

15. *Паришин С., Горбачев Ю., Кожанов Ю.* Современные тенденции развития теории и практики управления в вооруженных силах США. – М.: ЛЕНАНД, 2009.
16. *Копытко В., Шентура В.* Проблемы построения единого информационного пространства ВС РФ и возможные пути их решения. <http://www.avnrf.ru>.
17. *Кондратьев А.* Сетевидный фронт // Национальная оборона. – 2013. – № 1.
18. *Roger N. Medermott.* Russian Perspective on Network-Centric Warfare: Topics The Key Aim of Serdyukov's Reform (FMSO).
19. *Кандауров Д.* Комплекс ЕСУ ТЗ: желаемое и действительное // Армейский вестник – 23 ноября 2010 г.
20. Язык схем радикалов: методы, алгоритмы / Под ред. А.В. Чечкина, А.В. Рожнова: Коллективная монография. – М.: Радиотехника, 2008.

Статью рекомендовал к опубликованию д.ф.-м.н., профессор В.Е. Кривоножко.

Белавкин Петр Александрович – Военная академия ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого; e-mail: varvsn@mil.ru; 109074, Москва, Китайгородский проезд, 9/5; тел. (факс): 84956983917; соискатель.

Федосеев Сергей Анатольевич – начальник НИЦ.

Рожнов Алексей Владимирович – Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук; e-mail: snv@ipu.ru; 117997, Москва, ул. Профсоюзная, 65; тел.: 84953348910, факс: 84953349340, 84992346426; с.н.с.; к.т.н.

Лобанов Игорь Александрович – Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный научно-исследовательский институт экономики, информатики и систем управления" (ЦНИИ ЭИСУ); e-mail: a.ji@bk.ru; 123104, г. Москва, Тверской бульвар, 7/2; тел.: 84955392249; инженер-программист.

Belavkin Pyotr Alexandrovich – Strategic Rocket Troops Military Academy after Peter the Great the Defence Ministry Russian Federation; e-mail: varvsn@mil.ru; 9/5 Kitaygorodsky proezd, Moscow 109074, Russia; phone (fax): +74956983917; applicant.

Fedoseev Sergej Anatol'evich – chief SIC.

Rozhnov Alexej Vladimirovich – V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences; e-mail: snv@ipu.ru; 65, Profsoyuznaya street, Moscow 117997, Russia; phone: +74953348910, fax: +74953349340, +74992346426; senior researcher; cand. of eng. sc.

Lobanov Igor' Alexandrovich – Federal State Unitary Enterprise "Central Scientific-and-research Institute of Economics, Informatics and Control Systems"; e-mail: a.ji@bk.ru; 7/2 Tverskoy boulevard, Moscow, 123104, Russia; phone: 84955392249; software engineer.

УДК 62-503.55

А.К. Волковицкий, Е.В. Каршаков, Б.В. Павлов

СТРУКТУРА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРОВОДКОЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Статья посвящена особенностям алгоритмов управления движением летательного аппарата при проводке в процессе выполнения полетного задания. Выделяются три основных режима управления: режим сближения с прямолинейной траекторией и стабилизации движения вдоль нее, режим движения по криволинейной траектории, являющейся переходной между прямолинейными участками, режим полета на заданную точку. Решение задачи управления для каждого из режимов движения летательного аппарата достигается при помощи алгоритма стабилизации по тому или иному критерию, а задача управления в целом сводится к последовательному переключению параметров регулирования.

Управление движением; ПИД-регулятор; человеко-машинные системы.

A.K. Volkovitsky, E.V. Karshakov, B.V. Pavlov

THE STRUCTURE OF THE CONTROL ALGORITHMS OF AIRCRAFT NAVIGATING

The article is devoted to some features of the aircraft navigating control algorithms used during flight mission. There are three basic modes of control: the mode of approach to a straight line trajectory and stabilization of motion along it; the mode of motion along a curved trajectory, which is a transit path between two straight trajectories; the mode of aiming at a point. Control problem solution for each motion stage is achieved using some stabilization algorithm in terms of one or another stabilization parameter. And the whole control problem solution is set as a series of sequential switchings of the regularization parameters.

Motion control; PID-controller; human-machine systems.

Введение. Предварительное изучение особенностей управления движением летательного аппарата (ЛА) в режиме проводки показало [1], что, так или иначе, для каждой фазы управления рационально использовать классические алгоритмы стабилизации и регулирования с минимизацией тех или иных величин. Так, при жестком следовании пространственно-временной траектории минимизировать вектор расхождения заданной и текущей точек, при сближении с прямолинейной траекторией – расстояние от текущей точки до этой прямой и т.п. Важно заметить, что если на каждом этапе управления движением ЛА его поведение может быть сведено к режиму стабилизации по тому или иному критерию, то задача в целом сведется к последовательному переключению параметров и коэффициентов регулирования. В качестве алгоритма регулирования удобно использовать классический ПИД-регулятор [2].

Следует отметить, что при выполнении полетного задания проводки принципиально возможны два основных типа движения:

- ◆ Наведение и стабилизация относительно отрезка траектории, точный проход по заданной линии пути.
- ◆ Переход от одного «точного» участка к другому.

Основным различием этих двух режимов является то, что при точной проводке закон управления должен отвечать требованиям высокоточного регулирования, в то время, как при управлении на переходном участке главное – обеспечить быстроту и надежность маневра. Традиционно, при выполнении проводки на маршруте (галсе) маневры выполняются с минимальными углами крена, «блинчиком», а в развороте – со значительным креном. Различное использование органов управления ЛА в этих двух режимах обеспечивает различную чувствительность реагирования на команды «правее!» и «левее!».

Структура алгоритмов сближения и стабилизации. Для управления движением применительно к данному режиму известны различные алгоритмы, требующие, в большинстве своем, значительных вычислительных затрат и, как правило, не учитывающие возможность появления внезапных возмущений и сбоев в системе управления [3]. В настоящей работе предлагается следующий алгоритм расчета управляющего воздействия в режиме сближения.

В каждый квант времени производятся следующие расчеты (рис. 1):

- 1) с учетом значения текущего положения ЛА P , вектора текущей скорости и текущей кривизны траектории вычисляется точка $P1$ прогнозируемого положения и путевого угла ЛА на дистанции упреждения L ;
- 2) вычисляется положение точки X пересечения заданной линии пути и перпендикуляра к ней из точки $P1$;
- 3) вычисляется положение точки D отстоящей от точки X в направлении прохождения заданной линии на заданной дистанции d ;

- 4) вычисляется угловое расхождение φ между прогнозируемым значением путевого угла в точке P1 и направлением из этой точки на точку D;
- 5) значение φ подается в качестве параметра на вход регулятора, который формирует на выходе параметр силового воздействия (в данном случае соответствует углу рыскания ЛА);
- 6) в следующий квант времени вычисления повторяются.

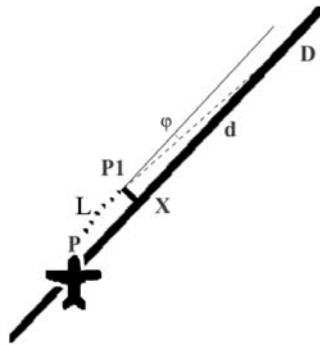


Рис. 1. Режим сближения

Приведенный алгоритм обладает следующим поведением. При незначительном удалении ЛА от заданной линии пути и незначительном расхождении значения путевого угла и направления заданной линии характер управления фактически сводится к минимизации параметра линейного бокового уклонения ПИД-регулятором [3]. При значительном боковом уклонении, которое может образоваться в результате кратковременного прерывания полетного задания, сближение с заданной траекторией будет происходить сначала по кратчайшему пути с постепенным выходом на направление прохождения маршрута.

Основным параметром для построения алгоритма управления в режиме стабилизации выбирается боковое уклонение x , поскольку именно эта величина является критерием оценки качества выполнения полетного задания. Тогда алгоритм ПИД-регулятора для этого режима, записанный в рекуррентной форме, имеет вид

$$u_j = u_{j-1} + k_p(x_j - x_{j-1}) + k_i x_j + k_d(x_j - 2x_{j-1} + x_{j-2}), \quad (1)$$

где j – номер шага согласно отсчетам спутниковой навигационной системы, k_p , k_i , k_d – коэффициенты усиления для пропорциональной, интегральной и дифференциальной составляющих, u_j – величина, которая подается на индикатор пилота.

Данный алгоритм имеет определенный физический смысл. Величина u_j представляет собой умноженное на некий коэффициент прогнозируемое боковое уклонение с учетом текущих значений скорости (первая разность, позиционный член регулятора) и ускорения (вторая разность, дифференциальный член регулятора), длина прогнозируемой траектории при этом определяется коэффициентами k_p , k_d . Наличие интегрального члена регулятора обеспечивает сглаживание полученного прогнозируемого отклонения, шум которого обусловлен погрешностями решения навигационной системы.

При такой интерпретации u_j является тангенсом угла между направлением на точку прогнозируемого положения ЛА и на точку, находящуюся на линии программной траектории, отнесенную на определенное расстояние вперед по ходу движения.

Теперь стоит учесть тот факт, что алгоритм должен привести ЛА на маршрут с нужным направлением из любой, сколь угодно удаленной точки. При использовании управления (1) на большом удалении от маршрута индикатор будет «на упоре», а это не удобно, так как пилоту нужно знать направление сближения с маршрутом. Поэтому на индикаторе лучше выводить не тангенс угла, а сам угол. В этом случае при очень большом удалении индикатор будет «вести» пилота по направлению, примерно ортогональному маршруту, а при сближении будет плавно выводить на маршрут.

Кроме того, целесообразно использовать логарифмический фильтр, который решает задачу позиционной информации и ограничивает интервал влияния интегрального члена регулятора:

$$u_j = (1 - \lambda)u_{j-1} + \lambda \cdot \arctg \left\{ k_p (x_j - x_{j-1}) + k_i x_j + k_d (x_j - 2x_{j-1} + x_{j-2}) \right\}, \quad (2)$$

где $\lambda \ll 1$ – коэффициент логарифмического фильтра. Очевидно, что при малом боковом отклонении эта форма эквивалентна (1) с точностью до коэффициента λ .

Такой алгоритм при адекватном подборе коэффициентов обеспечивает эффективное сближение с программной линией. Коэффициенты соотношения (3) вычисляются как функции следующих параметров:

- ◆ время реакции пилота;
- ◆ скорость ЛА;
- ◆ рабочий крен при маневре (с учетом скорости это дает радиус разворота);
- ◆ длина выноса точки нацеливания.

Можно получить и более строгую форму алгоритма управления в виде цифрового фильтра конечной длины [4], однако частотная характеристика использованного логарифмического фильтра оказалась вполне подходящей, а численная реализация логарифмического фильтра значительно проще.

Структура алгоритма заданной кривизны траектории. Заметим, что это режим криволинейного участка переходной траектории. Режим определяется заданным радиусом разворота и его направлением. Для расчета управляющего воздействия производятся следующие действия:

- ◆ вычисляется текущее значение расхождения расчетной кривизны циркульной дуги и текущей кривизны траектории движения;
- ◆ полученное значение подается в качестве параметра на вход ПД-регулятора (наличие интегрального члена для этого режима избыточно).

В алгоритме управления в рассматриваемом режиме основным параметром является не боковое, а угловое уклонение от курса программной траектории α :

$$u_j = u_{j-1} + k_p (\alpha_j - \alpha_{j-1}) + k_d (\alpha_j - 2\alpha_{j-1} + \alpha_{j-2}). \quad (3)$$

Входными данными здесь являются: первая разность угла, аппроксимирующая угловую скорость – часть, определяющая поперечное ускорение в горизонтальной плоскости и отвечающая позиционному члену регулятора; и вторая разность угла, аппроксимирующая угловое ускорение – часть, отвечающая дифференциальному члену регулятора. По аналогии с (2) здесь целесообразно применение логарифмического фильтра

$$u_j = (1 - \lambda)u_{j-1} + \lambda \left\{ k_p (\alpha_j - \alpha_{j-1}) + k_d (\alpha_j - 2\alpha_{j-1} + \alpha_{j-2}) \right\}. \quad (4)$$

Данный алгоритм характеризуется следующим поведением. В каждый момент времени предполагается, что ЛА уже находится на расчетной циркульной траектории, касательной к направлению текущего вектора скорости ЛА в точке его текущего положения. Управляющее воздействие будет направлять ЛА в сторо-

ну заданного направления разворота. Результирующая траектория при этом будет не вполне совпадать с первоначально рассчитанной окружностью, однако важно именно то, что разворот выполняется в заданном направлении. Это дает возможность выполнять динамический перерасчет переходной траектории для каждого кванта времени. Несмотря на простоту алгоритм оказывается достаточно удобным для практического применения в режиме переходной траектории.

Структура алгоритма полета на точку. Этот режим движения является наиболее простым и иногда называется полетом по пеленгу, погоня за неподвижной целью и т.п. Алгоритм управления в этом режиме осуществляет выработку управляющего воздействия путем регулирования с минимизацией углового расхождения между текущим пеленгом на точку наведения и значением текущего путевого угла. Этот режим характеризуется тем, что результирующая траектория с учетом внешних возмущений и ошибок управления может существенно отличаться от прямой линии, намеченной в начальный момент, однако надежно приводит к сближению с точкой нацеливания. Структура алгоритма для этого режима аналогична алгоритму (4).

Следует отметить, что все рассмотренные режимы управления обладают тем свойством, что процесс регулирования не имеет динамических ограничений. Сближение и стабилизация относительно прямолинейной траектории гарантированно произойдет из любой точки пространства и при любом значении начального путевого угла. Точно так же гарантированно произойдет сближение с целью при полете на точку даже при наличии кратковременных сбоев в системе управления. Это свойство позволяет использовать указанные алгоритмы для управления траекторной проводкой в широком спектре назначений полетных заданий.

Композиция траекторий полетного задания. Располагая теперь набором регуляторов для указанных типов движения, их можно использовать, последовательно переключая закон регулирования при выполнении полетного задания.

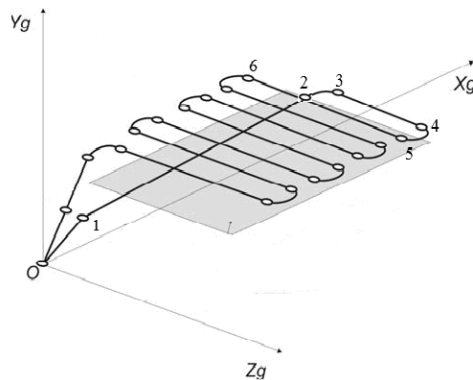


Рис. 2. Композиция полетного задания

Схема исполнения полетного задания приведена на рис. 2 и состоит из следующих отдельных этапов:

- ◆ траектория 0-1 – взлет (выполняется под управлением системы автоматического взлета);
- ◆ траектория 1-2 – вывод летательного аппарата в зону работ;
- ◆ траектория 2-3 – заход на маршрут;
- ◆ траектория 3-4 – полет по маршруту;
- ◆ траектория 4-5 – заход на маршрут;
- ◆ траектория 5-6 – полет по маршруту и т.д.

Каждой из указанных траекторий можно поставить в соответствие свой алгоритм управления из рассмотренных выше. Например, траектории 1–2 – алгоритм «полет на точку», траектории 3–4 – алгоритм «сближение и стабилизация прямойлинейной траектории».

Несколько сложнее представляется управление на траекториях 2–3 или 4–5. Для этого типа траектории предлагается алгоритм управления, представляющий собой следующую последовательность (рис. 3):

- ◆ строятся две окружности заданного радиуса, касательные в точке текущего положения летательного аппарата к прямой, проходящей в направлении текущего путевого угла;
- ◆ строятся две окружности заданного радиуса, касательные в точке наведения летательного аппарата к прямой, проходящей в направлении заданного путевого угла;
- ◆ строятся отрезки прямых, сопрягающие данные окружности в направлении циркуляции, соответствующем движению летательного аппарата;
- ◆ из полученного набора траекторий, начинающихся и заканчивающихся отрезками дуг правой или левой циркуляции движения, выбирается кратчайшая; важно заметить, что тип переходной траектории определяется именно направлением циркуляции начального и конечного этапов приведения. Из четырех возможных вариантов (LL, RR, LR, RL) некоторые могут оказаться невозможными;
- ◆ для выбранной кривой вычисляется расхождение направления касательной к ней на дистанции упреждения d и прогнозируемого на этой же дистанции значения путевого угла летательного аппарата φ ;
- ◆ значение φ подается на вход регулятора, который формирует на выходе параметр управления (в данном случае соответствует значению угла крена летательного аппарата);
- ◆ в следующий квант времени вычисления повторяются.

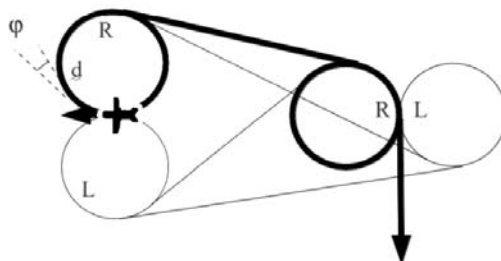


Рис. 3. Заход на маршрут (выбор траектории – RR)

Этот алгоритм обладает следующими особенностями. В каждой точке формируется управляющее воздействие, соответствующее первоначально выбранному типу траектории. В отсутствие возмущающих факторов и нарушений в работе системы управления выбранная форма траектории сохранится до окончательного сближения с отрезком наведения. Если же вследствие влияния возмущающих факторов смещение летательного аппарата оказывается не соответствующим расчетным параметрам, форма расчетной траектории будет изменяться. При этом возможна ситуация, когда кратчайшая траектория имеет противоположное направление циркуляции начальной дуги по сравнению с предыдущей. Это приведет к резкому изменению значения φ , подаваемого на вход регулятора.

Опыт показал, что этот алгоритм требует введения дополнительных поправок, в максимальной степени снижающих вероятность такого переключения. В то же время принцип такого динамического формирования переходных траекторий весьма удобен для реализации именно в условиях воздействия непредсказуемых факторов и нарушений в работе системы управления, поскольку в каждый квант времени расчет траектории осуществляется так же, как и в самый первый момент перехода в данный режим.

Дополнительные стабилизирующие поправки к приведенному алгоритму можно сформулировать в виде следующих правил:

- ◆ при наведении нацеливание производится в некоторую упрежденную точку, расположенную на заданной линии наведения перед началом маршрута;
- ◆ если в результате ошибок управления или под влиянием воздействующих факторов алгоритм «хочет» переключить тип проводки, то сначала точку предварительного нацеливания надо перемещать в сторону начала маршрута. В большом числе случаев это позволяет избежать переключения (особенно в непосредственной близости от отрезка наведения);
- ◆ если при планируемом переключении типа траектории ее расчетная длина изменяется незначительно, то следует сохранять прежний тип цепочки;
- ◆ если же, несмотря на все эти поправки тип траектории все же изменяется, упрежденную точку надо возвращать на начально заданную дистанцию (заходный маневр считается несостоявшимся, процесс начинается заново).

Переключение алгоритмов управления. В соответствии с выбранным принципом управления исполнением полетного задания на различных этапах полета применяются разные алгоритмы управления. В рамках выбранной парадигмы необходимым является выработка правил такого переключения.

Моментом переключения системы управления из режима полета на точку в режим захода на маршрут является момент, когда расстояние до точки нацеливания станет меньше заданной дистанции предварительного сближения.

Переключение из режима захода на маршрут в режим проводки по маршруту производится при одновременном выполнении нескольких условий, а именно, если:

1. Летательный аппарат находится достаточно близко от заданной линии маршрута.
2. Текущий путевой угол летательного аппарата с учетом прогнозируемого движения отличается от направления маршрута лишь незначительно.
3. Летательный аппарат еще не пересек линию траверса входной точки маршрута.
4. Летательный аппарат находится к входному ориентиру достаточно близко.

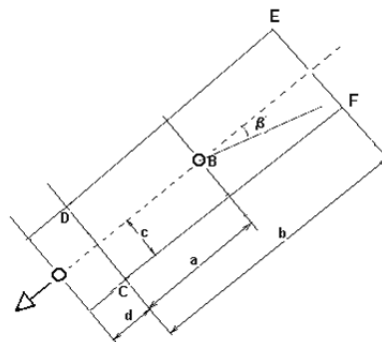


Рис. 4. Условия переключения в режим проводки

Для иллюстрации указанного правила приведен рис. 4. Переключение из режима захода на маршрут произойдет внутри прямоугольника CDEF (условия 1, 3, 4) в том случае, если угол β не превышает заданного значения (условие 2). Выбор такой системы условий определяется следующими соображениями. Переключение в режим прямолинейной проводки не следует выполнять слишком далеко от начала маршрута, поскольку движение по прямолинейной траектории требует жесткого управления, неоправданного на значительной дистанции от начала маршрута (условие 4, определяется параметром b). Система управления должна начать выполнение движения по прямолинейной траектории не позднее точки начала маршрута (условие 3, определяется параметром d). Сближение и стабилизация летательного аппарата с прямолинейной траекторией в зависимости от параметров движения в начальной точке сближения происходит за разное время. Условия 1 и 2 соответствуют удовлетворению точности прохождения линии маршрута. То есть длина отрезка CD (входной створ, параметр c) должна соответствовать требуемой точности прохождения всего маршрута.

Все приведенные режимы управления проводкой летательного аппарата определяются следующей системой параметров, устанавливаемой для конкретного типа летательного аппарата и системы управления. На рис. 5 приведен вид диалогового окна программы моделирования режимов управления.

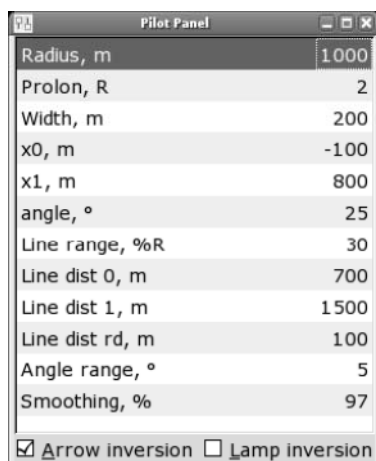


Рис. 5. Параметры системы управления

Приведенные параметры соответствуют всем основным режимам проводки. Здесь:

1. Radius – заданный радиус стандартного разворота.
2. Prolon – дистанция выноса точки нацеливания, упреждение при заходе.
3. Width – ширина входного створа при переключении в режим проводки по маршруту.
4. X0, X1 – соответствуют параметрам b и d на рис. 4.
5. Line range – чувствительность модели к управлению в режиме «маршрут».
6. Line dist 0, Line Dist 1, Line Dist rd – дистанции упреждения при движении по маршруту, на точку и в развороте.
7. Angle – параметр углового расхождения при заходе на маршрут.
8. Angle range – чувствительность модели к управлению при заходе на маршрут.
9. Smoothing – параметр логарифмического фильтра.

Применительно к процессу исполнения задания следует отметить следующее. Переход из наведения на точку в режим захода на маршрут происходит условно при достаточном сближении с отрезком наведения, но переход из режима захода в режим проводки по заданной линии произойдет только в том случае, если будут выполнены условия по качеству предварительного сближения с точкой наведения. В случае, если при проходе траверса входной точки отрезка наведения условия вхождения оказываются не выполненными, решение о том, что система должна делать дальше, может быть принято дополнительно, однако если переключения не произойдет, система будет продолжать заводить летательный аппарат на отрезок наведения так, как будто получила команду захода на маршрут заново.

Заключение. Многочисленные эксперименты на модели показали, что данная система параметров обеспечивает надежное выполнение проводки летательного аппарата в широком диапазоне полетных заданий.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Управление проводкой атмосферного летательного аппарата // Вопросы оборонной техники. Серия 9. Специальные системы управления, следящие приводы и их элементы. – 2012. – Вып. 5 (257). – С. 49-56.
2. Каршаков Е.В. Особенности управления летательным аппаратом при выполнении аэросъемки // Проблемы управления. – 2012. – № 3. – С. 71-76.
3. O'Dwyer A. PID compensation of time delayed processes 1998–2002: a survey // Proceedings of the American Control Conference. – Denver, Colorado, 2003. – P. 1494-1499.
4. Хемминг Р.В. Цифровые фильтры. – М.: Сов. Радио, 1980. – 224 с.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор В.Н. Афанасьев.

Волковицкий Андрей Кириллович – Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук; e-mail: avolkovitsky@yandex.ru; 117997, г. Москва, ул. Профсоюзная, 65; тел.: 84953349080; к.т.н.; лаборатория динамических информационно-управляющих систем; ведущий инженер.

Каршаков Евгений Владимирович – e-mail: karshak@mail.ru; к.ф.-м.н.; лаборатория динамических информационно-управляющих систем, с.н.с.

Павлов Борис Викторович – e-mail: pavlov@ipu.ru; тел.: 84953349351; д.т.н.; лаборатория динамических информационно-управляющих систем; гл.н.с.

Volkovitsky Andrey Kirillovich – V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences RAS; e-mail: avolkovitsky@yandex.ru; 65, Profsoyuznaya street, Moscow, 117997, Russia; phone: +74953349080; cand. of eng. sc.; dynamic information-control systems laboratory; leading engineer.

Karshakov Evgeny Vladimirovich – e-mail: karshak@mail.ru; cand. of phys.-math. sc.; dynamic information-control systems laboratory; senior researcher.

Pavlov Boris Viktorovich – e-mail: pavlov@ipu.ru; phone: +7495334-9351; dr. of eng. sc.; dynamic information-control systems laboratory; chief researcher.

УДК 621.314.5, 621.438

П.Ю. Грачев, Е.В. Ежова, Е.Е. Горбачев, Д.В. Макаров

УПРАВЛЯЕМЫЙ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Задача снижения массы электрооборудования летательных аппаратов и повышения энергоэффективности этого оборудования является одной из актуальных задач разработки и проектирования таких аппаратов. Статья посвящена одному из вариантов решения