

УДК 629.7.021.6

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ТИПА КОНВЕРТОПЛАН

С.Ф. Яцун, О.В. Емельянова, К.Г. Казарян
(*teormeh@inbox.ru*)

ГОУ ВО "Юго-Западный государственный университет",
Курск, Россия

Аннотация. В статье рассматривается управляемое движение беспилотного летательного аппарата (БПЛА) вертикального взлета и посадки, типа конвертоплан, с центрально расположенным управляемым приводом, причем поворотным является гондola с винтами и двигателями. Предложен алгоритм системы автоматического управления конвертопланом в основных режимах движения: взлете, горизонтальном полете и посадке. Представленная работа выполнена в рамках проекта РФФИ "Изучение закономерностей движения прыгающе-летающего робота".¹

Ключевые слова: конвертоплан, математическое моделирование, система управления.

Введение

Стремительное развитие малоразмерных высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) со множеством структурных и конструктивных решений, в последнее время, связано с быстро растущими технологиями и инженерными решениями в различных областях промышленности [Jatsun et al, 2014], [Silva et al, 2010], [Ryll et al, 2012]. Они достаточно простоты в изготовлении; благодаря применению современных композитных материалов, имеют надежную и легкую конструкцию, и как следствие малую массу при существенной массе полезной нагрузки. Эти аппараты компактны и маневренны при реализации сложных алгоритмов управления [Рэндал и др 2014], [Павловский и др., 2014].

Одним из перспективных летательных аппаратов можно считать

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 16-08-00787).

конвертоплан, в котором сочетаются признаки вертолетной схемы – вертикальный подъём (спуск) и самолетной схемы – полёт в горизонтальной плоскости при наличии крыла и за счёт изменения вектора тяги [Павловский и др., 2015]. Преимуществом такого аппарата является снижение энергопотребления бортовой системой, которое может достигаться за счёт применения летающего крыла, позволяющего совершать перелеты на дальние расстояния. В тоже время, в известных на сегодняшний день трехроторных схемах конвертопланов, при повороте одного (заднего) или двух боковых поворотных винтов, для перехода из вертикального полёта в горизонтальный, имеет место потеря высоты. Это не является критичным, если полет проходит на достаточных высотах и потеря высоты может быть быстро восстановлена.

Однако существует ряд задач, при выполнении которых необходимо обеспечить полет аппарата на сверхмалых высотах, порядка нескольких метров. В этом случае отсутствие запаса по высоте, в режимах, связанных с изменением направления тяговых сил, может приводить к контакту аппарата с землей в результате потери высоты. Поэтому, нужны новые схемы конвертопланов, летающих на таких режимах.

Предложенная в статье схема БПЛА с центрально расположенным управляемым приводом, центр масс которого совпадает с центром масс всей системы, лишена такого недостатка, так как поддержание заданной высоты полета обеспечивается силами тяги периферийных неповоротных приводов [Яцун и др., 2015а], [Яцун и др., 2014].

Для исследования основных режимов движения предложенной схемы ЛА необходимо построить алгоритм выработки управляющих воздействий; разработать систему управления движением и провести тестирование программного комплекса и инструментальных средств проектирования на основе пространственной модели конвертоплана.

1 Описание и принцип работы конвертоплана

Рассмотрим модель конвертоплана с центрально расположенным управляемым приводом, который движется в неподвижной декартовой системе координат $OXYZ$, тогда $CX_iY_iZ_i$ – подвижные системы координат, проходящие через центр масс корпуса аппарата C (рис. 1, а). Ориентацию в пространстве задают самолетные углы рысканья ψ , тангажа θ и крена φ [Павловский и др 1990].

Аппарат состоит из четырех пар управляемых винтов 1-4 на основе бесколлекторных электроприводов и крыла 5, установленного на несущей раме, на которой также закреплены блок питания, плата управления и приёмник сигнала, электрически связанные с приводами вращения винтов. Причем, центрально расположенный электропривод 1 – с

изменяемым (относительно осей $CX_I Y_I Z_I$) вектором тяги, винты 2, 3, 4 – с неизменяемыми векторами тяги. Отклонение вектора тяги поворотного привода I сначала в плоскости $Ay_I z_I$ на угол α , затем в плоскости $Ax_I z_I$ на угол γ (рис. 1, б), позволяет управлять полётом аппарата по заданной траектории. Компенсация крутящего момента в представленной несимметричной схеме происходит с помощью пар винтов, вращающихся в противоположных направлениях, (по два мотора на одной оси).

Такая схема является устойчивой к внешним воздействиям, отличается простотой исполнения, поможет обеспечить автономный полёт по заложенному маршруту. Для улучшения аэродинамических характеристик аппарата, снижения энергопотребления, данный аппарат снабжен летающим крылом, которое позволяет совершать горизонтальное перемещение с малым энергопотреблением [Яцун и др., 2015a], [Яцун и др., 2015b] [Яцун и др., 2016].

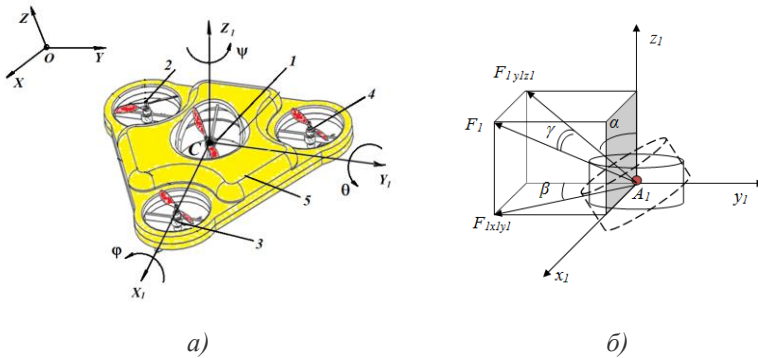


Рис.1. Расчетная схема конвертоплана: а – общий вид; б – центральный поворотный привод

2. Система автоматического управления

В задачах управления БПЛА существует необходимость расчета положения объекта в пространстве, в заданные дискретные моменты времени. Формируемые команды управления содержат соответствующие алгоритмы для указанного маневра, данные о его начале и окончании. Так как конвертоплан совершает сложные перемещения в пространстве, то для упрощения бортовых вычислительных операций, необходимо разбивать их на последовательность более простых поступательных и вращательных движений. А использование специальных алгоритмов, позволит выполнять быстрые преобразования этих последовательностей на аппаратном уровне.

Существует много подходов к решению поставленной задачи, которые реализуются под каждый конкретный случай. Наиболее близкий подход изложен в работе [Хачумов, 2014], где движение БПЛА по заданному маршруту решается как задача преследования цели, основанная на эвристическом методе решения задачи коммивояжера (метод Кохонена). В данном методе используется принцип двухмерного отображения траектория движения распределения n опорных точек (нейронов-кластеров) на одномерный кольцевой маршрут, предварительно заполненный вспомогательными точками. После завершения обучения нейронной сети, положение кластера в маршруте определяется положением его образа в кольцевом выходном слое. Однако в работе предложено осуществлять движение объекта по маршруту с управлением углом тангажа и скоростью. Как показывает опыт, такой подход приводит к накоплению со временем погрешностей, и отклонениям следования от цели.

Данное обстоятельство привело к созданию собственного алгоритма системы управления, использующего некоторые модификации нейронной сети Кохонена. В работе предлагается определять движение объекта с помощью координат в инерциальной системе отчета. Достоинством предлагаемого алгоритма является простота реализации и хорошая результативность движения аппарата на заранее известной траектории с возвратом в исходную точку при условии минимального координатного отклонения. Недостатком является необходимость подгонки алгоритмов полета под конкретную, заранее неизвестную, траекторию.

Управление приводами предложенной конструкции конвертоплана генерируется бортовой системой управления по соответствующим алгоритмам. В состав системы управления входят компаратор, логический регулятор, объект управления и обратные связи [Atsushi Oosedo et al, 2015], [Ryll et al, 2012], [Рэндал и др 2014].

Управляющее напряжение питания от микроконтроллера, через бесколлекторные драйверы, подается на каждый из двигателей винтов 1, 2, 3, 4 и на два сервопривода винта 1, используемые для изменения вектора тяги поворотного винта, и определяющие углы α , γ оси вращения центрального винта. В качестве инерциальной навигационной системы используются: акселерометр, магнитометр, гироскоп. Магнитометр определяет значение угла поворота ψ ; акселерометр - углы поворота φ , θ ; гироскоп показывает значение угловых скоростей ω_{xI} , ω_{yI} . Разрабатываемые нами алгоритм предполагают совместное комплексирование этих значений, что позволяет обеспечивать достаточно точную ориентацию конвертоплана в пространстве.

Информационная система конвертоплана включает в себя также GPS навигацию и 3-х координатный дальномер, необходимые для определения

координат центра масс аппарата X, Y, Z в инерциальной системе отсчета.

Полученные данные приходят на микроконтроллер где сравниваются с заданными значениями параметров, которые сохранены в постоянном запоминающем устройством (ПЗУ). Величина ошибки (Δ_i) по соответствующим обобщенным координатам и углам, определяемая разностью между фактическими и заданными значениями, поступает на вход регулятора, который вычисляет значения управляющих напряжений U_1-U_6 , подаваемых на электродвигатели, в соответствии с принятой стратегией $U_i=U_i(\Delta_i)$.

Таким образом, система управления обеспечивает движение конвертоплана по заданной траектории [Яцун и др., 2016].

Величину вектора ошибки $\bar{\Delta}(t)$ в реальном масштабе времени t можно представить как:

$$\bar{\Delta}(t) = \bar{q}^*(t) - \bar{q}(t),$$

где $\bar{q}^*(t) = \begin{pmatrix} X^* \\ Y^* \\ Z^* \\ \varphi^* \\ \theta^* \\ \psi^* \end{pmatrix}$, $\bar{q}(t) = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \\ \varphi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix}$ - заданное и полученное значения

обобщенных координат и углов.

Обозначим значение ошибки в начальный момент времени ($t=0$), как $\bar{\Delta}_0$, а её первую производную как \bar{v}_0 , тогда

$$\bar{\Delta}(0) = \bar{\Delta}_0, \quad \frac{d}{dt} \bar{\Delta}(0) = \bar{v}_0.$$

Асимптотическое стремление ошибки к нулю будет обеспечено, если ошибка удовлетворяет уравнению:

$$\frac{d^2}{dt^2} \bar{\Delta} + k_d \frac{d}{dt} \bar{\Delta} + k_p \bar{\Delta} = 0,$$

где k_p, k_d — коэффициенты усиления пропорциональной и дифференциальной составляющих регулятора соответственно:

$$k_p = \begin{pmatrix} k_{1X} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_{1Y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_{1Z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_{1\varphi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & k_{1\theta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{1\psi} \end{pmatrix}, k_d = \begin{pmatrix} k_{2X} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_{2Y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_{2Z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_{2\varphi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & k_{2\theta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{2\psi} \end{pmatrix}.$$

Характеристические уравнения имеют вид:

$$\lambda_i^2 + k_{i+3}\lambda_i + k_i = 0,$$

а их решения: $\Delta_i = C_{1,i}e^{\lambda_{1,i}t} + C_{2,i}e^{\lambda_{2,i}t}$, $i = 1-3$,

где $C_{i,j}$ — константы интегрирования, определяемые из начальных условий, $\lambda_{i,j}$ — корни j -го характеристического уравнения ($j=1...6$).

Все корни отрицательные и действительные, при условии, что элементы матрицы k_p, k_d удовлетворяют следующим соотношениям:

$$4k_{1X} < k_{2X}^2; 4k_{1Y} < k_{2Y}^2; 4k_{1Z} < k_{2Z}^2; 4k_{1X\varphi} < k_{2\varphi}^2; 4k_{1\theta} < k_{2\theta}^2; 4k_{1\psi} < k_{2\psi}^2.$$

Такой подход позволяет определять область параметров многомерного PD-регулятора, обеспечивающего оптимальную работу системы управления конвертопланом. Использование интегрального коэффициента, как показывает практика, на таком аппарате не предполагается вследствие достаточной инерционности конвертоплана.

3. Синтез алгоритма управления движением конвертоплана по траектории

Траектория движения конвертоплана будет состоять из трех этапов: вертикальный взлет, полет в горизонтальной плоскости и посадка [Яцун и др., 2015b], [Яцун и др., 2016].

Рассмотрим подробнее каждый из этапов.

1 этап — взлет: $0 \leq Z \leq H$, $X=X_0=R$, $Y=Y_0$, $Z=Z(t)$, где X_0, Y_0 — параметры взлёта, H — высота подъёма; $\alpha=0^0$, $\gamma=0$. Тяговые силы $F_i = b\omega_i^2$, $i=1-4$, параллельны оси CZ_1 и формируются в зависимости от ошибки по высоте: $F_i = F_i(\Delta Z)$, где b — аэродинамическая составляющая. Начало полета конвертоплана происходит в момент времени, когда нормальная реакция опорной поверхности $\bar{N}=0$; при этом выполняется условие: $Mg < F1z + F2 + F3 + F4$.

2 этап — полет по заданному закону (рис.2). Пусть траектория движения конвертоплана в плоскости XOY задана окружностью, радиуса R : $Z=H$, $X = R \cos(\Omega t)$, $Y = R \sin(\Omega t)$, где R — радиус зоны облета, ΩR —

максимальная скорость движения центра масс конвертоплана по траектории. Уравнение траектории имеет вид: $X^2 + Y^2 = R^2$.

Для обеспечения движения конвертоплана по траектории развернем поворотный винт на угол $\alpha=90^\circ$ в направлении движения и управляемыми параметрами будут являться: $-135^\circ \leq \gamma = \beta \leq 135^\circ$, $\beta = \beta(\Delta\psi)$ – формируется в зависимости от ошибки по углу рысканья; силы тяги неповоротных винтов 2-4 формируются также как на 1 этапе: $F_i = F_i(\Delta Z)$, $i=2-4$, а поворотного винта $F_1 = F_1(\Delta X, \Delta Y)$ – в зависимости от ошибок по перемещению.

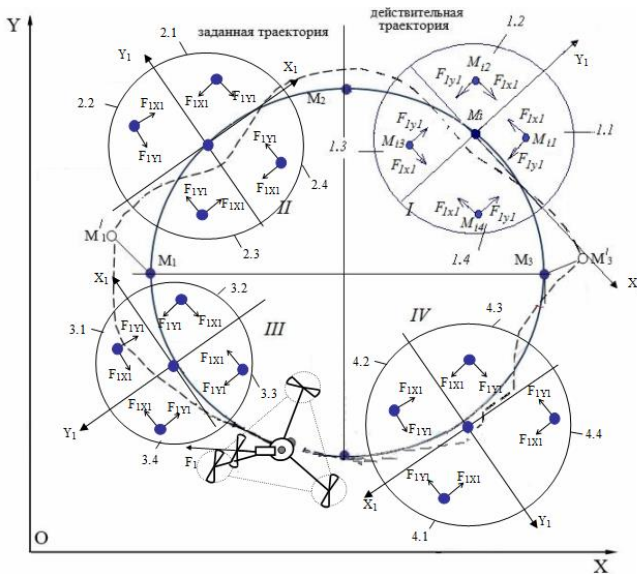


Рис.2. Схема алгоритма управления движением конвертоплана по заданной траектории

Для составления алгоритма полета конвертоплана в горизонтальной плоскости зададимся направлением зоны облета – против хода часовой стрелки. Условно разделим окружность на 4 четверти и контроль за действительным положением объекта M'_i ($i=1...n$) будем осуществлять с помощью совокупностей точек M_i , расположенных в каждой из четвертей. Для построения системы управления, удовлетворяющей заданной траектории, будем фиксировать координаты, изменение координат, получаемые от объекта по отношению к точкам, находящейся в конкретной четверти, определять ошибки перемещения Δx и Δy , где $\Delta X_i = X_i^* - X_i$ – погрешность перемещения по оси X ; $\Delta Y_i = Y_i^* - Y_i$ –

погрешность перемещения по оси Y .

Для минимизации величины ошибки необходимо настроить систему управления таким образом, чтобы угол β поворотного центрального винта, относительно осей подвижной системы координат $X_I Y_I Z_I$, а соответственно и знаки проекций тяговой силы F_{1X_I}, F_{1Y_I} обеспечивали минимальное отклонение центра масс конвертоплана от заданной траектории в пространстве.

Рассмотрим последовательность наведения конвертоплана на точки M_i , алгоритм управления движением представляет собой решение задачи по определению в каждой четверти траектории требуемой скорости и управляющих сил, обеспечивающих асимптотическое сближение действительного и заданного положения аппарата. В каждой четверти можно выделить 4 зоны, в которых определяем действительное положение точки M'_i , знак проекции силы F_I на оси подвижной системы координат и значение угла β , тангенс угла которого, определен как: $\operatorname{tg}\beta = \frac{F_{1Y_I}}{F_{1X_I}}$.

Например: для I четверти (фрагмент на рис. 2):

точка M'_{i1} (зона 1.1): $F_{1X_I} = -F_{1X_I}; F_{1Y_I} = -F_{1Y_I}; \beta = 45^\circ$;

точка M'_{i2} (зона 1.2): $F_{1X_I} = F_{1X_I}; F_{1Y_I} = -F_{1Y_I}; \beta = -45^\circ$;

точка M'_{i3} (зона 1.3): $F_{1X_I} = F_{1X_I}; F_{1Y_I} = F_{1Y_I}; \beta = -135^\circ$;

точка M'_{i4} (зона 1.4): $F_{1X_I} = -F_{1X_I}; F_{1Y_I} = F_{1Y_I}; \beta = 135^\circ$.

Знаки угла β указывают направление и величину, на которую необходимо повернуть проекцию силы тяги поворотного винта F_I , чтобы обеспечить заданную траекторию движения.

3 этап – спуск и посадка: $0 \leq Z \leq H, X=X_0=R, Y=Y_0, Z=Z(t)$. Данный этап аналогичен первому этапу. Здесь $\alpha=0^\circ, \gamma=0^\circ$. Тяговые силы $F_i=F_i(\Delta Z)$, $i=1-4$, параллельны оси CZ_I и являются функциями ошибки по высоте.

Результаты математического моделирования представлены на рис. 3. На рисунке 3 представлены зависимости изменения проекций сил тяги управляемых пар винтов с неизменяемыми векторами тяги ($\vec{F}_2 - \vec{F}_4$) и поворотного винта I (F_{1x} и F_{1y}) на каждом из этапов полета: взлете (I), горизонтальном полете (II) и посадке (III). По ним можно судить о характере движения ЛА в пространстве и путем изменения углов α, γ поворотного винта изменять направление движения в горизонтальной плоскости, а так же контролировать заданную высоту подъёма конвертоплана.

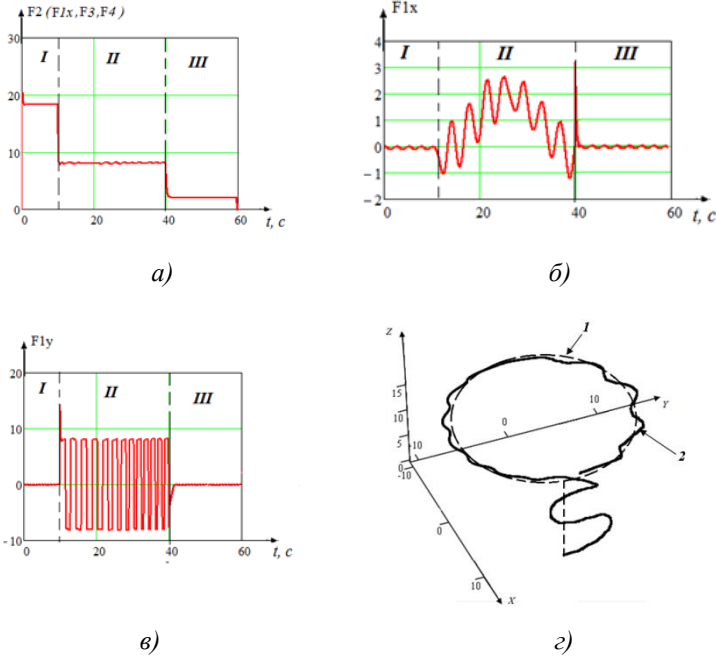


Рис.3. Графики зависимостей проекций тяговых сил от времени: *a* – на ось *Z*, *б* – на ось *X*, *в* – на ось *Y*; *г* – пространственная фактическая траектория движения; *1* – заданная траектория, *2* – фактическая траектория от времени; *I, II, III* – этапы полета

Анализ графиков показывает, что использование пропорционально-дифференциального регулятора позволяет обеспечить достаточно устойчивое движение конвертоплана по заданной траектории. Данный метод управления может быть использован при наличии достаточно точной информации о пространственной траектории исследуемого объекта. Результаты математического моделирования показывают устойчивость системы управления.

Выводы

Предложена конструкция и расчетная схема конвертоплана с центрально расположенным управляемым приводом, алгоритм выработки управляющих воздействий, который заключается в использовании области рациональных параметров коэффициентов для ПД регулятора, определяющих работу приводов аппарата в различных режимах полета по

заданной траектории.

Предложен метод управления движением аппарата в горизонтальной плоскости, включающий задание произвольной траектории, позволяющий минимизировать ошибки перемещения летательного аппарата.

Список литературы

- [**Atsushi Oosedo et al, 2015**] Atsushi Oosedo, Satoko Abiko, Shota Narasaki, Atsushi Kuno, Atsushi Konno, Masaru Uchiyama. Flight control systems of a quad tilt rotor unmanned aerial vehicle for a large attitude change. Robotics and Automation (ICRA), 2015 IEEE International Conference on. –P. 2326-2331.
- [**Jatsun et al, 2014**] Jatsun S.F. Mathematical model of the quadrotor type unmanned aerial vehicle with neurocontroller. / S.F. Jatsyn, V.E. Pavlovsky, O.V. Emelyanova, A.S. Savitsky // Advances in Robotics, Mechatronics and Circuits: proceedings of the 18th International Conference on Circuits (CSCC'14) and proceedings of the 2014 International Conference on Mechatronics and Robotics, Structural Analysis (MEROSTA 2014), Santorini Island, Greece. –2014. - P. 46-50.
- [**Silva et al, 2010**] Silva C., Yeo, H., and Johnson, W. Design of a Slowed-Rotor Compound Helicopter for Future Joint Service Missions. Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialist's Conference, San Francisco, CA, January 20-22, 2010.
- [**Ryll et al, 2012**] M. Ryll, H. N. Bulthoff and P. Robuffo Giordano. Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Tilting Propeller. Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on. PP. 4606-4613.
- [**Павловский и др., 2014**] Павловский В.Е. Моделирование и исследование процессов управления квадрокоптером / В.Е. Павловский, С.Ф. Яцун, О.В. Емельянова, А.В. Савицкий // Робототехника и техническая кибернетика: научно-техн. журнал / Санкт-Петербург.–2014.– №4(5). –С.49-57.
- [**Павловский и др., 2015**] Павловский В. Е. Математическое моделирование робота с переменным вектором тяги/ В. Е. Павловский, С. Ф. Яцун, О. В. Емельянова, С. П. Стуканёва // Второй всероссийский научно-практический семинар «Беспилотные транспортные средства с элементами искусственного интеллекта» (БТС-ИИ-2015)»: Труды семинара. – Санкт –Петербург: Изд-во «Политехника-сервис», –2015. –С.99-106.
- [**Павловский и др 1990**] Павловский М.А., Акинфеев Л.Ю., Бойчук О.Ф. Теоретическая механика. Динамика.-К.: Выща шк., 1990.-480 с.
- [**Рэндал и др 2014**] Рэндал У.Биард. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика/ Рэндал У.Биард, Тимоти У. МакЛейн // Москва:ТЕХНОСФЕРА, 2015.-312 с.
- [**Хачумов, 2014**] Хачумов М.В. Задача облета беспилотным летательным аппаратом с учетом ветровых нагрузок/М.В. Хачумов// Второй всероссийский научно-практический семинар «Беспилотные транспортные средства с элементами искусственного интеллекта» (БТС-ИИ-2015)»: Труды семинара. – Санкт –Петербург: Изд-во «Политехника-сервис», –2015. –С.130-135.
- [**Яцун и др., 2014**] Яцун С. Ф. Моделирование движения квадрокоптера при

отклонении осей несущих винтов относительно корпуса / С. Ф. Яцун, О.В. Емельянова, А.И. Савин // Вибрационные технологии, мехатроника и управляемые машины: сб. науч. ст.: в 2ч. Ч.1/ Юго-Зап. гос. ун-т. Курск. –2014.–С.329- 338.

[Яцун и др., 2015а] Яцун С.Ф. Моделирование полёта конвертоплана в различных режимах движения / С. Ф. Яцун, О. В.Емельянова, А. И. Савин, С. П.Стуканёва //Известия ЮЗГУ. Серия техника и технологии. 2015. - №1(14) – С. 55-66.

[Яцун и др., 2015б] Яцун С.Ф. Математическое моделирование конвертоплана с центрально расположенным управляемым приводом./ С. Ф. Яцун, О. В. Емельянова, А. И. Савин // Известия ЮЗГУ. Серия техника и технологии. –2015. - №4(17) – С. 31-37.

[Яцун и др., 2016] Яцун С.Ф. Алгоритм управления движением конвертоплана с центральным управляемым вектором тяги / С.Ф. Яцун, О.В. Емельянова, Г.В.Климов, С.П.Стуканева// Вибрационные технологии, мехатроника и управляемые машины: сб. науч. ст.: в 2ч. Ч.1/ Юго-Зап. гос. ун-т. Курск, 2016.–С.50- 62.