

УДК 004.94:623.746.5

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА ПРИ ДЕСАНТИРОВАНИИ МОНОГРУЗА

А.Д. КУЗНЕЦОВ<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия*

При десантировании тяжелых моногрузов ухудшается управляемость военно-транспортного самолета. Для решения этой проблемы применяется специальная методика пилотирования с упреждением, разрабатываются средства автоматизации. Для предварительной проработки методики пилотирования и для синтеза алгоритма автоматического управления необходимо иметь достоверную математическую модель динамики самолета при десантировании моногруза. Такая модель должна учитывать значительное изменение положения центра масс и тензора инерции самолета. В этой связи при использовании упрощенных моделей движения центра масс и вращения вокруг центра масс самолета не учитываются инерционные силы и моменты от перемещающегося моногруза, действующие на него, что не позволяет получать достоверные результаты при моделировании. В статье представлено описание математической модели движения военно-транспортного самолета при десантировании моногруза как сложной материальной системы твердых тел с подробным описанием свойств ее компонентов. Представлены уравнения движения самолета как системы несущего (самолет без моногруза) и носимого (перемещающегося моногруза) тел с учетом изменения тензора инерции. Учитывается функционирование силовой установки, рулевых приводов, системы управления самолета, вытяжного парашюта, датчиков первичной информации. Применяется форма записи уравнений движения системы тел в проекциях на оси связанной с самолетом системы координат. Такой подход учитывает изменения тензора инерции и положения главных центральных осей инерции в процессе десантирования моногруза. Это позволяет достоверно моделировать состояние самолета при любых значениях скорости тангажа, нормальной перегрузки, а также массах моногрузов и вариантах их размещения, что подтверждается высокой сходимостью результатов моделирования с данными летных испытаний.

**Ключевые слова:** математическая модель, динамика полета, десантирование, моногруз, военно-транспортный самолет, динамическая система.

### ВВЕДЕНИЕ

Десантирование боевой техники большой массы, особенно из переднего положения в грузовой кабине, в связи с резким и значительным изменением центровки ухудшает управляемость военно-транспортного самолета (ВТС) [1]. Решением этой проблемы является применение специальной методики пилотирования с упреждением, а также средств автоматизации управления ВТС [2, 3]. Однако как для предварительной проработки методики пилотирования, так и для синтеза алгоритма автоматического управления, необходима достоверная математическая модель динамики ВТС при десантировании, учитывающая ряд характерных особенностей [4]. Во-первых, современные образцы боевой техники (далее – моногрузы) обладают относительной массой, составляющей более 7 % массы ВТС. Во-вторых, их относительное движение по грузовой кабине ВТС скоротечно (происходит за 1–2 с) и приводит к заметному изменению положения центра масс и тензора инерции ВТС. В этой связи при использовании упрощенных моделей движения центра масс и вращения вокруг центра масс ВТС [5] не учитываются инерционные силы и моменты от перемещающегося моногруза, действующие на ВТС, что не позволяет получать достоверные результаты. Кроме того, до настоящего времени эта задача решалась в узком диапазоне изменения кинематических параметров движения, однако при десантировании тяжелых моногрузов угол атаки, нормальная перегрузка, угол тангажа, скорость тангажа могут изменяться в широких пределах. Таким образом, цель исследования заключается в создании модели движения сложной динамической системы «ВТС – моногруз» с подробным описанием свойств ее компонентов в широком диапазоне изменения кинематических параметров движения.

## МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Моделируется движение ВТС типа Ил-76МД при парашютном десантировании. Моногруз перемещается под воздействием вытяжного парашюта. Модель движения ВТС включает в себя следующие элементы:

- уравнения движения ВТС как системы несущего (ВТС без моногруза) и носимого (перемещаемого моногруза) тел с учетом изменения тензора инерции;
- силы и моменты от силовой установки;
- банк данных для расчета аэродинамических сил и моментов;
- уравнения, описывающие функционирование рулевых приводов;
- уравнения, описывающие функционирование системы управления;
- уравнения, описывающие функционирование вытяжного парашюта [6];
- уравнения, описывающие функционирование датчиков первичной информации.

Применяется форма записи уравнений движения системы тел в проекциях на оси связанной с несущим телом системы координат [7].

Уравнения движения системы «ВТС – моногруз» записаны в проекциях на оси связанной с центром масс самолета без груза системы координат (рис. 1). Преимущества такого выбора следующие:

- составляющие тензора инерции несущего тела (самолета без моногруза) в связанной системе координат остаются неизменными [7];

- силы и моменты от силовой установки и аэродинамические силы задаются в неизменной связанной системе координат и не требуют пересчета;

- имеют место наглядность представления движения носимого тела и возможность оценки влияния этого тела на динамику системы в целом;

- нет необходимости пересчитывать показания датчиков скоростей и ускорений, которые жестко закреплены в конструкции планера самолета.

Вывод уравнений движения в выбранной форме состоит в следующем [8]. Для произвольной материальной точки массой  $m_j$  материальной системы «ВТС – моногруз» (рис. 1) относительно нормальной земной системы координат  $O_0x_gy_gz_g$ , являющейся инерциальной системой отсчета [9], справедливы второй закон Ньютона и теорема об изменении момента количества движения:

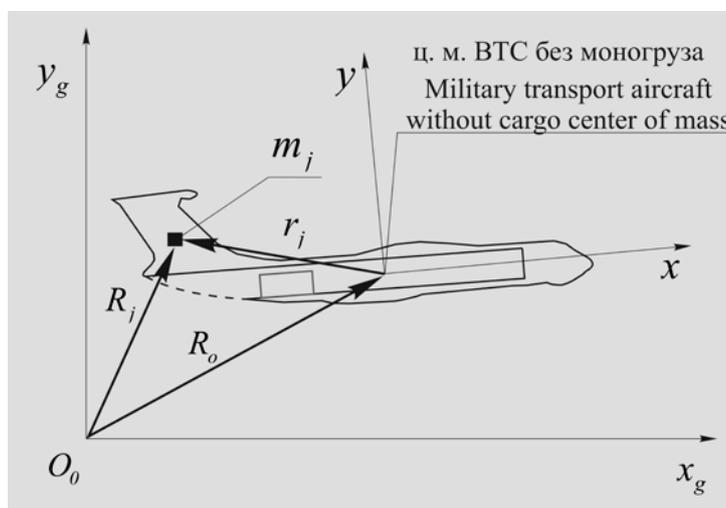


Рис. 1. Системы координат  
Fig. 1. Coordinate Systems

$$m_j \frac{d^2 \vec{R}_j}{dt^2} = \vec{F}_j^i + \vec{F}_j^e, \quad (1)$$

$$\frac{d\vec{K}_j}{dt} = \vec{M}(\vec{F}_j^e) + \vec{M}(\vec{F}_j^i), \quad (2)$$

где  $\vec{R}_j$  – радиус-вектор материальной точки  $j$ ;  $\vec{F}_j^e$  и  $\vec{F}_j^i$  – соответственно, векторы внешних и внутренних сил;  $\vec{M}(\vec{F}_j^e)$  и  $\vec{M}(\vec{F}_j^i)$  – соответственно, векторы моментов внешних и внутренних сил. Система координат  $Oxyz$  (рис. 1) является неинерциальной (подвижной), движется со скоростью  $\vec{V}$  и вращается с угловой скоростью  $\vec{\omega}$  относительно неподвижной  $O_0x_gy_gz_g$  системы

координат. С учетом правила дифференцирования векторов уравнение (1) в подвижной системе координат будет иметь вид

$$m_j \left[ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{\omega} \times \vec{V} + \frac{\partial^2 \vec{r}_j}{\partial t^2} + 2\vec{\omega} \times \frac{\partial \vec{r}_j}{\partial t} + \frac{\partial \vec{\omega}}{\partial t} \times \vec{r}_j + \vec{\omega} \times [\vec{\omega} \times \vec{r}_j] \right] = \vec{F}_j^i + \vec{F}_j^e. \quad (3)$$

Для получения уравнения поступательного движения материальной системы необходимо суммировать выражения (3) по всем точкам  $j$ :

$$m_\Sigma \left[ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{\omega} \times \vec{V} + \frac{\partial^2 \vec{r}_{ц.м.}}{\partial t^2} + 2\vec{\omega} \times \frac{\partial \vec{r}_{ц.м.}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{\omega}}{\partial t} \times \vec{r}_{ц.м.} + \vec{\omega} \times [\vec{\omega} \times \vec{r}_{ц.м.}] \right] = \vec{F}^e, \quad (4)$$

где  $m_\Sigma$  – суммарная масса самолета и груза;  $\vec{r}_{ц.м.}$  – радиус-вектор центра масс системы;  $\vec{F}^e$  – главный вектор внешних сил, действующих на систему. Здесь учтено, что для всех материальных точек самолета в связанной системе координат

$$\frac{\partial \vec{r}_j}{\partial t} = \frac{\partial^2 \vec{r}_j}{\partial t^2} = 0, \quad (5)$$

$$\vec{r}_{ц.м.} = \frac{\sum_{j=1}^N m_j \vec{r}_{ц.м.}}{m_\Sigma} = \frac{m_{гр} \vec{r}_{гр}}{m_\Sigma}, \quad (6)$$

а сумма внутренних сил:

$$\sum_{i=1}^N \vec{F}_j^i = 0. \quad (7)$$

Проводя аналогичные преобразования с уравнением (1), получим

$$m_\Sigma \vec{r}_{ц.м.} \times \left( \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{\omega} \times \vec{V} \right) + \frac{\partial(I)}{\partial t} \vec{\omega} + (I) \frac{\partial \vec{\omega}}{\partial t} + \vec{\omega} \times (I) \vec{\omega} = \vec{M}(\vec{F}^e), \quad (8)$$

где  $(I)$  – тензор инерции материальной системы;  $\vec{M}(\vec{F}^e)$  – вектор главного момента внешних сил.

Для решения уравнений (4) и (8) необходимо добавить уравнение, описывающее перемещение груза по фюзеляжу самолета. Получаем его аналогично:

$$m_{гр} \left( \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{\omega} \times \vec{V} \right) + m_{гр} \left[ \frac{\partial^2 \vec{r}_{гр}}{\partial t^2} + 2\vec{\omega} \times \frac{\partial \vec{r}_{гр}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{\omega}}{\partial t} \times \vec{r}_{гр} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_{гр}) \right] = \vec{F}_{гр}^i + \vec{F}_{гр}^e, \quad (9)$$

где  $\vec{F}_{гр}^e$ ,  $\vec{F}_{гр}^i$  – соответственно, векторы внешних и внутренних сил, действующих на груз.

Для получения численных результатов необходимо уравнения (4), (8), (9) спроецировать на оси связанной системы координат, принимая следующие допущения:

- 1) рассматривается изолированное продольное движение ВТС;
- 2) центр масс груза движется вдоль продольной оси  $Ox$ , следовательно  $y_{гр} = z_{гр} = 0$ ;
- 3) считаем ВТС абсолютно жестким телом, поэтому тензор инерции пустого самолета принимаем неизменным.

В таком случае выражение для тензора инерции материальной системы будет иметь следующий вид:

$$(I) = \begin{pmatrix} I_x & -I_{xy} & 0 \\ -I_{yx} & I_y + m_{гр}x_{гр}^2 & 0 \\ 0 & 0 & I_z + m_{гр}x_{гр}^2 \end{pmatrix}, \quad (10)$$

где  $I_x, I_y, I_z$  – осевые моменты инерции ВТС без груза относительно связанной системы координат,  $I_{xy}, I_{yx}$  – центробежные моменты инерции.

Таким образом, система дифференциальных уравнений движения материальной системы «ВТС – моногруз» в проекции на оси  $Oxyz$  имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV_x}{dt} - V_y \omega_z + \frac{m_{гр}}{m_{\Sigma}} \frac{d^2 x_{гр}}{dt^2} - \frac{m_{гр}}{m_{\Sigma}} x_{гр} \omega_z^2 = \frac{F_x^e}{m_{\Sigma}}, \\ \frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z + \frac{m_{гр}}{m_{\Sigma}} x_{гр} \frac{d\omega_z}{dt} + 2 \frac{m_{гр}}{m_{\Sigma}} \frac{dx_{гр}}{dt} \omega_z = \frac{F_y^e}{m_{\Sigma}}, \\ \frac{dV_x}{dt} - V_y \omega_z + \frac{d^2 x_{гр}}{dt^2} - x_{гр} \omega_z^2 = \frac{F_{гр\ x}^i + F_{гр\ x}^e}{m_{гр}}, \\ \frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z + x_{гр} \frac{d\omega_z}{dt} + 2 \frac{dx_{гр}}{dt} \omega_z = \frac{F_{гр\ y}^i + F_{гр\ y}^e}{m_{гр}}, \\ \left( \frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z \right) x_{гр} + \left( \frac{I_z + m_{гр} x_{гр}^2}{m_{гр}} \right) \frac{d\omega_z}{dt} + 2 x_{гр} \frac{dx_{гр}}{dt} \omega_z = \frac{M_{R\ z}}{m_{гр}}, \end{array} \right. \quad (11)$$

где  $M_{Rz}$  – составляющая результирующего момента относительно оси  $Oz$  связанной системы координат.

Отличие модели движения сложной динамической системы «ВТС – моногруз» состоит в наличии дополнительных членов (выделены полужирным шрифтом) в (11), содержащих массовые и инерционные характеристики движущегося моногруза.

Проекции сил и главного момента в правых частях уравнений системы (11) определяются следующим образом (рис. 2):

$$\begin{aligned} F_x^e &= P_{дв} - X - m_{\Sigma} g \sin \vartheta - P_{\Pi} \cos \alpha, \\ F_y^e &= Y + P_{\Pi} \sin \alpha - m_{\Sigma} g \cos \vartheta, \\ F_{гр\ x}^i + F_{гр\ x}^e &= -P_{\Pi} \cos \alpha - m_{гр} g \sin \vartheta + f N_{гр}, \\ F_{гр\ y}^i + F_{гр\ y}^e &= N_{гр} - m_{гр} g \cos \vartheta + P_{\Pi} \sin \alpha, \\ M_{R\ z} &= M_z - m_{гр} g x_{гр} \cos \vartheta + P_{\Pi} x_{гр} \sin \alpha + P_{\Pi} y_{\Pi} \cos \alpha, \end{aligned} \quad (12)$$

где  $P_{дв}$  – сила тяги двигателей;  $X$  – продольная сила;  $Y$  – нормальная сила;  $f$  – коэффициент трения при движении сбрасываемого груза внутри фюзеляжа;  $N_{гр}$  – сила реакции пола грузовой

кабины;  $M_z$  – аэродинамический момент тангажа;  $P_n$  – сила сопротивления вытяжного парашюта,  $y_n$  – координата ее точки приложения.

Сила  $P_n$  определяется с учетом скорости движения груза по фюзеляжу:

$$P_n = c_{x_n} \frac{\rho_H}{2} \left( V^2 - \left( \frac{dx_{гр}}{dt} \cos \alpha \right)^2 \right) S_n, \quad (13)$$

где  $c_{x_n}$  – коэффициент сопротивления вытяжного парашюта;  $\rho_H$  – плотность воздуха;  $S_n$  – площадь купола вытяжного парашюта.

Аэродинамические силы и моменты вычисляются на основании банка аэродинамических характеристик самолета Ил-76МД. Пересчет из полусвязанной системы координат, используемой в банке, в связанную осуществляется согласно [9]. Учитывая, что при сбрасывании груза значительно изменяется центровка ВТС, введена коррекция коэффициентов эффективности руля высоты  $m_z^{\delta_B}$  и стабилизатора  $m_z^{\phi}$  в зависимости от центровки  $\bar{x}_T$  [10] с помощью коэффициента снижения эффективности  $k_{ц.т.} = f(\bar{x}_T)$ . Данная зависимость изображена на рис. 3.

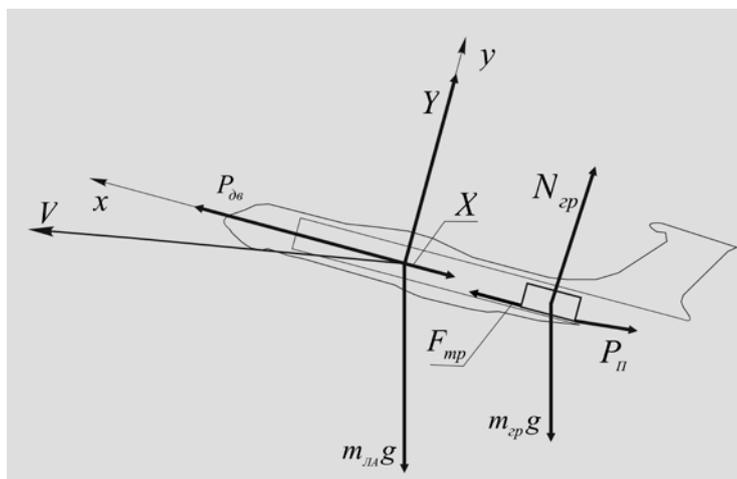


Рис. 2. Схема сил  
Fig. 2. The forces system

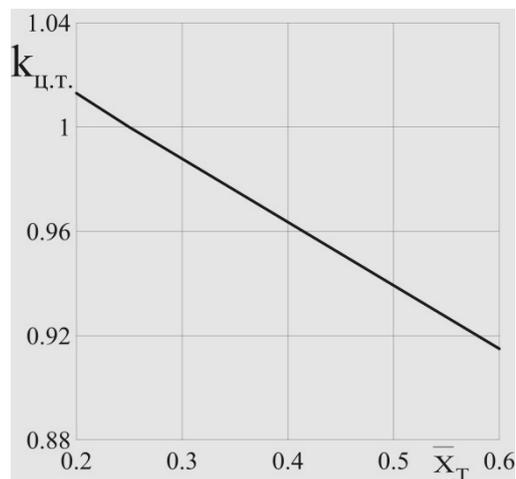


Рис. 3. Зависимость  $k_{ц.т.} = f(\bar{x}_T)$

Fig. 3. Function  $k_{ц.т.} = f(\bar{x}_T)$

Для численного интегрирования система дифференциальных уравнений (11) преобразуется к форме Коши и используется численный метод Рунге – Кутты 4-го порядка с фиксированным шагом интегрирования и удовлетворением наперед заданной точности. Вычисления выполняются в среде MATLAB 7.11.0 с компонентом Simulink R14. Программа имеет блочную структуру и построена с использованием принципа открытой архитектуры, что делает ее гибкой с точки зрения внесения изменений в алгоритмы ее функционирования для решения дополнительных задач и расширения исследовательских возможностей.

## ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Моделирование десантирования моногруза проводилось при следующих условиях:

- десантирование одиночное;
- приборная скорость полета  $V_{пр} = 390$  км/ч;
- высота полета  $H = 1700$  м;
- масса самолета без груза на момент десантирования  $m = 120000$  кг;
- масса десантируемого груза  $m_{гр} = 16100$  кг;

- начальное положение груза – гнездо № 6 монорельса в грузовой кабине;
- механизация крыла в положении  $\delta_3/\delta_{пр} = 15^\circ/14^\circ$ .

Сравнивались значения угла тангажа и нормальной перегрузки, получаемые при моделировании с использованием упрощенной и полной моделей, с данными летных испытаний при одинаковом отклонении руля высоты (использована методика пилотирования с упреждением). Страгивание моногруза происходило в момент времени  $t = 10$  с, его отделение от самолета – при  $t = 12,5$  с.

Результаты сравнения представлены на рис. 4. Цифрами обозначено: 1 – упрощенная модель, 2 – полная модель "ВТС-моногруз", как сложной динамической системы, 3 – данные летных испытаний.

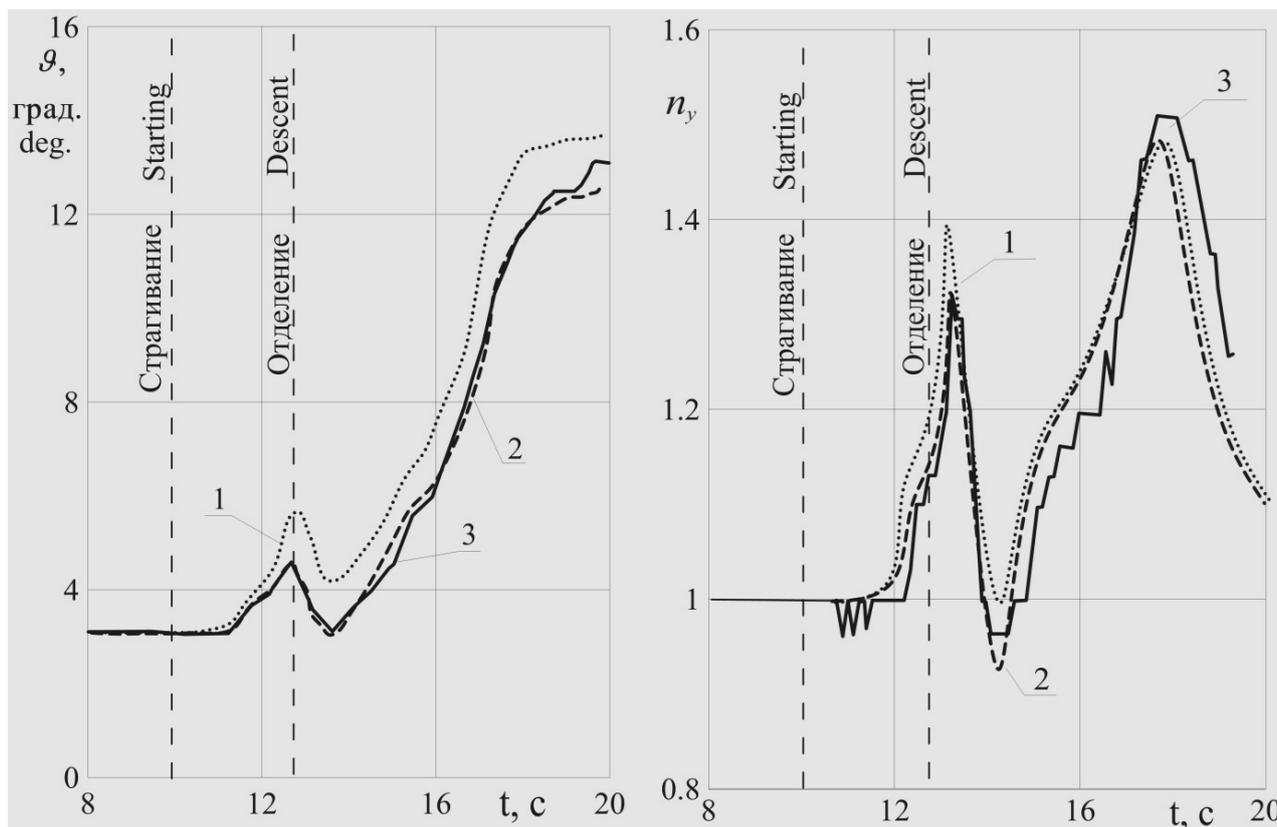


Рис. 4. Изменение угла тангажа (слева) и нормальной перегрузки (справа)  
Fig. 4. The variation of angle of pitch (left) and of normal load factor (right)

Очевидно, что полная модель «ВТС – моногруз» как сложной динамической системы позволяет наиболее достоверно моделировать изменение параметров полета при десантировании моногруза [11].

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Получена математическая модель динамики военно-транспортного самолета с системой управления при десантировании моногрузов, описывающая состояние системы «ВТС – моногруз», как материальной системы твердых тел. Модель учитывает существенное влияние сил и моментов, вызванных движением моногруза, на динамику военно-транспортного самолета. Это позволяет достоверно оценивать состояние самолета в процессе моделирования при любых значениях скорости тангажа, нормальной перегрузки, а также массах моногрузов и вариантах их размещения, что подтверждается высокой сходимостью результатов моделирования с данными летных испытаний.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д., Шинькарук А.С.** Проблемы устойчивости и управляемости военно-транспортного самолета в условиях сброса моногруза // Труды XIV Всероссийской научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов «Авиакосмические технологии – 2013». Воронеж, 2013. С. 367–373.
2. **Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д.** Обоснование автоматизации управления военно-транспортным самолетом в условиях десантирования моногрузов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23, № 3. С. 121–128.
3. **Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д.** Способ адаптивного управления военно-транспортным самолетом при беспарашютном десантировании моногруза // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=72913>
4. **Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д.** Особенности создания математической модели движения военно-транспортного самолета при десантировании моногруза // Тезисы докладов II Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки». Воронеж, 2015. 11–13 февраля 2015. С. 104–105.
5. **Вахрушев Д.Э., Агафонова О.А.** Создание математической модели десантирования грузов и личного состава с самолета Ил-76МД-90А [Электронный ресурс] / Материалы II научно-технической конференции ПАО «ОАК». 2015. URL: <http://uacrussia.ru/ru/press-center/news/oak-opredelil-luchshie-nauchno-tekhnicheskie-raboty-molodykh-spetsialistov> (дата обращения: 11.10.2016).
6. **Чуркин В.М.** Программный модуль приближенного исследования раскрытия купола парашюта // Труды «МАИ». 2011. № 49. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=27968>
7. **Нелюбов А.И.** Математическое моделирование движения летательных аппаратов // Летные характеристики и боевое маневрирование летательных аппаратов / под ред. А.М. Тарасенкова. Выпуск 1. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985. 70 с.
8. **Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В.** Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Физматлит, 1995. 736 с.
9. ГОСТ 20058-80. Динамика полета летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981. 52 с.
10. **Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г.** Крыло в нестационарном потоке газа. М.: Наука, 1971. 768 с.
11. **Кубланов М.С.** Проверка адекватности математических моделей // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 211 (1). С. 29–36.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

**Кузнецов Александр Дмитриевич**, адъюнкт Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», [adkuznetsov@yandex.ru](mailto:adkuznetsov@yandex.ru).

## A MATHEMATICAL MODEL OF THE MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT MOVEMENT AT CARGO ITEM DROP

**Aleksander D. Kuznetsov<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*Air force academy named after professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russia*

## ABSTRACT

The controllability of military transport aircraft deteriorates at heavy single piece landing. To solve this problem and a specific methodology for pilotage of the pre-emption, and automation tools are being developed. Preliminary study of

pilotage technique and automatic control algorithm demand a reliable mathematical model of aircraft dynamics at cargo item drop. Such model should take into account significant change in the position of the aircraft center of mass and aircraft inertia tensor. Simplified models were based on modeling the movement of the center of mass and rotation around the center of mass of the aircraft. Such models do not take into account the inertial forces and moments of moving a cargo item. This circumstance does not allow to obtain reliable results in the simulation. The article presents the description of the complete mathematical model of the movement of military transport aircraft in landing of a cargo item. Examines the complex material system of solids and a detailed description of the properties of its components. The equations of motion of the aircraft as a system carrier (aircraft without a cargo item) and wear (of moving a cargo item) bodies to reflect the changes in the inertia tensor. The functioning of the power plant, steering actuators, flight control system, an exhaust chute, the sensors of the primary information are taken into account. The equations of motion for systems of bodies projected on the aircraft reference plane are being recorded. This approach takes into account changes of the inertia tensor and the position of the main central axes of inertia in the process of landing of a cargo item. It allows us to simulate the condition of the aircraft at all speeds of the pitch, normal overload, and masses of single piece and placement, as evidenced by the high convergence of modeling results with data from flight tests.

**Key words:** mathematical model, flight dynamics, landing, cargo item, military transport plane, dynamic system.

## REFERENCES

**1. Vereschikov D.V., Kuznecov A.D., Shin'karuk A.S.** *Problemy ustoychivosti i upravlyаемости voenno-transportnogo samoleta v usloviyakh sbrosa monogruza* [Problems of stability and controllability of a military transport aircraft in case of the cargo item dropping]. *Trudy XIV Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov "Aviakosmicheskie tekhnologii – 2013"* [Proceedings of the XIV All-Russian scientific and technical conference and school of young scientists and students "Aerospace Technologies – 2013"]. Voronezh, 2013, pp. 367–373. (in Russian)

**2. Vereschikov D.V., Kuznecov A.D.** *Obosnovanie avtomatizatsii upravleniya voenno-transportnym samoletom v usloviyakh desantirovaniya monogruzov* [Justification of automation of military transport aircraft control in case of the cargo item dropping]. *Vestnik Moskovskogo aviatzionnogo instituta* [Bulletin of the Moscow Aviation Institute], 2016, vol. 23, no. 3, pp. 121–128. (in Russian)

**3. Vereschikov D.V., Kuznecov A.D.** *Sposob adaptivnogo upravleniya voenno-transportnym samoletom pri besparashyutnom desantirovanii monogruza* [Adaptive control method of military transport aircraft at the cargo item gravity dropping]. *Trudy MAI* [Proceedings of the MAI], 2016, no. 89. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=72913&eng=Y> (in Russian)

**4. Vereshnikov D.V., Kuznecov A.D.** *Osobennosti sozdaniya matematicheskoi modeli dvizheniya voenno-transportnogo samoleta pri desantirovanii monogruza* [Features of creation of mathematical models of the motion of military transport aircraft in case of the cargo item dropping]. *Tezisy dokladov II Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Aktual'nye voprosy issledovaniya v avionike: teoriya, obsluzhivanie, razrabotki". Voronezh. 11–13 fevralya 2015.* [Abstracts of the II All-Russian scientific-practical conference "Actual problems of research in avionics theory, service, development". Voronezh. 11–13 February 2015]. Voronezh, 2015, pp. 104–105 (in Russian)

**5. Vahrushev D.Eh., Agafonova O.A.** *Sozdanie matematicheskoy modeli desantirovaniya gruzov i lichnogo sostava s samoleta Il-76MD-90A* [A mathematical model creating for the cargo and personnel dropping from the Il-76MD-90A] [Elektronnyi resurs]. *Materialy II nauchno-tekhnicheskoi konferentsii PAO "OAK". 2015* [Proceedings of the II Scientific Conference of PJSC "KLA". 2015]. Available at: <http://uacrussia.ru/ru/press-center/news/oak-opredelil-luchshie-nauchno-tekhnicheskie-raboty-molodykh-spetsialistov> (accessed 11.10.2016). (in Russian)

**6. Churkin V.M.** *Programmnyi modul' priblizhennogo issledovaniya raskrytiya kupola parashyuta* [The software module of an approximate dome parachute opening study]. *Trudy MAI* [Proceedings of the MAI], 2011, no. 49. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=27968> (in Russian)

**7. Nelyubov A.I.** *Matematicheskoye modelirovaniye dvizheniya letatel'nykh apparatov* [Mathematical modeling of aircraft movement]. *Lotnyye kharakteristiki i boyevoye manevrirovaniye letatel'nykh apparatov* [The flight characteristics and combat maneuvering of aircraft]. Issue 1, Moscow, Zhukovsky Academy Publ.1985. 70 p. (in Russian)

**8. Morozov V.I., Ponomarev A.T., Rysev O.V.** *Matematicheskoe modelirovanie slozhnykh aerouprugikh sistem* [Mathematical modeling of complex aeroelastic systems]. Moscow. [Physical and Mathematical Literature Publ.]. 1995. 736 p. (in Russian)

**9. GOST 20058-80.** *Dinamika poleta letatel'nykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i oboznacheniya* [Aircraft flight dynamics in atmosphere. Terms, definitions and designations]. Moscow. [Publishing standards]. 1981. 52 p. (in Russian)

**10. Belotserkovsky S.M., Skripach B.K., Tabachnikov V.G.** *Krylo v nestatsionarnom potoke gaza* [A wing in non-stationary gas flow]. Moscow. [Science Publ.]. 1971, 768 p. (in Russian)

**11. Kublanov M.S.** *Proverka adekvatnosti matematicheskikh modelei* [Verification Mathematical Model Adequacy]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2015, no. 211, pp. 29–36. (in Russian)

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Kuznetsov Aleksander Dmitrievich**, adjunct of Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, [adkuznetsov@yandex.ru](mailto:adkuznetsov@yandex.ru).