

Влияние неравенства главных моментов инерции на вращательное движение летательного аппарата

© В.В. Корянов, А.С. Кухаренко

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Представлен анализ вращательного движения летательного аппарата, главные моменты инерции которого не равны между собой. Его прототипом послужила крылатка ясеня, полет которой происходит в режиме авторотации. С целью исследовать движение такого летательного аппарата составлена математическая модель его углового движения. Решение уравнений, входящих в эту модель, проведено методом Рунге — Кутты 4-го порядка с помощью разработанного программного обеспечения. Анализ полученных результатов позволил сделать вывод о влиянии значений моментов инерции на характер переходного процесса. Такая математическая модель применима для исследования движения спускаемого аппарата, управляемого методом поворота полезной нагрузки. Вследствие изменения углового положения полезной нагрузки, а также деформации гибких элементов аппарата может возникнуть аналогичное распределение масс. Таким образом, исследования проведены для анализа условий, при которых летательный аппарат входит в режим авторотации, а также для применения или устранения этого эффекта в технике.

Ключевые слова: тензор инерции, математическая модель, дифференциальные уравнения, годограф, угол атаки, угол скольжения, летательный аппарат, угловая скорость, крылатка ясеня

Введение. В природе существуют летательные аппараты (ЛА), полет которых происходит в режиме авторотации, например, крылатки семян клена, сосны, ели и ясеня. Наименьшее количество аэродинамических асимметрий и асимметрий в распределении масс имеет крылатка семян ясеня (рис. 1, а), поэтому она и послужила прототипом исследуемого ЛА (рис. 1, б).

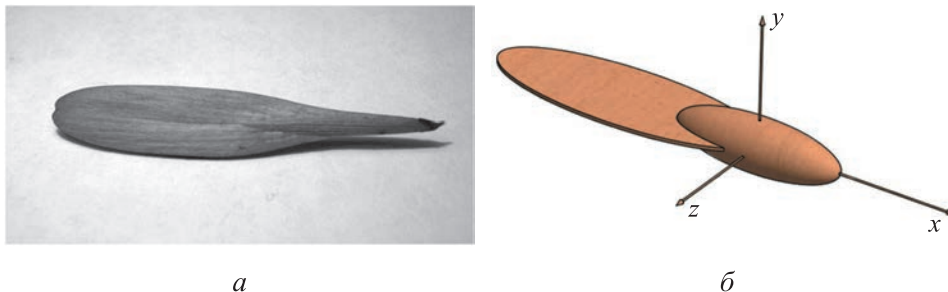


Рис. 1. Крылатка семян ясеня (а) и эквивалентная ей модель летательного аппарата (б)

Исследованию движения крылатки семян ясеня посвящены работы [1, 2], в которых рассмотрен установившийся режим движения. Однако не при любых начальных условиях движения подобные ей ЛА входят в режим авторотации. Цель настоящей работы — представить исследования условий, при которых ЛА выходит на такой режим, для того чтобы получить возможность применять или устранять авторотацию в технике. В процессе исследования была разработана математическая модель углового движения аппарата. Решение уравнений этой модели выполнено с помощью разработанного программного обеспечения, реализующего метод Рунге — Кутты 4-го порядка. По результатам этого решения проведен анализ переходных режимов.

Математическая модель углового движения летательного аппарата. В работе рассмотрено угловое движение ЛА с тремя степенями свободы относительно центра масс. Следовательно, при решении задачи для оценки его движения необходимо задать три независимых угловых параметра [3].

Для описания углового положения введем неподвижную систему координат $x_{ст}, y_{ст}, z_{ст}$. Вектор скорости набегающего потока направлен вдоль оси $x_{ст}$. Для расчета действующих на ЛА аэродинамических сил используем скоростную систему координат x_a, y_a, z_a . Ось x_a совпадает с осью $x_{ст}$. Таким образом, системы координат $x_{ст}, y_{ст}, z_{ст}$ и x_a, y_a, z_a связаны углом поворота относительно оси $x_{ст}$ на угол γ . Динамические уравнения вращательного движения записаны в связанной системе координат x, y, z , которая связана со скоростной через угол атаки α и угол скольжения β .

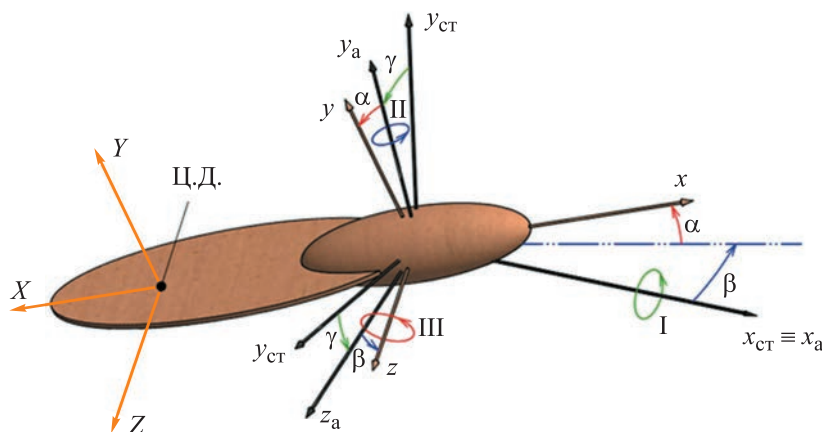


Рис. 2. Схема, согласно которой составлена математическая модель вращательного движения ЛА:

α — угол атаки; β — угол скольжения; γ — угол крена; X — продольная сила; Y — нормальная сила; Z — боковая сила; Ц.Д. — центр давления ЛА

Таким образом, для оценки движения ЛА в качестве независимых параметров использованы углы γ , β и α (рис. 2). Схема, согласно которой составлена математическая модель углового движения ЛА, приведена на рис. 2.

Система дифференциальных уравнений [4, 5] вращательного движения ЛА записывается в виде

$$\begin{cases} \frac{d\bar{K}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{K} = \bar{M}; \\ \frac{dA}{dt} = \Omega \cdot A. \end{cases} \quad (1)$$

В выражения (1) введены следующие обозначения:

$\frac{d\bar{K}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{K} = \bar{M}$ — динамическое уравнение вращательного движения ЛА, основывающееся на теореме об изменении кинетического момента $\left(\frac{d\bar{K}}{dt} \right.$ — производная от вектора кинетического момента в подвижной системе координат; $\bar{\omega}$ — вектор угловой скорости);

$\frac{dA}{dt} = \Omega \cdot A$ — кинематическое уравнение Пуассона [6];

$\bar{K} = J \cdot \bar{\omega}$ — вектор кинетического момента;

$J = \begin{pmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{pmatrix}$ — тензор инерции исследуемого ЛА

($J_{xx} \neq J_{yy} \neq J_{zz}$);

$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix}$ — матрица угловых скоростей;

$A = A_\alpha A_\beta A_\gamma$ — матрица направляющих косинусов между связан-

ной и земной системами координат ($A_\alpha = \begin{pmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma & 0 \\ -\sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$ — мат-

рица направляющих косинусов при повороте вокруг оси z на угол α ;

$A_\beta = \begin{pmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{pmatrix}$ — матрица направляющих косинусов при

повороте вокруг оси y_a на угол β ; $A_\gamma = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix}$ — матри-

ца направляющих косинусов при осуществлении поворота вокруг оси x_{ct} на угол γ);

$\bar{M} = \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix}$ — вектор момента внешних сил относительно центра

инерции.

В рассматриваемом случае внешние силы обусловлены взаимодействием ЛА с набегающим потоком.

Преобразуем динамическое уравнение вращательного движения ЛА путем переноса векторного произведения $\bar{\omega} \times \bar{K}$ в правую часть равенства

$$\frac{d\bar{K}}{dt} = \bar{M} - \bar{\omega} \times \bar{K}.$$

Запишем производную от кинетического момента в следующем виде:

$$\frac{d\bar{K}}{dt} = \frac{dJ \cdot \bar{\omega}}{dt} = J \cdot \frac{d\bar{\omega}}{dt}. \quad (2)$$

Подставим (2) в динамическое уравнение вращательного движения ЛА:

$$J \cdot \frac{d\bar{\omega}}{dt} = \bar{M} - \bar{\omega} \times \bar{K}. \quad (3)$$

Умножим левую и правую части выражения (3) на матрицу J^{-1} :

$$J^{-1} \cdot J \cdot \frac{d\bar{\omega}}{dt} = J^{-1} \cdot (\bar{M} - \bar{\omega} \times \bar{K}).$$

В результате получим выражение

$$\frac{d\bar{\omega}}{dt} = J^{-1} \cdot (\bar{M} - \bar{\omega} \times \bar{K}), \quad (4)$$

где

$$J^{-1} = \begin{pmatrix} \frac{1}{J_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_{zz}} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Раскроем векторное произведение $\bar{\omega} \times \bar{K}$:

$$\bar{\omega} \times \bar{K} = \begin{pmatrix} \omega_y J_{zz} \omega_z - \omega_z J_{yy} \omega_y \\ \omega_z J_{xx} \omega_x - \omega_x J_{zz} \omega_z \\ \omega_x J_{yy} \omega_y - \omega_y J_{xx} \omega_x \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_y \omega_z (J_{zz} - J_{yy}) \\ \omega_z \omega_x (J_{xx} - J_{zz}) \\ \omega_x \omega_y (J_{yy} - J_{xx}) \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Подставив (6) и (5) в (4), приходим к выражению

$$\frac{d\bar{\omega}}{dt} = \begin{pmatrix} \frac{1}{J_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_{zz}} \end{pmatrix} \cdot \left(\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \omega_y \cdot \omega_z (J_{zz} - J_{yy}) \\ \omega_z \cdot \omega_x (J_{xx} - J_{zz}) \\ \omega_x \cdot \omega_y (J_{yy} - J_{xx}) \end{pmatrix} \right).$$

После преобразований система динамических уравнений вращательного движения для рассматриваемого ЛА примет вид

$$\frac{d\bar{\omega}}{dt} = \begin{pmatrix} \frac{M_x - \omega_y \cdot \omega_z (J_{zz} - J_{yy})}{J_{xx}} \\ \frac{M_y - \omega_z \cdot \omega_x (J_{xx} - J_{zz})}{J_{yy}} \\ \frac{M_z - \omega_x \cdot \omega_y (J_{yy} - J_{xx})}{J_{zz}} \end{pmatrix}. \quad (7)$$

Анализ формулы (7) позволяет сделать вывод о том, что неравенство главных моментов инерции, а также несовпадение вектора угловой скорости с одной из осей связанной системы координат приводит к появлению перекрестных связей. Эти связи заключаются в том, что наличие угловых скоростей вокруг двух осей связанной системы координат приводит к появлению угловой скорости вокруг третьей оси.

В уравнение (7) введем следующие обозначения: $k_1 = (J_{zz} - J_{yy})$; $k_2 = (J_{xx} - J_{zz})$; $k_3 = (J_{yy} - J_{xx})$. Тогда оно примет вид

$$\frac{d\bar{\omega}}{dt} = \begin{pmatrix} \frac{M_x - \omega_y \cdot \omega_z \cdot k_1}{J_{xx}} \\ \frac{M_y - \omega_z \cdot \omega_x \cdot k_2}{J_{yy}} \\ \frac{M_z - \omega_x \cdot \omega_y \cdot k_3}{J_{zz}} \end{pmatrix}. \quad (8)$$

Использование полученного уравнения (8) упрощает анализ результатов решения уравнений математической модели углового движения.

Массовые, габаритные и инерционные характеристики исследуемого ЛА. Размеры рассматриваемого аппарата приведены на рис. 3.

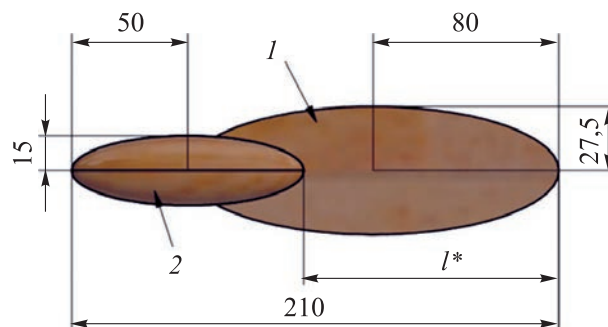


Рис. 3. Схема исследуемого летательного аппарата:
 l — лепесток; 2 — полезная нагрузка ЛА (размер l^* варьировался при проведении исследований)

Летательный аппарат и полезная нагрузка имеют форму эллипса и вытянутого сфероида соответственно. Толщина лепестка составляет 1 мм, масса ЛА из материала плотностью $0,7 \text{ г/мм}^3$ равна 35 г при $l^* = 110 \text{ мм}$ и 34,5 г при $l^* = 60 \text{ мм}$.

Инерционные свойства (тензор инерции) ЛА:

$$\text{при } l^* = 110 \text{ мм } J = \begin{pmatrix} 3,7 \cdot 10^{-6} & 0 & 0 \\ 0 & 39,9 \cdot 10^{-6} & 0 \\ 0 & 0 & 39,0 \cdot 10^{-6} \end{pmatrix};$$

$$\text{при } l^* = 60 \text{ мм } J = \begin{pmatrix} 3,3 \cdot 10^{-6} & 0 & 0 \\ 0 & 35,0 \cdot 10^{-6} & 0 \\ 0 & 0 & 34,6 \cdot 10^{-6} \end{pmatrix}.$$

Решение математической модели и анализ движения ЛА.

Анализ движения аппарата вокруг центра масс с возникающими перекрестными связями проведен при следующих начальных условиях движения:

$$\bar{\omega} = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0,1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \text{ [рад/с]; } \beta = 0; \alpha = 85^\circ; \gamma = 0;$$

скорость набегающего потока $V_\infty = 5$ м/с направлена вдоль оси $u_{ст}$; плотность набегающего потока $\rho_\infty = 1,225$ кг/м³.

Такие начальные условия аналогичны начальным условиям движения крылатки семян ясеня при срыве с дерева. При этом набегающий поток создает момент относительно оси z , приводящий к возникновению угловой скорости ω_z . В результате появляются условия для вращательного движения вокруг оси со средним моментом инерции. Однако это движение будет неустойчивым из-за наличия перекрестных связей [7].

Результаты решения уравнений математической модели для двух значений l^* представлены в виде графических зависимостей, отображающих годограф вектора угловой скорости в подвижной системе координат x, y, z (рис. 4). Начало вектора находится в точке с координатами $(\omega_{x_0}, \omega_{y_0}, \omega_{z_0})$, которая на рисунке выделена полужирным начертанием. Пронумерованные стрелки указывают направление движения конца вектора, а номерами 1–5 (см. рис. 4, а) и 1–6 (см. рис. 4, б) задана последовательность движения.

Сопоставление результатов, представленных на рис. 4, а и б, позволяет сделать вывод о характере движения конца вектора угловой скорости, который по окончании переходного процесса движется по эллиптической траектории. Вид и длительность переходного процесса зависят от массово-инерционных свойств ЛА. Это объясняется тем, что при изменении инерционных свойств изменяются и коэффициенты k_1, k_2, k_3 в уравнении (8), влияющие на переходный процесс в системе. Переходный процесс при меньших значениях моментов инерции, т.е. при $l^* = 60$ мм меньше по времени, чем при $l^* = 110$ мм. После выхода на установившийся режим проекции угловых скоростей ω_x, ω_y совершают колебания, обусловленные движением конца вектора угловой скорости по эллиптической траектории. Их ампли-

туда также зависит от l^* , влияющей на тензор инерции. Таким образом, посредством смещения полезной нагрузки можно управлять переходным процессом рассматриваемого ЛА.

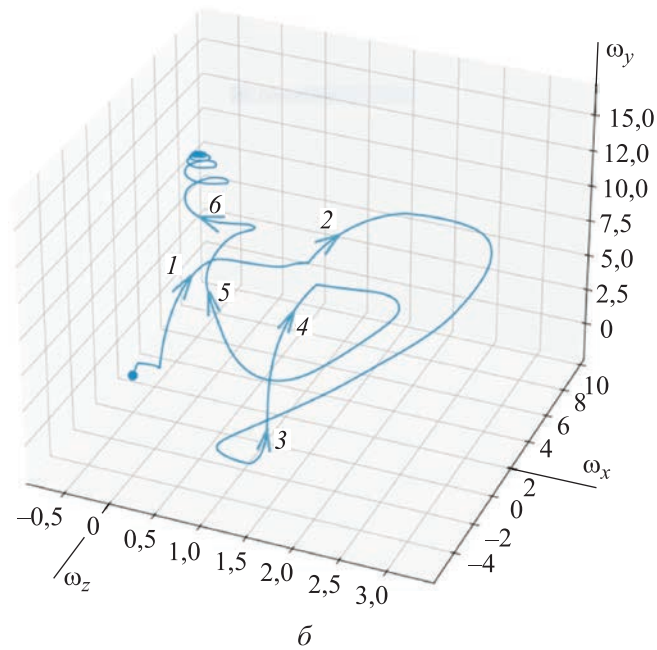
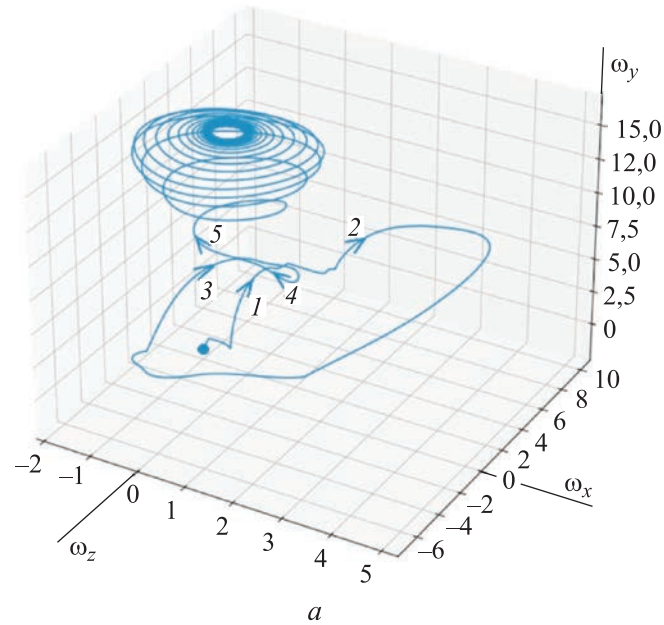


Рис. 4. Годограф вектора угловой скорости при l^* , равной 110 мм (а) и 60 мм (б)

Разработанное программное обеспечение позволило проанализировать зависимость угловой скорости аппарата в подвижной системе координат от времени. Графики зависимости угловой скорости ω_y от времени при различных значениях размера l^* приведены на рис. 5. Их анализ позволяет сделать вывод о том, что с определенного момента времени значение ω_y остается постоянным вследствие наличия демпфирования в системе.

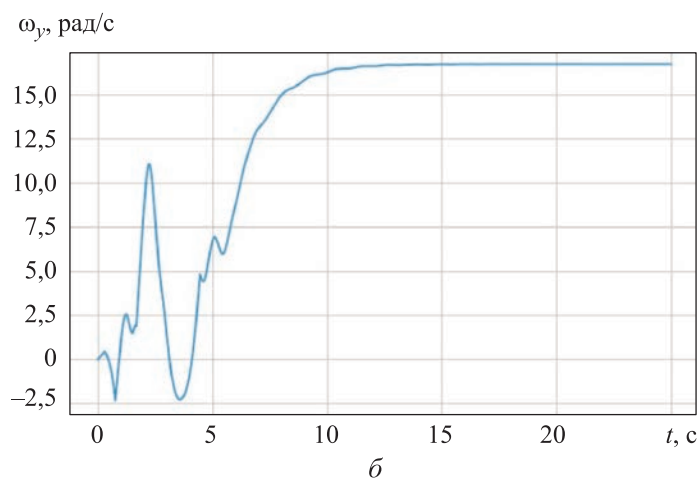
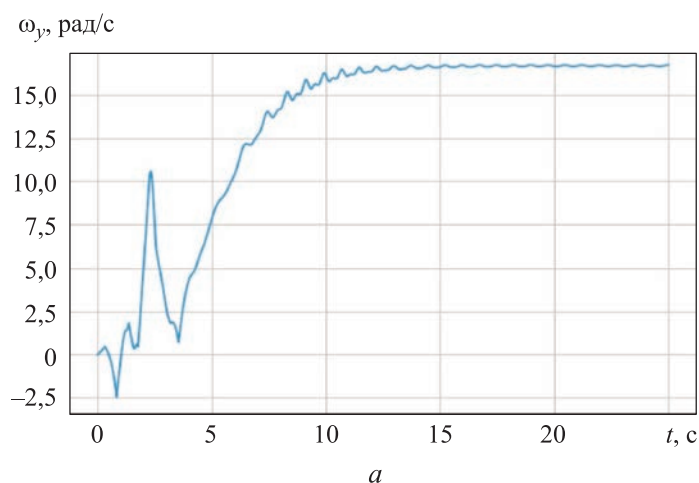


Рис. 5. Зависимость угловой скорости ω_y от времени при l^* , равной 110 мм (а) и 60 мм (б)

Зависимость изменения угла скольжения от времени, приведенная на рис. 6, по окончании переходного процесса носит монотонный характер, что соответствует знакопостоянству угловой скорости ω_y .

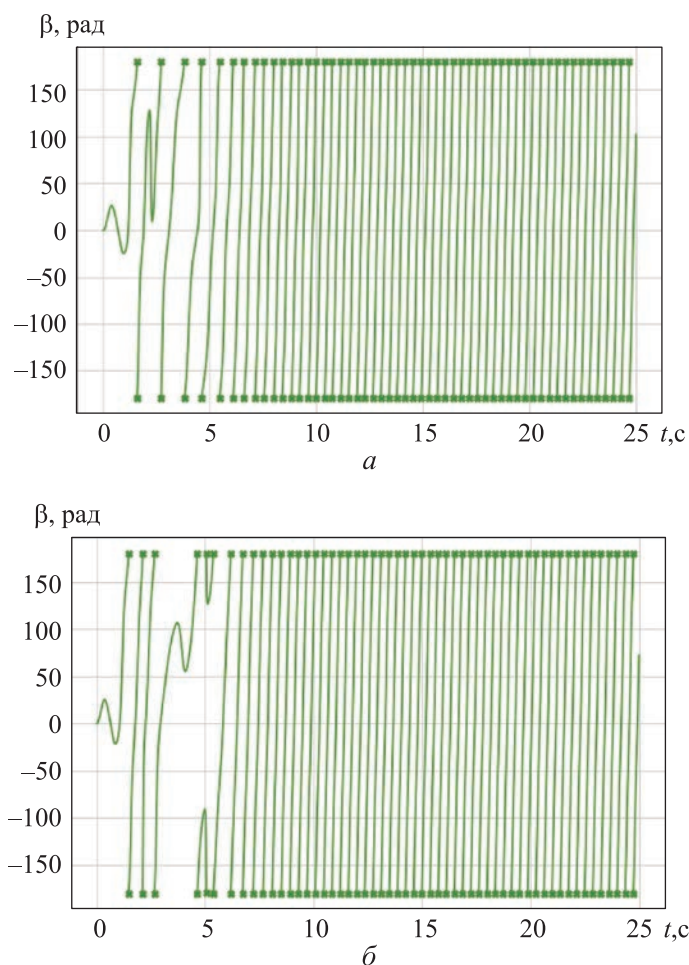


Рис. 6. Зависимость изменения угла скольжения β от времени при l^* , равной 110 мм (а), и l^* , равной 60 мм (б)

Заключение. Разработанная математическая модель движения крылатки семян ясеня позволила выполнить анализ углового движения ЛА в режиме перехода к авторотации. Основной особенностью этого аппарата является существенное различие между главными моментами инерции. По результатам анализа углового движения сделан вывод о том, что при начальных условиях, соответствующих созданию момента относительно оси со средним моментом инерции (в рассматриваемом случае — оси z), вектор угловой скорости изменяет направление таким образом, что установившееся движение происходит вдоль оси y с наибольшим моментом инерции. В установившемся режиме конец вектора угловой скорости движется по эллиптической траектории.

Анализ представленных результатов моделирования переходного процесса позволил выявить влияние коэффициентов k_1, k_2, k_3 на время и характер переходного процесса.

Разработанная математическая модель и программное обеспечение дают возможность исследовать процесс движения ЛА и тел искусственного происхождения, у которых существует или возникает аналогичное распределение масс. Например, подобный эффект возможен у спускаемых аппаратов с надувным тормозным устройством. Такое перераспределение масс отмечается в результате деформации тормозного устройства космического аппарата [8–10], что в дальнейшем приводит к авторотации и последующему разрушению конструкции. Выявить эти негативные явления помогут математическое моделирование и учет условий переходного процесса. Математическая модель позволит сформулировать требования к системе управления спускаемым аппаратом, который реализует принцип управления методом изменения углового положения полезной нагрузки [11].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Greene D.F., Johnson E.A. The aerodynamics of plumed seeds. *Functional Ecology*, 1990, vol. 4, pp. 117–125. <https://doi.org/10.2307/2389661>
- [2] Azuma A., Yasuda K. flight performance of rotary seeds. *Journal of Theoretical Biology*, 1989, vol. 138, pp. 23–53. [https://doi.org/10.1016/S0022-5193\(89\)80176-6](https://doi.org/10.1016/S0022-5193(89)80176-6)
- [3] Дронг В.И., Дубинин В.В., Ильин М.М. и др. *Курс теоретической механики*. К.С. Колесников, ред. 3-е изд., стереотип. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 736 с.
- [4] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011, 407 с.
- [5] Корянов В.В. *Динамика движения спускаемых аппаратов в атмосфере планеты*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, 108 с.
- [6] Челноков Ю.Н. *Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 512 с.
- [7] Ashbaugh M.S., Chiconc C.C., Cushman R.H. The twisting tennis racket. *Journal of Dynamics and Differential Equations*, 1991, vol. 3, no. 1, pp. 67–85.
- [8] Казаковцев В.П., Корянов В.В., Топорков А.Г. Влияние надувного тормозного устройства на динамику углового движения космического спускаемого аппарата. *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 3, с. 83–88.
- [9] Hughes S.J., Dillman R.A., Starr B.R., Stephan R.A., Lindell M.C., Player Ch.J., Cheatwood F. McNeil. Inflatable Re-Entry Vehicle Experiment (IRVE) design overview. *AIAA Paper* 2005-1636. May 2005.
- [10] Кухаренко А.С. Исследование движения спускаемого аппарата в атмосфере планеты с учетом асимметрии. *Политехнический молодежный журнал*, 2021, № 04 (57). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2021-04-691>
- [11] Корянов В.В., Кухаренко А.С. Оценка параметров движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством путем отклонения элементов конструкции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 4 (124). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2174>

Статья поступила в редакцию 09.01.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Корянов В.В., Кухаренко А.С. Влияние неравенства главных моментов инерции на вращательное движение летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2254>

Корянов Всеволод Владимирович — канд. техн. наук, доцент, первый заместитель заведующего кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 200 научных работ в области моделирования баллистики и динамики движения космических и спускаемых аппаратов. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Кухаренко Андрей Сергеевич — аспирант 1-го курса МГТУ им. Н.Э. Баумана, кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов». e-mail: kuharenko-as@mail.ru

Influence of the inertia resultant moments inequality on the aerial vehicle rotational motion

© V.V. Koryanov, A.S. Kukharenko

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper analyzes rotational motion of an aerial vehicle, which inertia resultant moments are not equal to each other. An ash seed served as the prototype of such an aerial vehicle, as the seed flies in the autorotation mode. Mathematical model of the aerial vehicle angular motion was compiled to study its movement. Mathematical model equations were solved by the 4th order Runge—Kutta Method using the developed software. Analysis of the results obtained made it possible to make a conclusion about the influence of the inertia moments magnitude on the transient process nature. The resulting mathematical model could be applied in studying the descent vehicle motion controlled by the payload rotation method. As a result of altering the payload angular position, as well as of deformation of the descent vehicle flexible elements, similar mass distribution could be obtained. Thus, research is being carried out to analyze conditions, under which the aerial vehicle enters the autorotation mode, and whether this effect could be applied or eliminated in technology.

Keywords: *inertia tensor, mathematical model, differential equations, hodograph, attack angle, slip angle, aerial vehicle, angular velocity*

REFERENCES

- [1] Greene D.F., Johnson E.A. The aerodynamics of plumed seeds. *Functional Ecology*, 1990, vol. 4, pp. 117–125. <https://doi.org/10.2307/2389661>
- [2] Azuma A., Yasuda K. Flight performance of rotary seeds. *Journal of Theoretical Biology*, 1989, vol. 138, pp. 23–53. [https://doi.org/10.1016/S0022-5193\(89\)80176-6](https://doi.org/10.1016/S0022-5193(89)80176-6)
- [3] Drong V.I., Dubinin V.V., Ilyin M.M. *Kurs teoreticheskoy mekhaniki* [Course of theoretical mechanics] K.S. Kolesnikov, ed. 3rd ed., stereotyp. Moscow, BMSTU Publ., 2005, 736 p.
- [4] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Aerial vehicle ballistics and guidance]. Moscow, Binom, Laboratoriya Znaniy Publ., 2011, 407 p. ISBN 978-5-9963-0531-5
- [5] Koryanov V.V. *Dinamika dvizheniya spuskayemykh apparatov v atmosfere planety* [Descent vehicle motion dynamics in the atmosphere of a planet]. Moscow, BMSTU Publ., 2021, 108 p.
- [6] Chelnokov Yu.N. *Kvaternionnye i bikvaternionnye modeli i metody mekhaniki tverdogo tela i ikh prilozheniya. Geometriya i kinematika dvizheniya* [Quaternion and byquaternion models and methods of a solid body and applications thereof. Geometry and kinematics of motion]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 512 p. ISBN 5-9221-0680-5
- [7] Ashbaugh M.S., Chiconc C.C., Cushman R.H. The twisting tennis racket. *Journal of Dynamics and Differential Equations*, 1991, vol. 3, no. 1, pp. 67–85.
- [8] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Toporkov A.G. Vliyaniye naduvnogo tormoznogo ustroystva na dinamiku uglovogo dvizheniya kosmicheskogo spuskayemogo apparata [Impact of inflatable braking device on dynamics of angular motion of space descent vehicle]. *Vestnik FGUP NPO imeni S.A. Lavochkina — Bulletin of Lavochkin Association*, 2017, no. 3, pp. 83–88.

- [9] Hughes S.J., Dillman R.A., Starr B.R., Stephan R.A., Lindell M.C., Player Ch.J., Cheatwood F. McNeil. Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) design overview. *AIAA Paper*, 2005–1636, May 2005.
- [10] Kukharenko A.S. Issledovanie dvizheniya spuskayemogo apparata v atmosfere planety u uchetom asimmetrii. [Investigation of the movement of the descent vehicle in the planet's atmosphere taking into account the asymmetry]. *Politekhnicheskiiy molodezhnyi zhurnal — Politechnical Student Journal*, 2021, no. 04 (57). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2021-04-691>
- [11] Koryanov V.V., Kukharenko A.S. Otsenka parametrov upravlyаемого dvizheniya spuskayemogo apparata s naduvnym tormoznym ustroystvom putem otkloneniya elenmentov konstruksii [Deflection of structural elements in estimating parameters of the controlled motion of the descent vehicle with an inflatable braking device]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 4 (124). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2174>

Koryanov V.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, First Deputy Head of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 200 scientific papers in the ballistics simulation and motion dynamics of spacecraft and descent vehicles.
e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Kukharenko A.S., 1st year PG, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: kuharenko-as@mail.ru