

12. *Finaev V.I., Zargaryan Yu.* Multicriterion Decision Making in Case of Incomplete Source Data. *World Applied Sciences Journal* 23 (9): 1253-1261, 2013 ISSN 1818-4952. ©IDOSI Publications, 2013 DOI: 0.5829/idosi.wasj.2013.23.09.13140. [Electronic resource]. Available at: [http://www.idosi.org/wasj/wasj23\(9\)13/19.pdf](http://www.idosi.org/wasj/wasj23(9)13/19.pdf).
13. *Gabriele Eichfelder.* Adaptive Scalarization Methods in Multiobjective Optimization. Publisher: Springer, 2008, pp. 256.
14. *Medsker L.R.* Hybrid Intelligent Systems, *International Journal of Computational Intelligence and Organizations*, 1996, Vol. 1, pp. 10-20.
15. *Zargaryan E.V., Zargaryan Yu.A.* Informatsionnoe obespechenie dlya zadach mnogokriterialnoy optimizatsii po metodu Pareto [Information support for the task of multi-objective optimization Pareto method], *Informatizatsiya i svyaz'* [Informatization and Communication], 2013 No. 2, pp. 114-118.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор Я.Е. Ромм.

**Заргарян Юрий Артурович** – Южный федеральный университет; e-mail: [jury.zargaryan@gmail.com](mailto:jury.zargaryan@gmail.com); 347928, г. Таганрог, пер. Некрасовский, 44; тел.: 89604606046; кафедра систем автоматического управления; к.т.н., ассистент.

**Заргарян Елена Валерьевна** – e-mail: [e.zargaryan@gmail.com](mailto:e.zargaryan@gmail.com); тел.: 89064179006; кафедра систем автоматического управления; к.т.н.; доцент.

**Пушнина Инна Валерьевна** – e-mail: [inna.pushnina@gmail.com](mailto:inna.pushnina@gmail.com); тел.: 89034619646; кафедра систем автоматического управления; ассистент.

**Zargaryan Yury Artyrovich** – Southern Federal University; e-mail: [jury.zargaryan@gmail.com](mailto:jury.zargaryan@gmail.com); 44, Nekrasovsky, Taganrog, 347928, Russia; phone: +79604606046; the department of automatic control systems; cand. of eng. sc.; assistant professor.

**Zargaryan Elena Valerevna** – e-mail: [e.zargaryan@gmail.com](mailto:e.zargaryan@gmail.com); phone: +79064179006; the department of automatic control systems; cand. of eng. sc.; associate professor.

**Pushnina Inna Valerevna** – e-mail: [inna.pushnina@gmail.com](mailto:inna.pushnina@gmail.com); phone: +79034619646; the department of automatic control systems; assistant professor.

УДК 629.73.015:533.6:519.711.3

**В.Х. Пшихопов, М.Ю. Медведев, А.Е. Кульченко**

### **СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ОДНОВИНТОВЫМ МИНИ-ВЕРТОЛЕТОМ\***

*Обозначена актуальность синтеза алгоритмов управления автопилота роботизированного вертолетного комплекса. Приведена постановка задачи синтеза алгоритмов управления. Описана процедура синтеза алгоритмов автопилота роботизированного вертолетного комплекса. Приведен обобщенный алгоритм позиционно-траекторного управления подвижными объектами. Для того чтобы применить позиционно-траекторные алгоритмы управления к одновинтовому мини-вертолету, решаются 3 задачи, связанные с особенностями одновинтового мини-вертолета. В задаче 1 рассмотрены нелинейные преобразования для приведения управляющих сил к управлениям. Представлена схема для перехода к аналоговым сигналам исполнительных механизмов вертолета. Решение задачи 2 сводится к определению технических ограничений. В задаче 3 рассмотрена проблема распределения управлений, так как число каналов управления вертолетом меньше числа степеней подвижности вертолета, т.е. за установку углов тангажа и крена одновинтового мини-вертолета отвечают те же устройства управления, которые задают его поступатель-*

---

\* Работа выполнена при поддержке РФФИ № 13-08-00315-а, гранта президента РФ МД-1098.2013.10 и научной школы НШ-3437.2014.10.

ное движение. Предлагается проверить алгоритмы управления численными методами с помощью программно-аппаратного моделирующего комплекса для исследования летательных аппаратов. Представлена структура программно-аппаратного моделирующего комплекса. Цель моделирования состоит в том, чтобы на земле проверить процедуру синтеза автопилота одновинтового мини-вертолета, проанализировать его свойства, определить точность следования по тестовым траекториям при различных ветровых возмущениях. Приведены результаты компьютерного моделирования. В выводах даны рекомендации касательно уменьшения ошибки среднеквадратичного отклонения по координатам и скоростям.

*Вертолет; система управления; алгоритм; синтез; моделирование.*

**V.Kh. Pshikhopov, M.Yu. Medvedev, A.E. Kulchenko**

### **THE SYNTHESIS OF CONTROL ALGORITHMS FOR A SMALL-SCALE SINGLE MAIN ROTOR HELICOPTER**

*The relevance of control algorithms development the autopilot of robotic helicopter complex is identified. The problem definition of control algorithms development is presented. The stages of the autopilot control algorithms development of robotic helicopter complex is presented. The general approach of position-trajectory control algorithms for vehicles is presented. To use position-trajectory control algorithms of small-scale single main rotor helicopter we need to solve three problems. These problems come from a small-scale single main rotor helicopter features. In the first problem the nonlinear equations to transform control forces to controls of actuators are considered. The diagram of transformation from controls to actuators' analog signals is presented. The solution of the second problem results from definition of vehicle technical limitations. In the third problem controls distribution is considered. Regards number of helicopter controls and degrees of freedom, the same control channels control the helicopter velocities and attitude. In this paper we use the software-hardware complex for aerial vehicles simulation to validate control algorithms by numerical methods. The structure of the simulation complex is presented. We use simulation to make indoor validation of autopilot control algorithms synthesis procedure, to analyze its properties and define its performance in path-following accuracy with various wind disturbances. The results of simulation are presented. In the conclusions we discuss how to reduce the root mean square error of actual path and velocities.*

*Helicopter; control system; algorithm; synthesis; simulation.*

**Введение.** Предлагается подход к синтезу алгоритмов управления автопилота робототехнического вертолетного комплекса. Необходимость создания такого комплекса обозначена в [1, 2]. Робототехнический комплекс – это набор алгоритмов и программно-аппаратных решений. Он предназначен для решения широкого круга задач, связанных с разработкой алгоритмического и программного обеспечения вертолетных автопилотов [3]. Отметим некоторые из них: верификация математической модели динамики одновинтового вертолета, проверка модели динамики на устойчивость, подготовка и проведение экспериментальных исследований, обработка экспериментальных данных, экспериментальное определение коэффициентов математической модели динамики, проведение полунатурных испытаний, исследование эффективности алгоритмов управления.

В общем виде процедура синтеза алгоритмов управления вертолетного автопилота робототехнического комплекса имеет вид:

1. Получение адекватной математической модели динамики одновинтового мини-вертолета. На этом этапе предлагается получить обобщенную модель динамики мини-вертолета, рассмотреть особенности, характерные для данной вертолетной схемы [4].

2. Идентификация параметров модели динамики вертолета. Это комплексная задача. В настоящее время для идентификации аэродинамических коэффициентов модели динамики активно используются программные пакеты численных расчетов [4–7].

3. Верификация модели динамики производится в специализированных пакетах научных прикладных программ для численного моделирования. С применением численных методов проверяется устойчивость модели динамики.

4. Синтез алгоритмов управления производится на базе обобщенных алгоритмов позиционно-траекторного управления [8–13] в соответствии с особенностями динамики одновинтового мини-вертолета.

5. Предлагается проверить алгоритмы управления в программно-аппаратном моделирующем комплексе [14] на устойчивость, корректность математических и кинематических преобразований. Дополнительно производятся проверки эффективности полученного автопилота в сравнении с другими современными алгоритмами управления.

**Постановка задачи.** Для одновинтового мини-вертолета с рулевым винтом предлагается синтезировать алгоритмы управления, которые бы обеспечивали асимптотическую устойчивость в целом траекторий [8].

**Синтез регулятора.** Предлагается обратиться к процедуре синтеза обобщенных позиционно-траекторных законов управления, изложенных в [8]. Математическая модель динамики одновинтового мини-вертолета имеет вид [4]

$$\begin{cases} \bar{Y} = \tilde{A}\bar{X}, \\ \dot{\bar{X}} = M^{-1}(\tilde{F}_u + \tilde{F}_d + \tilde{F}_g), \\ \bar{\xi} = K\bar{U}. \end{cases} \quad (1)$$

где  $\bar{Y} = [\bar{r}, \bar{\Theta}]^T$  – вектор внешних координат, характеризующих положение (радиус-вектор  $\bar{r}(x_0, y_0, z_0)$ ) и ориентацию (вектор  $\bar{\Theta}(\psi, \vartheta, \gamma)$ ) связанной системы относительно базовой;  $\bar{X} = (\bar{V}, \bar{\omega})^T$  – вектор внутренних координат;  $\bar{V}(V_x, V_y, V_z)$ ,  $\bar{\omega}(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  – векторы линейной и угловой скоростей;  $\tilde{A}$  – матрица кинематики;  $M$  – матрица массоинерционных характеристик;  $\tilde{F}_u$  – обобщенная управляющая сила;  $\tilde{F}_g$  – внешние возмущающие силы и моменты;  $\tilde{F}_d$  – нелинейные элементы динамики, сюда входит аэродинамика планера вертолета и его элементов;  $K$  – матрица коэффициентов управления;  $\bar{U}$  – сигнал, выдаваемый регулятором;  $\bar{\xi}$  – отклонения органов управления.

Для нахождения аэродинамических коэффициентов используется пакет программ численного моделирования NUMECA. Аэродинамическое исследование проводится в виртуальной аэродинамической трубе. Виртуальная 3D-модель объекта для продувки получена с помощью 3D-сканера и является точной копией корпуса вертолета (рис. 1).

В [8] представлен обобщенный алгоритм позиционно-траекторного управления для подвижного объекта. В аналитической форме он имеет вид

$$F_u = -M(\tilde{T}\tilde{A}K_0)^{-1}(K_1\dot{Y} + K_2(t) + \tilde{A}\tilde{V} + \Psi) + F_d + \hat{F}_v. \quad (2)$$

Для того чтобы применить этот закон управления к одновинтовому мини-вертолету, необходимо решить ряд задач, связанных с особенностями одновинтового мини-вертолета:

1. Управляющие силы и моменты, действующие на одновинтовой мини-вертолет, являются результатом нелинейных преобразований входных управляющих воздействий, существенно зависящих от режима полета.

2. Одновинтовой мини-вертолет – это подвижный объект, который имеет следующие технические ограничения: по скоростям полета, по мощности двигателя, по углам атаки лопастей. Ограничения продиктованы характеристиками винтов, двигателей и сервомеханизмов.

3. Управляющие силы и моменты на несущем винте связаны. За установку углов тангажа и крена одновинтового мини-вертолета отвечают те же органы управления, которые задают его движение в горизонтальной плоскости. Заметим, что управление рулевым винтом приводит к нежелательным боковым перемещениям вертолета; с учетом пп. 1, 2, при пилотировании одновинтового мини-вертолета жизненно важно правильно сформировать цели управления в зависимости от режима полета. Важно подавать управления в определенной последовательности. Учет данного пункта позволяет сгладить неточности в формулах обратных преобразований.

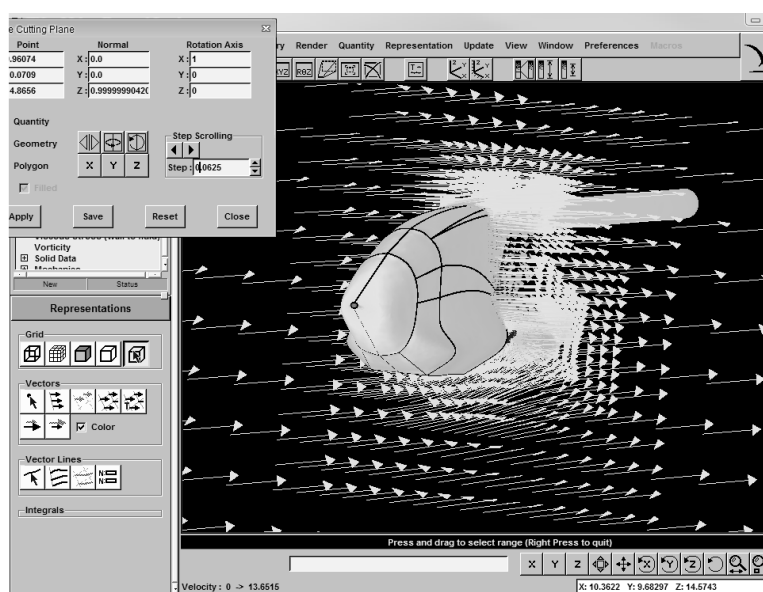


Рис. 1. Продувка корпуса вертолета в виртуальной аэродинамической трубе

Согласно приведенным рассуждениям, чтобы получить алгоритмы управления одновинтовым мини-вертолетом, предлагается дополнить обобщенную процедуру синтеза алгоритмов управления решением описанных особенностей.

**Решение задачи 1.** Вертолет имеет специальные устройства управления. Их количество и параметры зависят от схемы вертолета. Для одновинтового мини-вертолета с рулевым винтом устройства управления представлены:

- ◆ несущим винтом (НВ);
- ◆ рулевым винтом (РВ).

НВ и РВ создают управляющие силы и моменты, величины которых задаются пилотом/автопилотом с помощью:

- ◆ оборотов двигателя для управления по высоте;
- ◆ общего шага (ОШ) несущего винта для управления по высоте;
- ◆ двух циклических углов для управления по углам крена и тангажа, а также осуществления поступательного движения;
- ◆ общего шага рулевого винта для путевого управления.

Для использования позиционно-траекторных алгоритмов управления необходимо управляющие силы привести к управлениям мини-вертолета. Кроме того, если инерционность исполнительных механизмов достаточно велика, то требуется учитывать дополнительно их динамику.

Процедура получения уравнений обратных преобразований для вычисления управляющих воздействий по требуемым силам и моментам, формируемым позиционно-траекторным алгоритмом (2), имеет вид:

1. Получение прямых преобразований для вычисления проекций полной аэродинамической силы НВ и РВ. Общие формулы преобразований основаны на работе [15].

2. Нахождение параметров формул прямых преобразований для исследуемого одновинтового мини-вертолета.

3. Получение обратных преобразований из прямых преобразований.

4. Повышение точности расчетов. Добавление углов балансировки на висении.

5. Нахождение величин аналоговых сигналов исполнительных механизмов.

В соответствии с приведенной процедурой были получены обратные преобразования для одновинтового вертолета с рулевым винтом:

◆ по циклическим углам:

$$\beta_1 = \arccos\left(\frac{H}{A}\right) - \beta_{01},$$

$$\beta_2 = \arccos\left(\frac{S}{A}\right) - \beta_{02};$$
(3)

◆ по общему шагу НВ и оборотам:

$$\varphi_0 \omega = k \frac{2A}{\rho \pi R (R^2)};$$
(4)

◆ по общему шагу РВ и оборотам:

$$\varphi_{0PB} \omega_{PB} = k \frac{2A_{PB}}{\rho \pi R_{PB} (R_{PB}^2)},$$
(5)

где  $\beta_1, \beta_2$  – циклические углы, которые устанавливаются автоматом перекося по тангажу и по крену соответственно;  $\beta_{01}, \beta_{02}$  – балансировочные углы на висении;  $H, S$  – проекции  $A$  – полной аэродинамической силы НВ;  $A_{PB}$  – полная аэродинамическая сила РВ;  $\varphi_0$  – общий шаг НВ;  $\varphi_{0PB}$  – общий шаг РВ;  $\omega$  – угловая скорость вращения НВ;  $\omega_{PB}$  – угловая скорость вращения РВ;  $R$  – радиус НВ;  $R_{PB}$  – радиус РВ. Так как принято, что на небольших участках  $Ct$  меняется от ОШ линейно, то  $k$  – это коэффициент пропорциональности  $\varphi_0 = k \cdot Ct$  [15].

После того как величины циклических углов, ОШ, РВ, оборотов найдены, их необходимо выставить на одновинтовом мини-вертолете, т.е. привести эти величины к аналоговым сигналам исполнительных механизмов, как показано на рис. 2.

**Решение задачи 2.** Задача 2 сводится к определению ограничений, связанных с летно-техническими параметрами одновинтового мини-вертолета. Как правило, данные параметры указаны в техническом документе на оборудование.

Приведем перечень параметров, определяемых экспериментально:

- ◆ ограничения на углы крена и тангажа. Большие углы приводят к перевороту, падению мини-вертолета [3];
- ◆ ограничения на максимальные скорости полета. Причина заключается в срыве потока на лопастях НВ;

- ♦ ограничения на максимальный угол общего шага НВ, на циклические углы, на обороты накладываются характеристиками винтов, двигателей и сервомеханизмов;
- ♦ ограничения на скорость подачи управляющих воздействий определяются свойствами исполнительных механизмов. Период обновления стандартного сервопривода – 50 Гц, скорость поворота вала – 60 град/с;
- ♦ ограничения по скорости подачи управляющих воздействий и по амплитуде управляющих воздействий накладываются во избежание выхода из строя механики автомата перекоса;
- ♦ ограничения по оборотам НВ задаются крутящим моментом двигателя, максимальной мощностью и механикой редуктора.

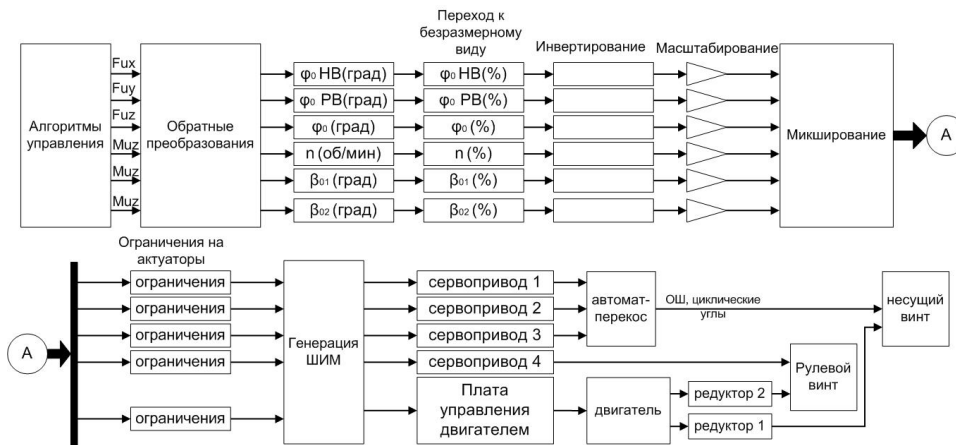


Рис. 2. Схема перехода от величин ОШ НВ, ОШ РВ, оборотов и циклических углов к аналоговым сигналам исполнительных механизмов

В ходе расчета можно определить ограничения по взлетной массе вертолета. Определяются из энергетического расчета тяги НВ по формуле Вельнера–Жуковского для расчета тяги воздушных винтов [15]. Рекомендованная масса полезной нагрузки до 15 % от всей массы вертолета без аккумуляторов/топлива. Перегруженность имеет нежелательные последствия: увеличивается время реакции вертолета на управляющие воздействия, вертолет теряет маневренность, увеличивается ограничение по амплитуде управляющих воздействий, ухудшается удержание курса.

**Решение задачи 3.** В связи с тем, что число каналов управления вертолетом меньше числа степеней подвижности вертолета, т.е. за установку углов тангажа и крена одновинтового мини-вертолета отвечают те же устройства управления, которые задают его поступательное движение, а также с тем, что на вертолет должно подаваться непрерывное управление, необходимо решить задачу распределения.

Для решения данной задачи предлагается с помощью логических выражений задавать очередность подачи управляющих воздействий:

$$\begin{cases} \beta_1 \\ \beta_2 \end{cases} = M_1 \times F_u \Leftrightarrow (\theta_{minlim} \leq \theta \leq \theta_{maxlim}) \wedge (\gamma_{minlim} \leq \gamma \leq \gamma_{maxlim}),$$

$$\begin{cases} \beta_1 \\ \beta_2 \end{cases} = M_2 \times M_u \Leftrightarrow (\theta_{minlim} \leq \theta \leq \theta_{maxlim}) \vee (\gamma_{minlim} \leq \gamma \leq \gamma_{maxlim}),$$
(6)

$$\begin{bmatrix} \varphi_0 \omega \\ \varphi_{0PB} \omega_{PB} \end{bmatrix} = M_3 \times \begin{bmatrix} F_{uz} \\ M_{uz} \end{bmatrix},$$

где  $M_1, M_2, M_3$  – обратные преобразования (3) в матричном виде;  $F_u, M_u$  – управляющие силы и моменты (2);  $F_{uz}, M_{uz}$  – проекция силы на вертикальную ось и момент по курсу;  $\beta_1, \beta_2, \varphi_0 \omega, \varphi_{0PB} \omega_{PB}$  – управления (4), (5);  $\theta, \gamma$  – углы тангажа и крена, с индексами *min/max lim* записываются ограничения на допустимые углы. Ограничения на допустимые углы определяются экспериментально:

- ◆ Режим взлета/посадки. На этом режиме целевые углы тангажа и крена должны быть равны углам балансировки для компенсации РВ.
- ◆ Режим висения. На этом режиме целевые углы тангажа и крена равны углам балансировки, вводится компенсация РВ, рекомендованная высота полета 1 диаметр НВ и более.
- ◆ Режим горизонтального полета. Рекомендованные целевые углы тангажа – 5, –6 градусов для поступательного полета вперед, для крена углы балансировки на висении. Дополнительно вводится компенсация РВ.

**Программно-аппаратный комплекс моделирования управления.** Предлагается проверить алгоритмы управления численными методами с помощью программно-аппаратного моделирующего комплекса для исследования летательных аппаратов. Данный комплекс позволяет произвести необходимые исследования автопилота на земле [14]. На рис. 3 приведена структура программно-аппаратного комплекса. В представленной структуре блок сопряжения, авиатренажер и автопилот – это компьютерные программы. Блок имитации исполнительных механизмов – аппаратное устройство.

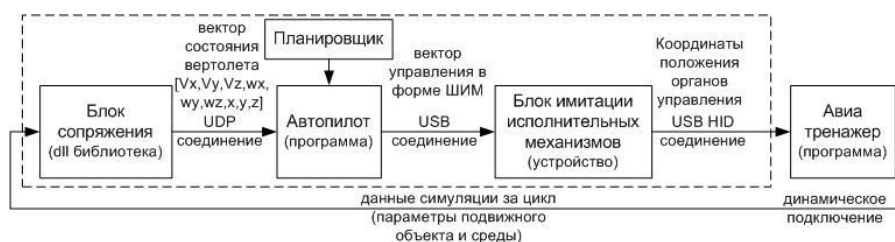


Рис. 3. Структура программно-аппаратного комплекса для проектирования и исследования автопилотов летательных аппаратов вертолетного и самолетного типов

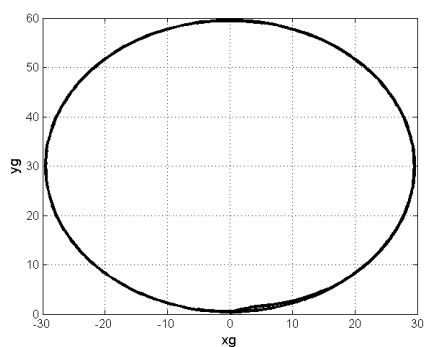
Авиатренажер – это программа-тренажер для тренировки пилотом навыков управления летательным аппаратом, исследования и проверки автопилотов и алгоритмов обработки навигационной информации в наземных условиях. В программно-аппаратном комплексе используется авиатренажер AerosimRC.

Блок сопряжения – это компьютерная программа, которая позволяет получать навигационные данные из авиатренажера. Используется для обеспечения обратной связи от авиатренажера к автопилоту.

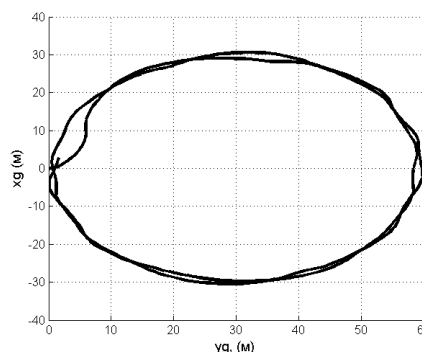
Автопилот – это компьютерная программа, которая включает в себя алгоритм системы управления, интерфейсы для подключения блока сопряжения, блока имитации исполнительных механизмов, а также вспомогательные функции. В состав автопилота входит планировщик.

Блок имитации исполнительных механизмов – это аппаратное устройство, которое преобразует управления на выходе автопилота и передает в авиатренажер.

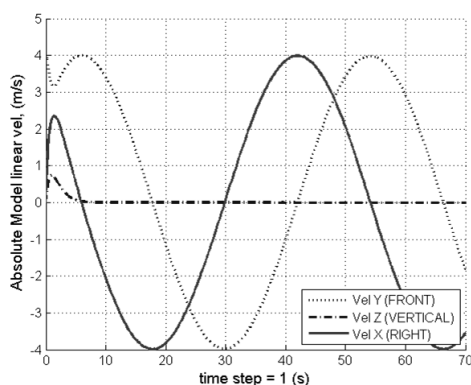
**Проверка алгоритмов управления.** В программно-аппаратном моделирующем комплексе производится моделирование полета одновинтового мини-вертолета по тестовым траекториям. Цель моделирования состоит в том, чтобы на земле проверить процедуру синтеза автопилота одновинтового мини-вертолета, проанализировать его действия, определить точность следования по спланированным траекториям. На рис. 4 приведены результаты проверки алгоритмов управления одновинтовым мини-вертолетом Yamaha R-MAX.



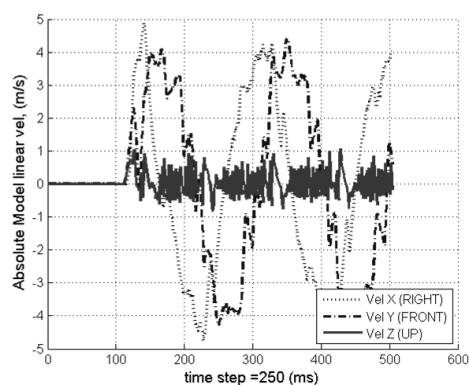
*а – Траектория полета вертолета в Matlab*



*в – Траектория полета вертолета в программно-аппаратном комплексе*



*б – Проекция линейных скоростей на оси неподвижной земной СК в Matla.*



*г – Проекция линейных скоростей на оси неподвижной земной СК в программно-аппаратном комплексе. По оси абсцисс время с шагом 250 мс*

*Рис. 4. Полет по кругу. Траекторное управление*

Полет по идеальному кругу радиусом 30 м является демонстрацией криволинейного полета. Алгоритмы управления для данного вертолета синтезированы в соответствии с предложенной выше процедурой. Следует отметить, что процедура моделирования полета вертолета в программно-аппаратном комплексе производится по аналогии с физическим экспериментом, т.е. перед выходом на исследуемую траекторию вертолет должен совершить взлет и выйти на траекторию. Для полета по кругу использован алгоритм траекторного управления, скорость ветра – 3 м/с.



**Выводы.** Результаты моделирования в программно-аппаратном комплексе подтверждают адекватность процедуры синтеза. Из графиков на рис. 4,б,г видно, что проекции скоростей практически совпадают. Это согласуется с принятым допущением о линейной зависимости коэффициента  $C_t$  и общего шага на небольших участках, принятых в задаче 1.

Согласно исследованиям, проведенным в работе [3], вертолет с позиционно-траекторными алгоритмами управления обеспечивает полет вдоль траекторий, недоступных для пилота и большинства автопилотов на базе линейных алгоритмов управления. При этом точность следования вдоль заданной траектории может быть существенно повышена путем более тщательного расчета параметров обратных преобразований и за счет ограничений скорости полета.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Pshikhov V., Sergeev N., Medvedev M., Kulchenko A.* Helicopter autopilot design // SAE 2012 Aerospace Electronics and Avionics Systems Conference. – 2012. – (<http://papers.sae.org/2012-01-2098/>).
2. *Пишихов В.Х., Сергеев Н.Е., Кульченко А.Е.* Демонстрационный прототип роботизированного мини-вертолета // Седьмой Международный аэрокосмический конгресс IAC'12. – 2012.
3. *Пишихов В.Х., Кульченко А.Е., Чуфистов В.М.* Моделирование полета одновинтового вертолета под управлением позиционно-траекторного регулятора // Инженерный вестник Дона. – 2013. – № 2. – (<http://ivdon.ru/magazine/archive/n2y2013/1650>).
4. *Kulchenko A., Kostukov V., Verevkin L., Chufistov V.* The features of flight-dynamic single-rotor helicopter mathematical model: for application in autopilots that based on position-trajectory algorithms // MMAR – 2014. – Międzyzdroje. – September 2014.
5. *Пишихов В.Х., Сергеев Н.Е., Кульченко А.Е.* Алгоритм обработки данных в задаче идентификации параметров мини-вертолета CALIBER V90 // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2012. – № 3 (128). – С. 58-65.
6. *Пишихов В.Х., Сергеев Н.Е., Медведев М.Ю., Кульченко А.Е.* Оценка параметров подвижного объекта по результатам обработки навигационной информации // Информационные технологии в управлении. – СПб., 2012. – С. 639-646.
7. *Pshikhov V., Sergeev N., Kulchenko A., Kadishev D.* The concept modification of linguistic variable for 2D/3D vision-based robot navigation // SAUM-2012. Serbia, 2012.
8. *Пишихов В.Х.* Позиционно-траекторное управление подвижными объектами. – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2009. – 183 с.
9. *Пишихов В.Х., Медведев М.Ю.* Синтез адаптивных систем управления летательными аппаратами // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2010. – № 3 (104). – С. 187-196.
10. *Pshikhov V.Kh., Krukhmalev V.A., Medvedev M.Yu., Fedorenko R.V., Kopylov S.A., Budko A.Yu., Chufistov V.M.* Adaptive control system design for robotic aircrafts // Proceedings – 2013 IEEE Latin American Robotics Symposium. – 2013. – P. 67-70.
11. *Pshikhov V.Kh., Medvedev M.Yu.* Block design of robust control systems by direct Lyapunov method // 2011 IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline). – 18 (PART 1). – P. 10875-10880.
12. *Pshikhov V., Medvedev M., Kostjukov V., Fedorenko R., Gurenko B., Krukhmalev V.* Airship autopilot design // Proceedings of SAE AeroTech Congress&Exhibition. – October 18-21. – 2011. – (<http://papers.sae.org/2011-01-2736/>).
13. *Medvedev M.Yu., Pshikhov V.Kh.* Robust control of nonlinear dynamic systems // Proc. of 2010 IEEE Latin-American Conference on Communications. – September 14-17. – 2010. – Bogota, Colombia.
14. *Кульченко А.Е.* Программно-аппаратный моделирующий комплекс для робота-вертолета // Известия Кабардино-Балкарского научного центра РАН. – 2010. – С. 15-19.
15. *Юрьев Б.Н.* Аэродинамический расчет вертолетов: Учебник. – М.: Оборонгиз, 1956. – 560 с.

## REFERENCES

1. Pshikhopov V., Sergeev N., Medvedev M., Kulchenko A. Helicopter autopilot design, *SAE 2012 Aerospace Electronics and Avionics Systems Conference*, 2012. (Available at: <http://papers.sae.org/2012-01-2098/>).
2. Pshikhopov V.Kh., Sergeev N.E., Kulchenko A.E. Demonstratsionnyy prototip robotizirovannogo mini-vertoleta [Demonstration prototype robotic mini helicopter], *Sed'moy Mezhdunarodnyy aerokosmicheskiy kongress IAC'12* [Seventh international aerospace Congress IAC'12], 2012.
3. Pshikhopov V.Kh., Kulchenko A.E., Chufistov V.M. Modelirovanie poleta odnovintovogo vertoleta pod upravleniem pozitsionno-traektorного регулятора [Flight simulation single-rotor helicopter running position-trajectory controller], *Inzhenernyy vestnik Dona* [Engineering journal of Don], 2013, No. 2. (Available at: <http://ivdon.ru/magazine/archive/n2y2013/1650>).
4. Kulchenko A., Kostukov V., Verevkina L., Chufistov V. The features of flight-dynamic single-rotor helicopter mathematical model: for application in autopilots that based on position-trajectory algorithms, *MMAR – 2014*. Międzyzdroje. September 2014.
5. Pshikhopov V.Kh., Sergeev N.E., Kulchenko A.E. Algoritm obrabotki dannykh v zadache identifikatsii parametrov mini-vertoleta CALIBER V90 [Approach for data processing in the problem identification of parameters of mini-helicopter CALIBER V90], *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering Sciences], 2012, No. 3 (128), pp. 58-65.
6. Pshikhopov V.Kh., Sergeev N.E., Medvedev M.Yu., Kulchenko A.E. Otsenka parametrov podvizhnogo ob"ekta po rezul'tatam obrabotki navigatsionnoy informatsii [Estimation of parameters of a moving object according to results of processing navigation information], *Informatsionnye tekhnologii v upravlenii* [Information technologies in management]. St. Petersburg, 2012, pp. 639-646.
7. Pshikhopov V., Sergeev N., Kulchenko A., Kadishev D. The concept modification of linguistic variable for 2D/3D vision-based robot navigation, *SAUM-2012*. Serbia, 2012.
8. Pshikhopov V.Kh. Pozitsionno-traektorное управление подвижными об"ектами [Position-trajectory control of mobile objects]. Taganrog: Izd-vo TTI YuFU, 2009, 183 p.
9. Pshikhopov V.Kh., Medvedev M.Yu. Sintez adaptivnykh sistem upravleniya letatel'nymi apparatami [Synthesis of adaptive control systems for aircrafts] *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering Sciences], 2010, No. 3 (104), pp. 187-196.
10. Pshikhopov, V.Kh., Krukhmalev V.A., Medvedev M.Yu., Fedorenko R.V., Kopylov S.A., Budko A.Yu., Chufistov V.M. Adaptive control system design for robotic aircrafts, *Proceedings – 2013 IEEE Latin American Robotics Symposium*, 2013, pp. 67-70.
11. Pshikhopov V.Kh., Medvedev M.Yu. Block design of robust control systems by direct Lyapunov method, *2011 IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline)*. – 18 (PART 1), pp. 10875-10880.
12. Pshikhopov V., Medvedev M., Kostjukov V., Fedorenko R., Gurenko B., Krukhmalev V. Airship autopilot design, *Proceedings of SAE AeroTech Congress&Exhibition*. – October 18-21, 2011. (Available at: <http://papers.sae.org/2011-01-2736/>).
13. Medvedev M.Yu., Pshikhopov V.Kh. Robust control of nonlinear dynamic systems, *Proc. of 2010 IEEE Latin-American Conference on Communications*. September 14–17, 2010. Bogota, Colombia.
14. Kulchenko A.E. Programmno-apparatnyy modeliruyushchiy kompleks dlya robota-vertoleta [Hardware modeling system for robot-helicopter], *Izvestiya Kabardino-Balkarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Journal Kabardino-Balkar Scientific Center of RAS], 2010, pp. 15-19.
15. Yur'ev B.N. Aerodinamicheskiy raschet vertoletov [Aerodynamic calculation helicopters]: *Uchebnik* [Textbook]. Moscow: Oborongiz, 1956, 560 p.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор Н.А. Глебов.

**Пшихопов Вячеслав Хасанович** – Южный федеральный университет; e-mail: [rpshichop@tambler.ru](mailto:rpshichop@tambler.ru); 347928, г. Таганрог, пер. Некрасовский, 44; тел.: 88634371694; кафедра электротехники и мехатроники; д.т.н.; профессор.

**Медведев Михаил Юрьевич** – e-mail: [medvmihal@gmail.com](mailto:medvmihal@gmail.com); кафедра электротехники и мехатроники; д.т.н.; профессор.

**Кульченко Артем Евгеньевич** – e-mail: liandal@rambler.ru; кафедра электротехники и мехатроники; ассистент.

**Pshikhopov Vyacheslav Khasanovich** – Southern Federal University; e-mail: pshichop@rambler.ru; 44, Nekrasovsky, Taganrog, 347928, Russia; phone: +78634371694; the department of electrical engineering and mechatronics; dr. of eng. sc.; professor.

**Medvedev Mikhail Yur'evich** – e-mail: medvmihal@gmail.com; the department of electrical engineering and mechatronics; dr. of eng. sc.; professor.

**Kulchenko Artem Evgen'tvich** – e-mail: liandal@rambler.ru; the department of electrical engineering and mechatronics; assistant.

УДК 527.8

**С.А. Тарасов**

**АЛГОРИТМ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ  
РАДИОМАЯКОВ ДЛЯ ОДНОКРАТНОЙ КОРРЕКЦИИ КООРДИНАТ  
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЕ БЛИЖНЕЙ  
РАДИОНАВИГАЦИИ**

*Рассматривается задача поиска оптимальных по геометрическому фактору конфигураций радиомаяков, используемых для определения местоположения летательных аппаратов средствами наземной ближней радионавигации. При решении задачи учитывается рельеф местности и наличие участков, в которых запрещена установка радиомаяков. Приводится ряд положений, полученных в ходе экспериментальных исследований зависимости геометрического фактора от конфигурации искусственного навигационного поля. Предлагается разработанный авторами алгоритм последовательной оптимизации опорных конфигураций радиомаяков, трудоёмкость которого полиномиально зависит от числа радиомаяков и числа свободных клеток в области решения. Алгоритм основан на генерации опорных конфигураций из двух маяков методом перебора и добавлении в них новых радиомаяков с помощью комбинации эвристических и оптимизационных методов. Приводятся результаты экспериментальных исследований алгоритма, подтверждающие высокое качество получаемых решений и устойчивость алгоритма к неблагоприятным исходным данным.*

*Радионавигация; геометрический фактор; навигационное поле; радиомаяки.*

**S.A. Tarasov**

**SEARCH ALGORITHM OF THE OPTIMAL RADIO BEACONS  
CONFIGURATION FOR A SINGLE AIRCRAFT COORDINATES  
CORRECTION IN AUTONOMOUS LOCAL RADIO NAVIGATION SYSTEM**

*Problem is considered in article about searching optimal by geometrical factor radio beacons configurations, using for aircraft positioning by ground navigation systems. In solving the problem the lay of ground is taken into and areas where setting beacon is prohibited. A number of provisions derived from experimental studies of the geometrical factor depending on the configuration of the field of artificial navigation is contained. The authors propose an algorithm of serial optimization of the basic radio beacon configurations. Complexity of the algorithm depends polynomially on the number of beacons and the number of free cells in solution area. The algorithm is based on the brute force generation of support configurations of the two radio beacons and adding them to the new beacons using a combination of heuristic and optimization methods. Results of experimental studies of the algorithm, confirming the high quality of the obtained solutions and the stability of the algorithm to the adverse initial data are represented.*

*Radio navigation; geometrical factor; navigation field; radio beacons.*