

Моделирование движения автомата перекоса виртуальных моделей марсианских летательных аппаратов вертолетного типа

Е. В. Страшнов¹

¹ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, Москва, Россия, strashnov_evg@mail.ru

Аннотация. В работе рассматривается задача моделирования движения автомата перекоса несущих винтов летательных аппаратов вертолетного типа в системах виртуального окружения. Для ее решения предлагается подход, в котором вычисление координат составных частей механизма осуществляется без учета их динамики. При реализации такого подхода был задействован метод Ньютона-Рафсона для решения систем нелинейных уравнений. Апробация предлагаемых в статье методов и подходов была проведена в разработанном комплексе виртуального окружения на примере моделирования движения виртуальной модели марсианского вертолета соосной схемы. Результаты апробации показали адекватность и эффективность предложенных в статье решений и их применимость для систем виртуального окружения.

Ключевые слова: винтокрылый летательный аппарат, несущий винт, автомат перекоса, шаг винта, метод Ньютона-Рафсона, системы виртуального окружения

1. Введение

Полет винтокрылых летательных аппаратов осуществляется за счет подъемной силы, создаваемой одним или несколькими несущими винтами. При этом взлет, посадка, горизонтальный полет и маневрирование вертолетов обеспечивается за счет автомата перекоса несущего винта. Автомат перекоса представляет собой механизм с приводом одного или нескольких двигателей, который изменяет угол установки лопасти винта (шаг винта) в зависимости от того, где лопасть оказывается в определенный момент времени при вращении винта как единого целого.

В данной статье рассматриваются марсианские летательные аппараты вертолетного типа. Одна из задач для таких аппаратов состоит в обучении операторов навыкам дистанционного управления ими с помощью специальных пультов. Однако тренировка с использованием реальных летательных аппаратов может привести к их поломке. Альтернативный подход заключается в том, чтобы проводить обучение на виртуальных моделях летательных аппаратов в виртуальной среде. Качество такого обучения непосредственно зависит от точности и адекватности математических моделей, применяемых для реализации движения виртуальных летательных аппаратов. Поэтому разработка методов и подходов моделирования движения летательных аппаратов вертолетного типа в системах виртуального окружения является важной и актуальной задачей.

Существующие методы и подходы моделирования движения летательных аппаратов верто-

летного типа [1] – [5] основаны на законах аэродинамики. Математическая модель динамики вертолета зависит от его конструкции и схемы расположения винтов. Например, динамика вертолета соосной схемы описывается дифференциальными и нелинейными уравнениями относительно его координат и индуцированных скоростей воздушного потока верхнего и нижнего винта [6]. В свою очередь, механизм автомата перекоса вертолета представляет собой систему шарнирно связанных тел, содержащую замкнутые кинематические цепи [7]. Один из подходов для моделирования динамики таких систем основан на применении метода множителей Лагранжа [8], [9] с обеспечением голономных связей, накладываемых на координаты тел. В этом методе задача сводится к вычислению неизвестных величин множителей Лагранжа (сил и моментов) на каждом шаге моделирования путем решения громоздкой системы линейных уравнений. Для ее решения, как правило, используются численные итерационные методы. Проблема такого подхода заключается в том, что моделирование динамики объектов в системах виртуального окружения необходимо осуществлять в масштабе реального времени. Поэтому в этих методах число итераций меньше, чем необходимо, и это приводит к тому, что в процессе моделирования из-за высокой скорости вращения винта голономные связи механизма автомата перекоса будут нарушаться.

В данной работе предлагается подход, основанный на кинематическом способе расчета движения механизма автомата перекоса вертолета. В предлагаемом подходе для вычисления коор-

динат звеньев механизма был задействован метод Ньютона-Рафсона решения систем нелинейных уравнений. Обоснование правомерности такого подхода базируется на том факте, что автомат перекоса обеспечивает только установку общего и циклического шага винта. При этом само движение автомата перекоса не оказывает существенного влияния на динамику основной части вертолета и его аэродинамические характеристики. Апробация предлагаемых в статье решений была проведена в программном комплексе виртуального окружения VirSim [10] на примере моделирования движения марсианского вертолета с соосным расположением винтов, которая показала их адекватность и эффективность.

2. Автомат перекоса

Автомат перекоса представляет собой механизм для управления углами установки лопастей винта. При его одновременном изменении для всех лопастей винта (общий шаг винта) изменяется подъемная сила, что обеспечивает управление вертикальным движением вертолета. В свою очередь горизонтальное движение вертолета достигается за счет разных углов установки лопастей винта (циклический шаг винта) при их круговом движении.

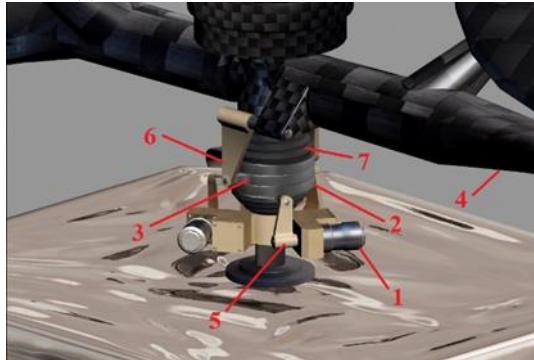


Рис. 1. Виртуальная модель автомата перекоса

На рис. 1 показана виртуальная модель автомата перекоса несущего винта двуххлопастного вертолета. Для данной модели механизм управляется с помощью трех электроприводов 1, установленных на корпусе летательного аппарата. Эти приводы воздействуют посредством тяг 5 на внешнюю тарелку 2, изменяя ее положение и углы наклона по каналам крена и тангла. Она не вращается и связана с внутренней врачающейся тарелкой 3 посредством шаровой опоры 7 (качающегося подшипника). Тяги 6 соединяют внутреннюю тарелку с лопастями винта 4, изменяя их угол установки. В установившемся состоянии тарелки параллельны плоскости вращения лопастей винта. Рассматриваемый механизм автомата перекоса устроен таким образом, что общий шаг винта регулируется смещением тарелок

вдоль его оси вращения, а циклический шаг винта обеспечивается за счет наклона тарелок.

3. Моделирование движения автомата перекоса

Предлагаемое решение для моделирования движения механизма автомата перекоса заключается в следующем. Сначала под действием электроприводов вычисляются углы поворотов тяг управления креном и тангажом, которые соединяют корпус летательного аппарата с внешней тарелкой автомата перекоса. Данная задача сводится к решению нелинейных уравнений относительно расстояний между точками крепления звеньев тяг с внешней тарелкой. Затем вычисляются новые координаты (положение, углы крена и тангажа) тарелок. На последнем этапе определяются новые углы поворотов тяг, идущие к лопастям несущего винта. Для этого для каждой лопасти решается система из двух нелинейных уравнений относительно координат точек крепления тяг с внутренней тарелкой автомата перекоса. На выходе получаем новые углы (общий и циклический) установки лопастей винта. Далее рассмотрим предлагаемое решение более подробно.

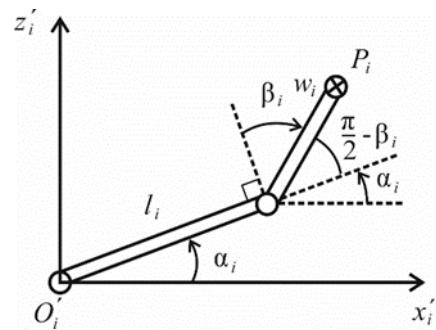


Рис. 2. Тяга управления креном и тангажом

3.1. Вычисление координат внешней тарелки автомата перекоса

Рассмотрим тягу управления креном и тангажом внешней тарелки автомата перекоса (см. рис. 2). Она представляет собой двухзвенный механизм, движение которого описывается с помощью двух углов α_i и β_i , $i = 1, 2, 3$. Поворот первого звена механизма на угол α_i осуществляется посредством электропривода, в то время как угол поворота β_i второго звена является неизвестным. Координаты точек P_i крепления тяг с внешней тарелкой автомата перекоса в двумерной системе координат $O'_i x'_i z'_i$ выражаются через эти углы следующим образом

$$\begin{aligned} P'_{xi} &= l_i \cos \alpha_i + w_i \cos(\alpha_i - \beta_i + \pi/2) = \\ &= l_i \cos \alpha_i + w_i \sin(\beta_i - \alpha_i); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P'_i &= l_i \sin \alpha_i + w_i \sin(\alpha_i - \beta_i + \pi/2) = \\ &= l_i \sin \alpha_i + w_i \cos(\alpha_i - \beta_i), \end{aligned}$$

где l_i и w_i – длины звеньев тяг.

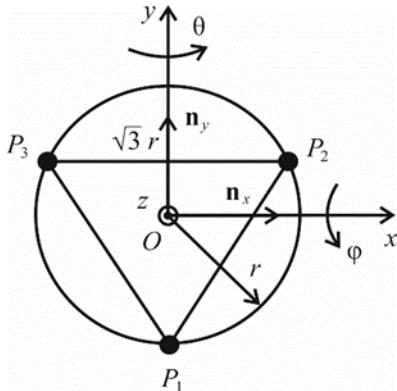


Рис. 3. Внешняя тарелка автомата перекоса

Неизвестные углы β_i определяются из условий, что точки крепления после поворота всех тяг остаются на внешней тарелке. Пусть O_1XYZ и $Oxyz$ системы координат внешней тарелки в начальном и текущем состояниях. Тогда необходимо преобразовать полученные координаты точек P_i к системе координат O_1XYZ и обеспечить, чтобы расстояния между точками оставались неизменными (см. рис. 3). Это приводит к системе нелинейных уравнений следующего вида

$$\begin{cases} f_1(\beta_1, \beta_2) = \|P_1P_2\|^2 - 3r^2 = 0; \\ f_2(\beta_2, \beta_3) = \|P_2P_3\|^2 - 3r^2 = 0; \\ f_3(\beta_1, \beta_3) = \|P_1P_3\|^2 - 3r^2 = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где r – радиус внешней тарелки.

Для решения этой системы воспользуемся численным методом Ньютона-Рафсона. Этот метод является итерационным и на каждом шаге итерации задача (1) сводится к решению системы линейных уравнений, которая в векторной форме примет вид

$$\mathbf{J}\Delta\boldsymbol{\beta}^{(k)} = -\mathbf{f}(\boldsymbol{\beta}^{(k)}), \quad \Delta\boldsymbol{\beta}^{(k)} = \boldsymbol{\beta}^{(k+1)} - \boldsymbol{\beta}^{(k)}, \quad (2)$$

где k – номер итерации, $\boldsymbol{\beta}^{(k)} = (\beta_1^{(k)}, \beta_2^{(k)}, \beta_3^{(k)})^T$,

$$\mathbf{f} = (f_1, f_2, f_3)^T, \quad \mathbf{J} – \text{матрица Якоби.}$$

Итерации с решением системы (2) продолжаются до тех пор, пока не будет выполнено условие $\|\Delta\boldsymbol{\beta}^{(k)}\| \leq \varepsilon$, где ε – заданное малое число.

Далее задача сводится к тому, чтобы определить положение и углы наклона внешней тарелки. Положение внешней тарелки вычисляется как среднее между координатами точек P_i :

$$z = O_z = (P_{1z} + P_{2z} + P_{3z}) / 3.$$

Ориентация внешней тарелки задается с помощью двух последовательных поворотов на

углы ϕ и θ вокруг осей x и y . В этом случае матрица перехода \mathbf{R} из системы координат $Oxyz$ в систему координат O_1XYZ примет вид

$$\begin{aligned} \mathbf{R} &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ \sin \theta \sin \phi & \cos \phi & -\cos \theta \sin \phi \\ -\sin \theta \cos \phi & \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

Столбцы матрицы \mathbf{R} задают орты осей системы координат $Oxyz$ в системе координат O_1XYZ . Согласно рис. 3, орты вычисляются как

$$\mathbf{n}_x = \frac{\overrightarrow{P_3P_2}}{\|\overrightarrow{P_3P_2}\|}, \quad \mathbf{n}_y = \frac{\overrightarrow{P_1O}}{\|\overrightarrow{P_1O}\|}, \quad \mathbf{n}_z = \mathbf{n}_x \times \mathbf{n}_y.$$

Тогда искомые углы выражаются через полученные орты следующим образом

$$\phi = \text{atan2}(\mathbf{n}_{y,z}, \mathbf{n}_{y,y}), \quad \theta = \text{atan2}(\mathbf{n}_{z,x}, \mathbf{n}_{x,x}),$$

где $\text{atan2}(x, y)$ – функция арктангенса двойного аргумента [11].

Углы наклона внутренней тарелки совпадают с углами наклона внешней тарелки, а ее положение вычисляется путем смещения положения внешней тарелки вдоль оси вращения винта на известную величину Δh .

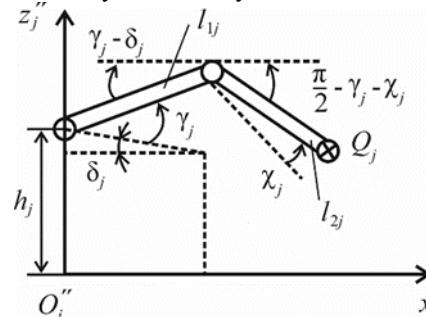


Рис. 4. Тяга управления лопастью винта

3.2. Вычисление установочных углов лопастей винта

Лопасти винта связаны с внутренней тарелкой посредством тяг. Данная конструкция (см. рис. 4) представляет собой двухзвеный механизм, одно звено которого является лопастью винта. Движение рассматриваемого механизма описывается с помощью углов γ_j и χ_j , $j = \overline{1, M}$, где M – число лопастей винта. При этом углы δ_j

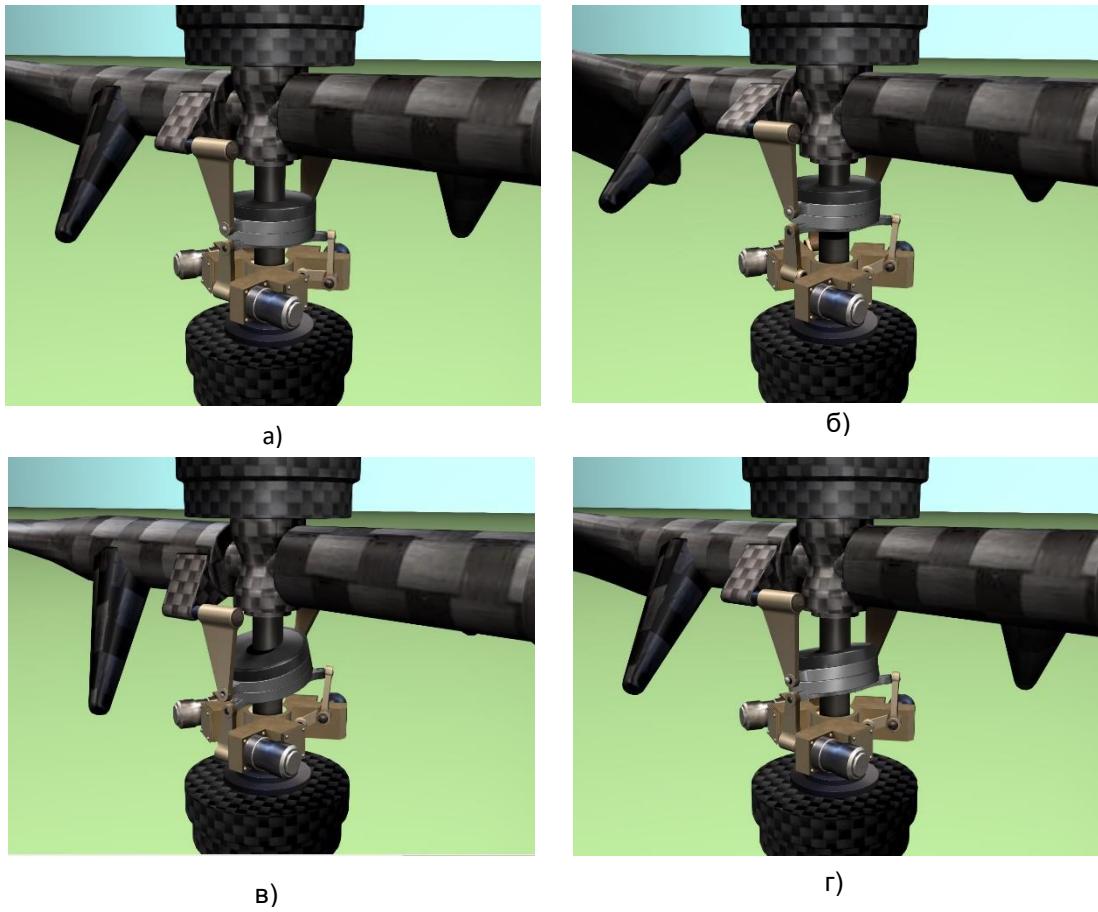


Рис. 5. Моделирование движения автомата перекоса

задают начальные значения установочных углов лопастей.

В двумерной системе координат $O''x_j''z_j''$ координаты точек Q_j крепления тяг с внутренней тарелкой выражаются через углы γ_j и χ_j следующим образом

$$\begin{aligned} Q''_{xj} &= l_{1j} \cos(\gamma_j - \delta_j) + l_{2j} \cos(\pi/2 - \gamma_j - \chi_j) = \\ &= l_{1j} \cos(\gamma_j - \delta_j) + l_{2j} \sin(\gamma_j + \chi_j); \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} Q''_{zj} &= h_j + l_{1j} \sin(\gamma_j - \delta_j) - l_{2j} \sin(\pi/2 - \gamma_j - \chi_j) = \\ &= h_j + l_{1j} \sin(\gamma_j - \delta_j) - l_{2j} \cos(\gamma_j + \chi_j), \end{aligned}$$

где l_{1j} и l_{2j} – длины звеньев механизма, h_j – расстояние между внутренней тарелкой и шарниром лопасти в исходном состоянии.

Так как точки Q_j тяг находятся на вращающейся внутренней тарелке, то их положение также зависит от угла поворота винта. Эти точки в системе координат O_lXYZ вычисляются как

$$Q_j = O + \Delta t \mathbf{n}_Z + \cos \psi_j \mathbf{n}_x + \sin \psi_j \mathbf{n}_y,$$

где $\mathbf{n}_Z = (0, 0, 1)^T$, ψ_j – угол поворота точки Q_j при вращении внутренней тарелки.

Для вычисления координат Q''_{xj} и Q''_{zj} точки

Q_j преобразуются в систему координат $O''_jx''_jz''_j$. Система уравнений (3) является нелинейной относительно неизвестных углов γ_j и χ_j . Для решения этой системы воспользуемся численным методом Ньютона-Рафсона, предварительно представив ее в следующем виде

$$\begin{aligned} f_4(\gamma_j, \chi_j) &= l_{1j} \cos(\gamma_j - \delta_j) + \\ &\quad + l_{2j} \sin(\gamma_j + \chi_j) - Q''_{xj} = 0; \\ f_5(\gamma_j, \chi_j) &= h_j + l_{1j} \sin(\gamma_j - \delta_j) - \\ &\quad - l_{2j} \cos(\gamma_j + \chi_j) - Q''_{zj} = 0. \end{aligned}$$

Тогда на каждом шаге итерации метода задача сводится к решению системы линейных уравнений второго порядка

$$\begin{aligned} \frac{\partial f_4}{\partial \gamma_j} \Delta \gamma_j^{(k)} + \frac{\partial f_4}{\partial \chi_j} \Delta \chi_j^{(k)} &= -f_4(\gamma_j^{(k)}, \chi_j^{(k)}); \\ \frac{\partial f_5}{\partial \gamma_j} \Delta \gamma_j^{(k)} + \frac{\partial f_5}{\partial \chi_j} \Delta \chi_j^{(k)} &= -f_5(\gamma_j^{(k)}, \chi_j^{(k)}), \end{aligned} \quad (4)$$

где k – номер итерации, $\Delta \gamma_j^{(k)} = \gamma_j^{(k+1)} - \gamma_j^{(k)}$, $\Delta \chi_j^{(k)} = \chi_j^{(k+1)} - \chi_j^{(k)}$,

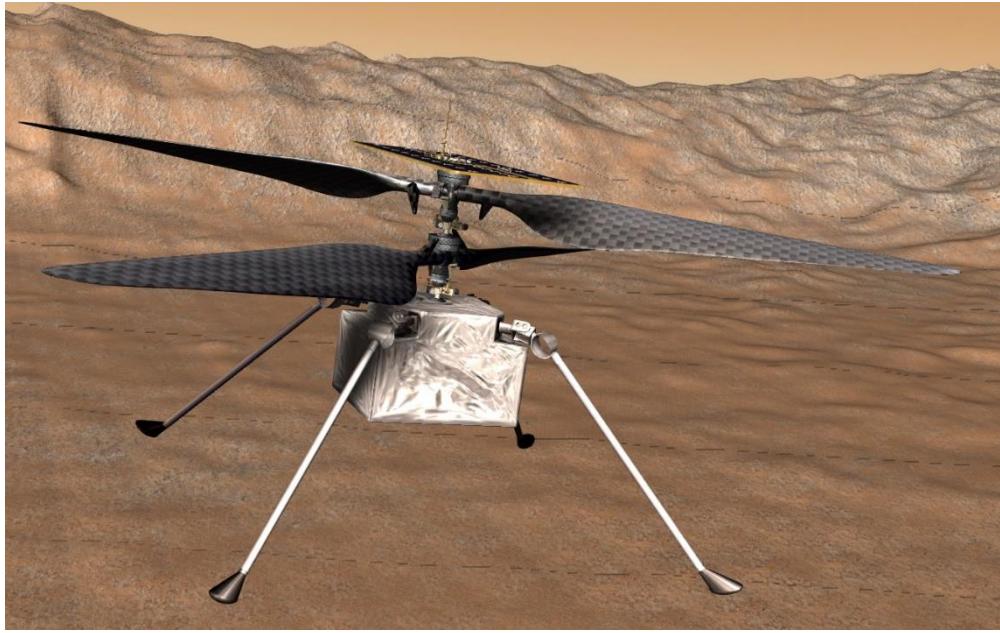


Рис. 6. Моделирование движения марсианского вертолета соосной схемы

$$\begin{aligned}\frac{\partial f_4}{\partial \gamma_j} &= -l_{1j} \sin(\gamma_j - \delta_j) + l_{2j} \cos(\gamma_j + \chi_j), \\ \frac{\partial f_5}{\partial \gamma_j} &= l_{1j} \cos(\gamma_j - \delta_j) + l_{2j} \sin(\gamma_j + \chi_j), \\ \frac{\partial f_4}{\partial \chi_j} &= l_{2j} \cos(\gamma_j + \chi_j), \quad \frac{\partial f_5}{\partial \chi_j} = l_{2j} \sin(\gamma_j + \chi_j).\end{aligned}$$

Полученная система линейных уравнений решается стандартным образом. Итерации выполняются до тех пор, пока не будут выполнены условия $|\Delta\gamma_j^{(k)}| \leq \varepsilon$ и $|\Delta\chi_j^{(k)}| \leq \varepsilon$.

На выходе моделирования движения автомата перекоса получаем новые установочные углы лопастей $\gamma_j + \delta_j$.

4. Результаты моделирования

Предлагаемые в статье методы и подходы для моделирования движения автомата перекоса летательных аппаратов вертолетного типа были реализованы в комплексе виртуального окружения VirSim [10], разработанном в ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН. Для этого были созданы программные модули для моделирования динамики винта виртуальных летательных аппаратов. Эти модули обеспечивают расчет динамики всех электроприводов винта, реализацию кинематики механизма автомата перекоса, а также вычисление подъемной силы и момента сопротивления винта. Апробация предложенных в статье решений проводилась на примере моделирования движения виртуальной модели марсианского

вертолета соосной схемы [12], в котором два несущих винта вращаются в противоположном направлении относительно друг друга и управляются с помощью автоматов перекоса. На рис 5 приводятся различные состояния верхнего автомата перекоса, где а) его исходное состояние, б) изменение общего шага лопастей, в) изменение циклического шага лопастей в поперечном направлении винта путем поворота тарелок на угол φ по оси тангажа, г) изменение циклического шага верхнего винта в продольном направлении винта путем поворота тарелок на угол θ по оси крена. В этой модели изменение общего шага установки лопастей винта обеспечивает управление вертикальным движением летательного аппарата, в то время как изменение циклического шага верхнего винта предназначено для его стабилизации, а нижнего винта – для управления его горизонтальным движением. Апробация проводилась с использованием созданной виртуальной модели участка поверхности Марса (см. рис. 6) с реализацией основных движений вертолета соосной схемы (его взлет, посадка и маневрирование в горизонтальной плоскости). Результаты апробации показали, что для решения систем нелинейных уравнений (2) и (4) требуется не более 5 итераций и все необходимые вычисления для реализации динамики объектов укладываются в 10 мс, тем самым обеспечивая моделирование движения летательных аппаратов вертолетного типа в масштабе реального времени.

5. Заключение

В работе предложены методы и подходы моделирования движения механизма автомата пе- рекоса несущих винтов виртуальных летательных аппаратов, основанные на вычислении координат его составных частей без учета их дина- мики. Преимущество такого подхода перед дру- гими методами состоит в том, что он не требует существенных вычислительных затрат и обеспе- чивает правильную работу механизма при вра- щении винта с высокой скоростью. Полученные

в статье результаты могут быть использованы в имитационно-тренажерных комплексах и виртуаль- ных лабораториях с целью обучения операторов навыкам управления летательными аппара- тами вертолетного типа.

Публикация выполнена в рамках государ- ственного задания ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН по теме № FNEF-2024-0002 «Математическое мо- делирование многомасштабных динамических процессов и системы виртуального окружения».

Simulation of Swashplate Motion for Virtual Martian Rotorcraft Models

E. V. Strashnov

Abstract. The paper considers the task for rotor swashplate motion simulation of helicopter-type aircraft in virtual environment systems. To solve this task, it is proposed an approach in which the coordinates of mechanism component parts are computed without taking into account their dynamics. When implementing this approach, the Newton-Raphson method was used to solve systems of nonlinear equations. The approbation of methods and ap- proaches proposed in the paper was carried out in developed virtual environment complex using the example of a virtual Martian coaxial helicopter model motion simulation. Approbation results showed the adequacy and effectiveness of solutions proposed in the paper and their applicability for virtual environment systems.

Keywords: rotorcraft, rotor, swashplate, blade pitch, Newton–Raphson method, virtual environment systems

Литература

1. G.J. Leishman. Principles of helicopter aerodynamics. Second edition, Cambridge university press, 2016, 866 p.
2. J.M. Seddon, S. Newman. Basic Helicopter Aerodynamics. 3rd ed. John Wiley & Sons, 2011.
3. B. Mettler. Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft. Kluwer, Norwell, 2002.
4. A.R.S. Bramwell, D. Balmford, G. Done. Bramwell's helicopter dynamics. Elsevier, 2001.
5. D. Schafroth. Aerodynamics, modeling and control of an autonomous micro helicopter. Ph.D. Thesis. ETH Zurich, 2010.
6. M. Sparasci. Nonlinear modeling and control of coaxial rotor UAVs with application to the Mars helicopter. Master's Thesis. Politecnico di Milano University, Milan, Italy, 2022.
7. H. Wang, P. Eberhard and Z. Lin. Modeling and simulation of closed loop multibody systems with bodies-joints composite modules. «Multibody Syst Dyn», Vol. 24 (2010), 389–411.
8. J. García de Jalón, E. Bayo. Kinematic and dynamic simulation of multibody systems: the real-time challenge. Springer Science & Business Media, 2012.
9. A.A. Shabana. Dynamics of multibody system. Fifth edition. Cambridge university press, 2020.
10. М.В. Михайлюк, А.В. Мальцев, П.Ю. Тимохин, Е.В. Страшнов, Б.И. Крючков, В.М. Усов. Си- стема виртуального окружения VirSim для имитационно-тренажерных комплексов подготовки кос- монавтов. «Пилотируемые полеты в космос», Т. 37 (2020), № 4, 72–95.
11. Функция atan2. URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/Atan2> (дата обращения 17.05.2024)
12. J. Balaram, M. Aung, M.P. Golombok. The Ingenuity helicopter on the Perseverance rover. «Space Science Reviews», Vol. 217 (2021), No. 4, 1–11.