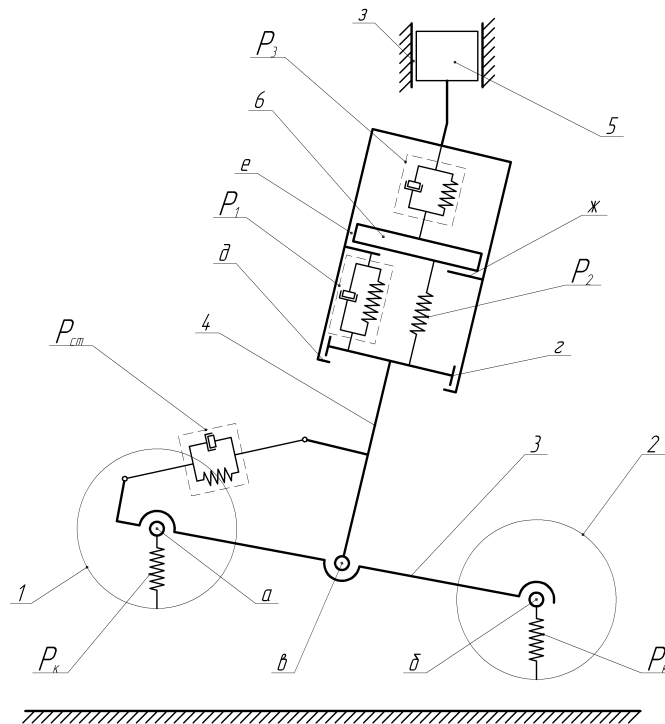


Рис. 4. Модель основной опоры шасси Ту-204СМ

На рис. 4 представлена модель основной опоры шасси самолета Ту-204СМ. Модель состоит из 6 твёрдых тел: двух пар колёс 1 и 2, тележки 3, штока амортизатора 4, поршня второй камеры амортизатора б и цилиндра амортизатора совместно с массой планера 5, приходящейся на одну опору.

Соединения а и б, связывающие пары колёс с тележкой, а также соединение в, связывающее тележку со штоком амортизатора, являются шарнирами. Каждое шарнирное соединение ограничивает две степени свободы системы и задаётся двумя двусторонними связями. Скользящие соединения г и е связывают соответственно шток амортизатора и поршень второй камеры с цилиндром. Скользящая заделка з ограничивает поворот и горизонтальное перемещение цилиндра амортизатора. Скользящее соединение также ограничивает две степени свободы системы и задаётся двумя двусторонними связями. Упоры д и ж ограничивают по одной степени свободы и моделируются односторонними связями. Таким образом, модель включает 14 связей.

Также в модели заданы 6 сил: две силы обжатия пневматиков P_k , сила $P_{ст}$, создаваемая стабилизирующим амортизатором, и три силы в амортизаторе – P_1 , P_2 и P_3 , P_1 – разность усилий в штоке амортизатора ($P_{шт}$) и P_2 ; P_2 – сила давления газа в камере 1 на поршень, разделяющий газовые камеры; сила P_3 включает силу сжатия газовой пружины камеры 2 и силу трения в уплотнениях поршня.

Сила P_2 определяется из выражения:

$$P_2(s, s_2) = p_1 F_2,$$

где s – обжатие амортизатора; s_2 – ход поршня второй камеры; $F_2 = \pi(D_2^2 - d^2)/4$ – площадь поршня второй камеры за вычетом площади сливной трубки; p_1 – давление в первой камере [6]:

$$p_1 = p_{01} / \left[1 - (sF/\Omega_{01}) + (s_2 F_2/\Omega_{01}) \right]^{\chi_1},$$

где $p_{01} = 2,128$ МПа – начальное давление в первой камере; $F = \pi D^2/4$ – площадь поперечного сечения плунжера; $\Omega_{01} = 0,008838$ м³ – начальный объём первой камеры; $\chi_1 = 1,1$ – показатель политропы первой камеры; $\Omega_{02} = 0,0097$ м³ – начальный объём второй камеры.

Сила P_3 :

$$P_3(s_2) = (1 + \mu_2 \operatorname{sgn}(s_2')) F_2 p_{02} / \left[1 - (s_2 F_2/\Omega_{02}) \right]^{\chi_2},$$

где $\mu_2 = 0,1$ – суммарный коэффициент трения поршня второй камеры и его уплотнений; $\chi_2 = 1,3$ – показатель политропы второй камеры; $p_{02} = 11,247$ МПа – начальное давление второй камеры; s_2' – скорость поршня второй камеры.

Усилие в нижнем узле навески амортизатора [6]:

$$P_{\text{шт}}(s, s_2, s', s_2') = P_1 + P_2 = (1 + \mu_1 \operatorname{sgn}(s')) p_1 F +$$

$$\xi_1 \rho F_3^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_{\text{шт}}^2 + \xi_2 \rho F_4^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_6^2,$$

откуда определяется выражение для силы P_1 :

$$P_1(s, s_2, s', s_2') = P_{\text{шт}} - P_2 = p_1 \left((1 + \mu_1 \operatorname{sgn}(s')) F - F_2 \right) +$$

$$\xi_1 \rho F_3^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_{\text{шт}}^2 + \xi_2 \rho F_4^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_6^2,$$

где s' – скорость обжатия амортизатора; $F_3 = \pi D_3^2/4$ – площадь поперечного сечения 3 камеры; $\mu_1 = 0,1$ – суммарный коэффициент трения в уплотнениях штока амортизатора; $F_4 = \pi(D_4^2 - D^2)/4$ – площадь поперечного сечения камеры 4; $\xi_1 = 1,9$ – коэффициент гидродинамического сопротивления при дросселировании перетока жидкости между камерами 3 и 1; $\xi_2 = 1,7$ – коэффициент гидродинамического сопротивления при дросселировании перетока жидкости между камерами 1 и 4 [8, 9]; $\rho = 832,0$ кг/м³ – массовая плотность жидкости.

Выражение для силы обжатия пневматика записывается в следующем виде [7]:

$$P_k(\delta) = k\delta / (1 - \delta/\delta_{\max})^\alpha,$$

где $k = 3510,6$ кН/м – жёсткость пневматика; δ – обжатие пневматика; $\delta_{\max} = 0,19$ м – максимально допустимое обжатие пневматика; $\alpha = 0,15$ – коэффициент, учитывающий нелинейность диаграммы обжатия пневматика.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная в статье модель была реализована в виде программы на языке программирования Java, с помощью которой были проведены некоторые расчёты, представленные ниже.

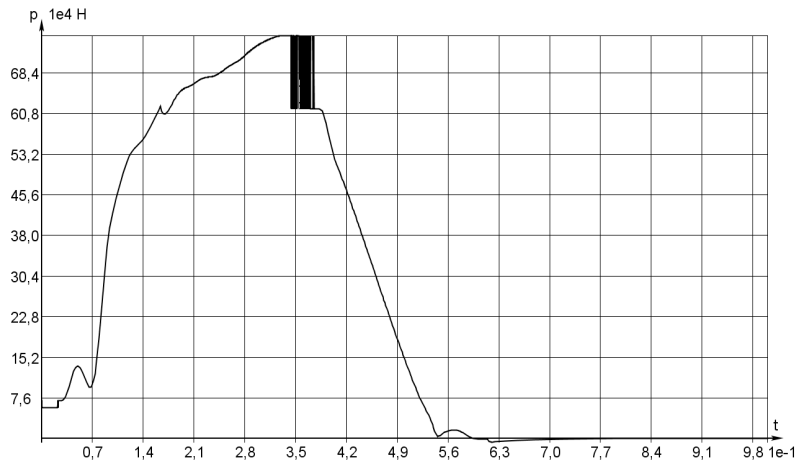


Рис. 5. Диаграмма усилия в штоке амортизатора от времени

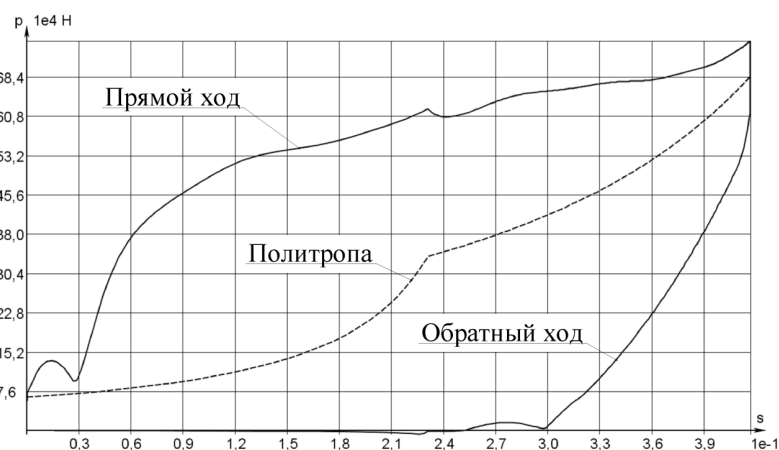


Рис. 6. Диаграмма усилия в штоке от обжатия амортизатора и политропа сжатия газа

На рис. 5 представлена зависимость усилия, действующего в штоке амортизатора от времени. На рис. 6 приведена зависимость усилия в штоке амортизатора от обжатия амортизатора, а также политропа сжатия газа в первой камере амортизатора.

Диаграммы обжатия шасси рассчитывались для следующих параметров:

площадь отверстий для перетока жидкости между камерами 1 и 5 (рис. 4) на прямом ходу $f_{пл} = 0,00078 \text{ м}^2$, что составляет 2,6 % от площади плунжера; на обратном ходу $f_{пл} = 0,00033 \text{ м}^2$ – 1,1 % от площади плунжера.

площадь отверстий для перетока жидкости между камерами 1 и 6 (рис. 4) $f_6 = 0,001 \text{ м}^2$ – 3,35 % от площади плунжера.

Вертикальная скорость самолёта в момент касания поверхности ВПП – 3,05 м/с. Длительность процесса моделирования – 1,0 с. Шаг интегрирования по времени – 0,0005 с. Масса самолёта, проходящая на одну опору – 44750,0 кг. Массы узлов стойки взяты из технического описания шасси и здесь не приводятся.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] **Богачева Н.А.** Авиационные системы антиозоновой автоматики: учеб. пособие / Н.А. Богачева, А.Д. Жуков, А.С. Коновалов. – СПб.: СПбГУАП, 1999. – 84 с.
- [2] **Кондрашов Н.А.** Проектирование убирающихся шасси самолетов / Н.А. Кондрашов. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.
- [3] **Chartier B.** Landing gear shock absorber / B. Chartier, B. Tuohy, J. Retallack, S. Tennant // The University of Adelaide. – Режим доступа: [http://personal.mecheng.adelaide.edu.au/maziar.arjomandi/Aeronautical Engineering Projects/2006/group11.pdf](http://personal.mecheng.adelaide.edu.au/maziar.arjomandi/Aeronautical_Engineering_Projects/2006/group11.pdf). – Дата доступа: 24.12.12.
- [4] **Гантмахер Ф.Р.** Лекции по аналитической механике / Ф.Р. Гантмахер. – М.: Наука, 1966. – 300 с.
- [5] **Catto E.** Iterative dynamics with temporal coherence / E. Catto // Crystal Dynamics. Menlo Park, California. – Режим доступа: <http://erwincoumans.com/ftp/pub/test/physics/papers/IterativeDynamics.pdf>. – Дата доступа: 24.12.12.
- [6] **Мелик-Заде Н.А.** Работа двухкамерного гидравлического амортизатора / Н.А. Мелик-Заде // Машиноведение. – М., 1971. – № 2. – С. 44–50.
- [7] **Подружин Е.Г.** Расчет жидкостно-газовой амортизации шасси самолета / Е.Г. Подружин, Г.И. Расторгуев. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2002. – 63 с.
- [8] **Дрожжин В.Л.** Выбор формы дроссельных отверстий при проектировании пневмогидравлических амортизаторов шасси / В.Л. Дрожжин // Вопросы динамической прочности конструкций. Сб. научных докладов I научно-технической конференции. – М.: Машиностроение, 1979 – С. 26–30.
- [9] **Ивлева Л.И.** Исследование характеристик амортизации стоек шасси при пониженной температуре / Л.И. Ивлева, Ю.И. Мазутский // Вопросы динамической прочности конструкций. Сб. научных докладов I научно-технической конференции. – М.: Машиностроение, 1979, 72 – С. 30–41.

Подружин Евгений Герасимович, доктор технических наук, профессор кафедры аэрогидродинамики ФЛА НГТУ. Основное направление научных исследований: проектирование и прочность конструкций ЛА. Имеет более 60 публикаций. E-mail: planer@craft.nstu.ru.

Загидулин Артём Рибхатович, аспирант кафедры аэрогидродинамики ФЛА НГТУ. Основное направление научных исследований: динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры. Имеет 7 публикаций. E-mail: t-rex27@mail.ru.

Zagidulin A.R., Podruzhin E.G.*Modeling compression landing gear strut of the haul aircraft*

The paper provides a description of the work and the mathematical model of Tu-204SM main landing gear, which is based on the method of numerical simulation of plane motion of the arbitrary holonomic solids system. The method is based on the solution of the Lagrange equations by calculating Lagrange multipliers using an iterative method of Gauss-Seidel. Also, this method allows to simulating equality and inequality constraints.

Key words: aircraft landing gear; two-chamber oleo-pneumatic shock absorber; shock-absorption model.