

ОЦЕНКА ИЗМЕНЕНИЯ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕМ

В.В. Зеленцов¹, В.С. Тарасов², Л.А. Шаповалов¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: zelentsov33@gmail.com

²ОАО “ВПК “НПО машиностроения”, г. Реутов, Московская обл.,
Российская Федерация
e-mail: 3900000@gmail.com

Для эффективной работы беспилотного летательного аппарата (БПЛА) необходимо обеспечить как можно большую длительность и дальность его полета. Увеличение длительности, а следовательно, и дальности полета можно было бы достичь, увеличивая запас топлива. Но это приводит к увеличению массы аппарата и, как следствие, к уменьшению дальности полета. Применение электродвигателей на БПЛА потребует размещения на борту аккумуляторных батарей, которые имеют значительную массу. Между тем аппарат имеет большие по площади несущие поверхности (крылья), на которых можно разместить фотоэлектрические преобразователи для питания двигателя, что позволит сократить массу аккумуляторных батарей. Рассмотрен вопрос об увеличении дальности и времени полета БПЛА с электродвигателем. Питание электродвигателя осуществляется от аккумуляторных батарей и фотоэлектрических преобразователей, установленных на крыльях аппарата. В результате исследования получено, что продолжительность полета увеличивается на 4%, при сохранении маневренности аппарата.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, электродвигатель, продолжительность полета, солнечная батарея, фотоэлектрический преобразователь.

ESTIMATION OF CHANGE IN TIME OF FLIGHT OF UNMANNED FLYING VEHICLE WITH ELECTRICAL ENGINE

V.V. Zelentsov¹, V.S. Tarasov², L.A. Shapovalov¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: zelentsov33@gmail.com

²ОАО “ВПК “НПО машиностроения”, Reutov, Moscow region, Russian Federation
e-mail: 3900000@gmail.com

For effective operation of an unmanned flying vehicle, it is necessary to ensure a large time and range of its flight as possible. The extension of the flight time and hence the flight range can be achieved by increasing the fuel capacity. However this leads to an increase in the vehicle mass and hence to a reduction in the flight range. The application of electrical engines onboard the unmanned flying vehicle will require the onboard accommodation of accumulator batteries having a substantial mass. Meanwhile, the vehicle has large-area lifting surfaces (wings), on which photoelectric converters for feeding the engine can be arranged; this will enable the mass of accumulator batteries to be reduced substantially. A problem is considered regarding the extension of the flight range and time of the unmanned flying vehicle with electrical engine. The power supply of the electrical engine is provided from the accumulator batteries and photoelectric converters mounted on the vehicle wings. As a result of the investigation, it is obtained that the flight range increases by 4% with maintaining the vehicle maneuverability.

Keywords: unmanned flying vehicle, electric engine, flight time, solar battery, photoelectric converter.

В основу настоящей статьи легло исследование эффективности и целесообразности размещения фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на крыльях беспилотных летательных аппаратов с электродвигателем (БПЛА-электролетов) в условиях полета в динамически меняющихся погодных условиях.

Алгоритм, приведенный в работе [1], в известной мере может быть использован в качестве методологической основы для решения группы аналогичных задач по поиску эффективных энергетических решений в условиях неизбежной ограниченности и неопределенности данных о реальных условиях эксплуатации БПЛА.

Цель настоящей статьи — выработка алгоритма, позволяющего определить реальную энергетическую эффективность установки дополнительных источников питания на БПЛА на примере размещения на крыльях БПЛА-электролета автономных ФЭП.

Общая постановка задачи и метод ее решения. Задача вычисления изменения продолжительности полета БПЛА-электролета при установке на его крылья ФЭП может быть представлена в виде зависимости $\Delta t = f(\Delta\Phi, \Delta m, \Delta I)$, где Δt — изменение продолжительности полета БПЛА; $\Delta\Phi$ и Δm — изменение формы и массы БПЛА; ΔI — вклад ФЭП в энергопитание БПЛА.

Метод, с помощью которого решается данная задача о продолжительности полета, состоит из нескольких эвристических алгоритмов, при необходимости объединяемых в иерархическую последовательность. Результатом применения алгоритмов метода является, во-первых, задача, удобная для решения, и, во-вторых, результат решения, удобный для использования.

Применительно к данной конкретной задаче эвристические алгоритмы удобно выстроить по иерархической схеме (рис. 1). Схема позволяет реализовать контролируемый рост детализации задачи и предполагаемого результата.

Эвристические алгоритмы раздела “Задача” дают представление о том, каким должно быть предполагаемое решение в соответствии с логикой вопроса. Здесь, как правило, формируется ориентировочный состав разделов “Метод” и “Инструменты”.

Содержание блоков раздела “Задача” в виде примеров приведено далее.

Формальный вопрос:

— административный уровень: “Как изменится продолжительность полета БПЛА при установке ФЭП на крылья?”;

— технический уровень: “При установке ФЭП изменится масса, форма и энергообеспеченность БПЛА. Как этот комплекс параметров повлияет на продолжительность полета?”;

— смысловой уровень: “В условиях неопределенности применения БПЛА оценки должны быть проведены в виде, удобном для под-

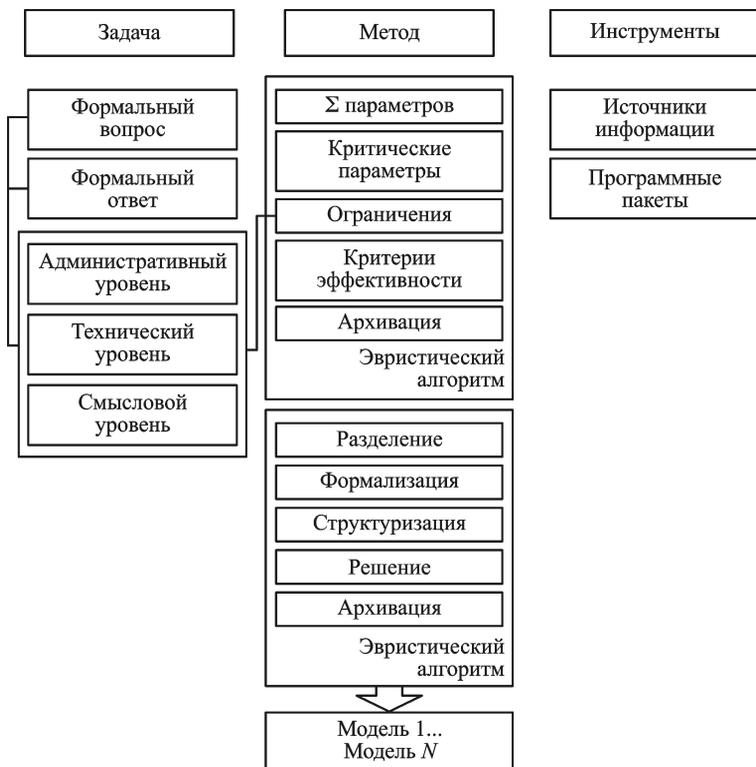


Рис. 1. Эвристический алгоритм

становки широкого спектра исходных данных. Рациональный состав исходных данных также необходимо выработать”.

Формальный ответ:

- административный уровень: “Увеличится/уменьшится значительно/незначительно”;
- технический уровень: “График изменения продолжительности полета в зависимости от тока, снимаемого с ФЭП”;
- смысловой уровень: “Исходные данные для расчета в требуемом приближении. При изменении формы профиля определенным образом изменятся летно-технические характеристики БПЛА. Оценка реализуемости полета на широком диапазоне исходных данных”.

Эвристические алгоритмы раздела “Метод” — это основные действующие алгоритмы метода. Они служат для приведения задачи к виду, удобному для решения в соответствии с направлением, выбранным в разделе “Задача”. Раздел “Метод” состоит из двух алгоритмов, выполняющих схожие функции, что необходимо для достижения полноты и надежности получаемых моделей и результатов. Применение указанных алгоритмов рассмотрено далее.

Раздел “Инструменты” содержит готовые информационные решения, применимые к построению алгоритма решения данной конкретной задачи. Сюда относятся литературные источники, программные пакеты, экспертные оценки и прочее.

Таким образом, сформирована конкретная задача различной степени детализации, дано краткое описание метода, который будет к ней применен.

Критические параметры, ограничения, критерий эффективности функционирования БПЛА. *Общий перечень (сумма) параметров.* Аэродинамические силы и моменты, действующие на БПЛА, его массовые и моментные характеристики, параметры типовой траектории, степень устойчивости, параметры энергосистемы, стоимость закупки и установки ФЭП и т.д.

Критические параметры:

- АДХ БПЛА ($C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $S_{\text{хар}}$);
- силы, действующие на БПЛА ($X(\alpha, v_{\text{полета}})$, $Y(\alpha, v_{\text{полета}})$, $P_{\text{дв}}$, mg);
- параметры энергообеспечения БПЛА (ΔI , $I_{\text{потребл}}$, $C_{\text{батареи}}$, $t_{\text{полета}}$).

Ограничения:

- административные ограничения – не имеются;
- технические ограничения: диапазон углов атаки $-4^\circ < \alpha < 20^\circ$, $P_{\text{дв}} \neq f(v_{\text{полета}})$, $m = \text{const}$, $C_x \neq f(v_{\text{полета}})$, $C_y \neq f(v_{\text{полета}})$.
- смысловые ограничения: границы минимальной маневренности, необходимой БПЛА для осуществления взлета, стационарного полета и посадки.

Критерием эффективности действия БПЛА является время полета $t_{\text{полета}}$, вычисленное по формуле

$$t_{\text{полета}} = \frac{C_{\text{батареи}}}{I_{\text{потребл}} - \Delta I}, \quad (1)$$

где $C_{\text{батареи}}$ – емкость бортовых батарей; $I_{\text{потребл}}$ – ток, потребляемый системами БПЛА; ΔI – ток, снимаемый с ФЭП. Этот критерий не представляет сложности для вычисления, основную сложность представляет формирование смысловых ограничений, связывающих параметры $v_{\text{полета}}$, α , X , Y , $P_{\text{дв}}$, mg .

Рассмотрим более подробно *смысловые ограничения*, связывающие критические параметры модели. Сумма сил, действующих на БПЛА в стационарном полете, может быть описана системой уравнений

$$\begin{aligned} X &= P \cos \alpha; \\ Y &= mg, \end{aligned} \quad (2)$$

причем $P \cos \alpha = P$ в силу малого диапазона α ($-4^\circ < \alpha < 20^\circ$).

Коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы крыла БПЛА считаются известными и задаются согласно данным профиля ЦАГИ 16–12 % [1], наиболее близкого к реальному профилю исследуемого БПЛА. Параметры профиля пересчитываются от стандартного справочного удлинения ($\lambda = 5$) к удлинению крыла БПЛА ($\lambda = 10$), сопротивление корпуса учитывается согласно методике [1], сопроти-

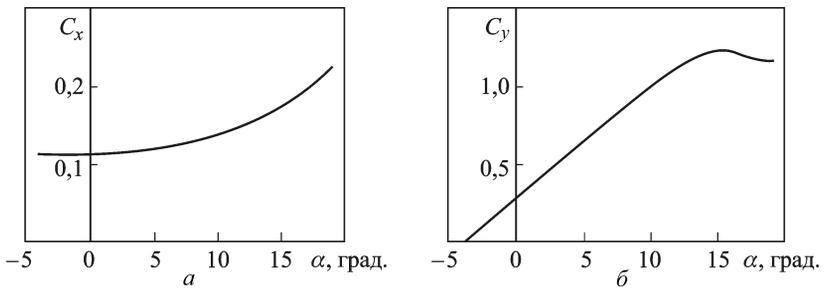


Рис. 2. Зависимость угла атаки α от критических параметров C_x (а) и C_y (б)

вление оперения не учитывается. Графики C_x и C_y БПЛА приведены на рис. 2.

Формулы для определения силы лобового сопротивления X и подъемной силы Y имеют вид

$$X = C_x \frac{\rho v^2}{2} S_{\text{хар}}, \quad (3)$$

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S_{\text{хар}}, \quad (4)$$

где ρ — плотность воздуха, v — скорость полета; $S_{\text{хар}}$ — характерная площадь (площадь обособленного крыла). Для известной тяги $P_{\text{дв}}$ и массы m БПЛА можно построить поверхности в координатах v и α , которые представляют собой графическую интерпретацию следующих систем неравенств (рис. 3):

$$\begin{cases} X > P_{\text{дв}}; \\ X \leq P_{\text{дв}}, \end{cases} \quad (5)$$

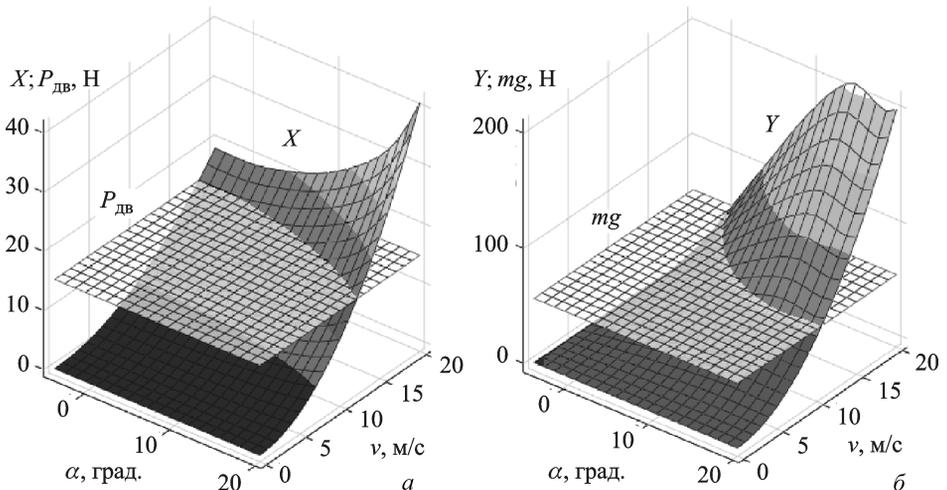


Рис. 3. Графическая интерпретация систем неравенств (5) (а) и (6) (б)

$$\begin{cases} Y > mg; \\ Y \leq mg. \end{cases} \quad (6)$$

Часть поверхности X , находящаяся под плоскостью $P_{дв}$ (рис. 3, а), описывает торможение БПЛА, часть поверхности X , находящаяся над плоскостью $P_{дв}$, описывает разгон БПЛА. Аналогично часть поверхности Y (рис. 3, б) находящаяся под плоскостью mg , описывает снижение БПЛА. Линия пересечения X и $P_{дв}$ описывает стационарный режим по скорости, линия пересечения Y и mg — стационарный режим по высоте.

Поверхности X и Y можно представить в виде изолиний (рис. 4), соответствующих наборам значений тяги и массы БПЛА. Набор значений тяги описывает дросселирование двигателя, набор значений массы — варьирование массы БПЛА-электролета за счет изменения состава аппаратуры.

Рассмотрим более подробно отдельную лепесткообразную область (см. рис. 5).

Стационарный полет в соответствии с уравнением (2) (сумма сил, действующих на БПЛА) возможен в точках “Стац. полет 1” и “Стац. полет 2”, показанных на рис. 5. Технически точка “Стац. полет 2” располагается близко к срывной зоне ($\alpha > \alpha_{крит}$), и стационарный полет там неосуществим. Эта точка определяет минимальную взлетную скорость $v_{взл}$. Лепесткообразная зона разгон–набор представляет собой зону, в которой возможно маневрирование БПЛА без потери высоты и скорости.

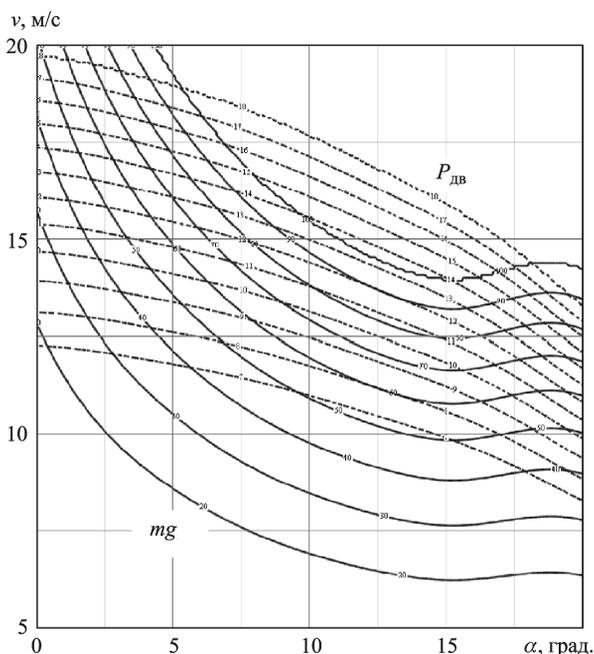


Рис. 4. Изолинии, соответствующие наборам значений тяги и массы БПЛА

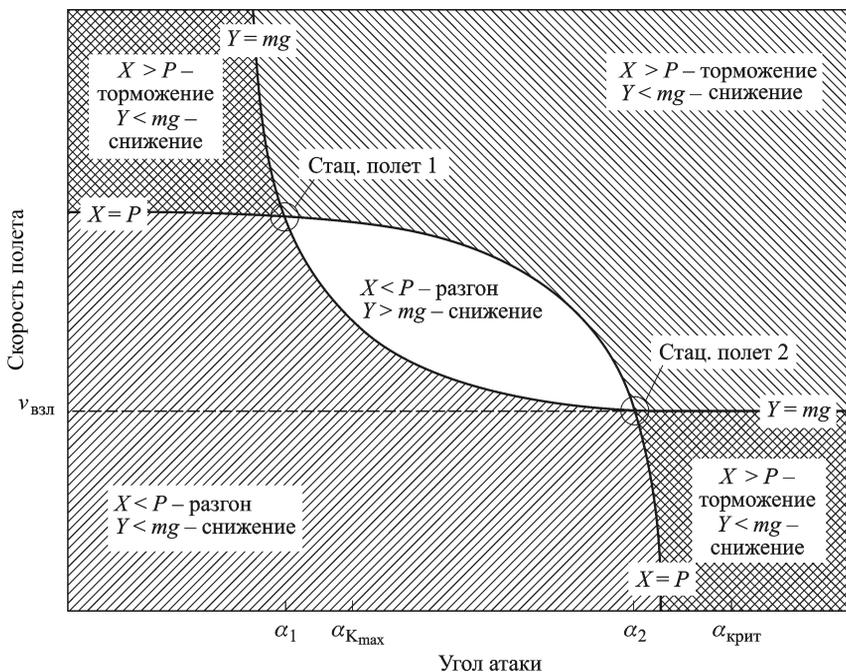


Рис. 5. Пример использования номограммы для определения параметров БПЛА

Исходя из номограммы (см. рис. 4), можно получить качественные и числовые данные о необходимой тяге и массе БПЛА: для осуществления взлета и посадки ($\alpha_2 < \alpha_{крит}$); для обеспечения необходимых границ области разгон-набор по α и v ; для достижения максимальной дальности ($\alpha_1 \rightarrow \alpha_{Kmax}$) путем дросселирования двигателя.

Таким образом, рассмотрены критические параметры, ограничения и критерий эффективности модели БПЛА. Показано, каким образом дополнительный ток, снимаемый с ФЭП, приводит к увеличению продолжительности полета БПЛА (1). Также показаны границы маневренности БПЛА, связанные с его массовыми и геометрическими характеристиками.

Численное решение задачи о продолжительности полета. Далее рассмотрим применение описанного метода к конкретной задаче. Исходными данными для расчета являются: тяга, развиваемая двигателем $P_{дв} = 15,1$ Н; характеристики профиля крыла до и после установки ФЭП, соответствующие стандартным профилям “БИЧ-6” и “ЦАГИ-6-12%” [1]; масса БПЛА при установке ФЭП на крылья изменится на 5...5,7 кг; средний относительный ток $\frac{\Delta I}{I_{потребл}}$, снимаемый с ФЭП, полагается равным 4%.

Изменение лепесткообразной зоны маневренности и относительное увеличение продолжительности полета представлено на рис. 6 и 7.

Примечание. Кривые 1 (серые) соответствуют профилю “БИЧ-6”, кривые 2 (черные) соответствуют профилю “ЦАГИ-6-12%”.

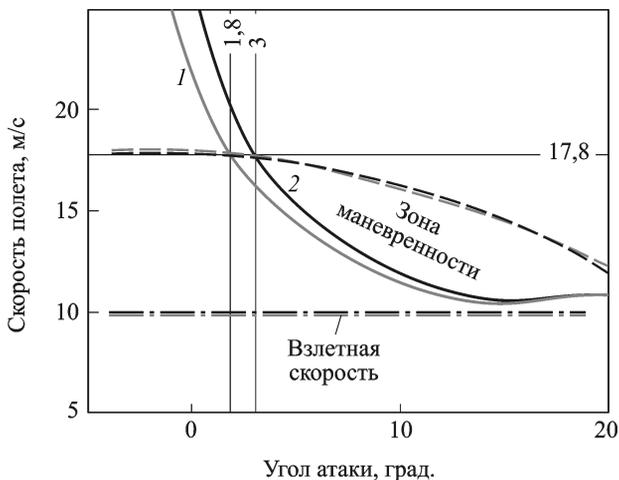


Рис. 6. Изменение зоны маневренности БПЛА

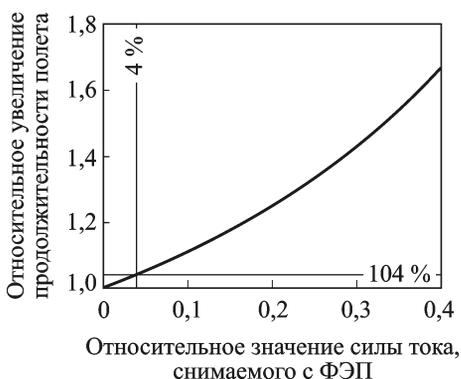


Рис. 7. Зависимость продолжительности полета БПЛА от эффективности ФЭП

Из графиков (см. рис. 6 и 7) следует, что продолжительность полета БПЛА возросла на 4% (от 100% до 104%), при этом взлетная скорость возросла на 9,7... 10 м/с, ограничение зоны маневренности по углу атаки изменилось от 1,8° до 3°, ограничение зоны маневренности по скорости изменилось незначительно.

Заключение. Описана методика определения целесообразности и эффективности установки дополнительных ФЭП на крыльях БПЛА.

Модель создана с учетом невозможности точного определения погодных условий и уровня освещенности в каждый конкретный момент эксплуатации БПЛА-электролета на момент проектирования.

Методика расчетов, приведенная в статье, позволяет с необходимой точностью выявить степень влияния дополнительного тока с использованием ФЭП на увеличение продолжительности полета БПЛА и принять решение о необходимости подобной модификации изделия.

Разработанный алгоритм позволяет провести расчет границ маневренности БПЛА с учетом его индивидуальных массовых и геометрических характеристик, благодаря чему появляется возможность получить качественные и числовые данные о необходимой тяге и массе БПЛА для осуществления взлета и посадки, обеспечения необходимых параметров разгона и набора высоты, а также для достижения максимальной продолжительности полета путем дросселирования двигателя.

В рамках конкретной рассматриваемой практической задачи установка ФЭП на крыло легкого БПЛА привела к увеличению продолжительности полета, взлетной скорости, при этом ограничение зоны маневренности по углу атаки увеличилось незначительно, а ограничение зоны маневренности по скорости практически не претерпело изменений.

Построенная система неиерархических эвристических алгоритмов и численных расчетов может быть применена к широкой группе задач по вычислению эффективности и целесообразности модификации энергетических систем БПЛА для максимального увеличения продолжительности его полета с учетом сохранения необходимой маневренности БПЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Кравец А.С.* Характеристики авиационных профилей. М.: ГИОП, 1939.
2. *Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А.* Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978.

REFERENCES

1. *Kravets A.S.* Kharakteristiki aviatsionnykh profiley [Characteristics of aircraft profiles]. Moscow, GIOP Publ., 1939.
2. *Badyagin A.A., Mukhamedov F.A.* Proektirovanie legkikh samoletov [Design of light aircrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978.

Статья поступила в редакцию 13.11.2012

Владимир Викторович Зеленцов — канд. техн. наук, доцент кафедры “Аэрокосмические системы” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 60 научных работ в области конструирования и проектирования беспилотных летательных аппаратов. МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

V.V. Zelentsov — Cand. Sci. (Eng.), assoc. professor of “Aerospace Systems” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 60 publications in the field of designing and construction of unmanned flying vehicles.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Вячеслав Сергеевич Тарасов — инженер ОАО “ВПК “НПО машиностроения”, автор 10 научных работ в области электротехники.

ОАО “ВПК “НПО машиностроения”, Российская Федерация, 143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33.

V.S. Tarasov — engineer of ОАО “ВПК “NPO mashinostroeniya”. Author of 10 publications in the field of electrical engineering.

ОАО “ВПК “NPO mashinostroeniya”, Gagarina ul., 33, Reutov, Moscow region, 143966 Russian Federation.

Лев Александрович Шаповалов — аспирант кафедры “Аэрокосмические системы” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор ряда научных работ в области конструирования и проектирования беспилотных летательных аппаратов.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

L.A. Shapovalov — post-graduate of “Aerospace Systems” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of a number of publications in the field of construction and designing of unmanned flying vehicles.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.