



УДК 629.7+623:001.51

М. А. Полищук, М. В. Полищук

## Динамика и управление беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата крестообразной схемы

Рассмотрены вопросы динамики и управления беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата крестообразной схемы в условиях автономного полета, исследовано влияние относительного удлинения крыла на его летно-технические характеристики. Предложена структура системы управления беспилотным планирующим крылатым летательным аппаратом в продольном и боковом каналах. Проведен сравнительный анализ баллистических дальностей полета изделий разных конфигураций, а также дальностей полета изделий разных конфигураций в условиях работы системы управления рассмотренной структуры. Предложена структура системы наведения беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата на цель. Система наведения в продольном канале, в отличие от используемых в действующих в настоящее время образцах, состоит из двух подсистем, отвечающих за планирование беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата на максимальную дальность на первом этапе полета и наведение непосредственно на точку цели на втором, заключительном этапе полета.

**Ключевые слова:** стабилизация, беспилотный летательный аппарат, управление, баллистика, удлинение крыла, наведение.

### Введение

В настоящее время беспилотные планирующие крылатые летательные аппараты (БПК ЛА), запускаемые с воздушных носителей (обычно самолетов-носителей), используются довольно часто и широко. Применение таких ЛА возможно как в гражданских целях, так и в военных. Существуют различные варианты аэродинамических компоновок БПК ЛА, однако до настоящего момента эти аэродинамические схемы не имели развитых крыльев большого удлинения. Необходимо отметить, что БПК ЛА рассматриваемого типа обычно не обладают маршевой силовой установкой на борту, что существенно усложняет вопросы, связанные с управлением такими ЛА.

Применение крыла большого удлинения на беспилотных летательных аппаратах (БЛА) рассматриваемого типа обусловлено возрастающими требованиями по дальности полета. Действительно, в большинстве случаев дальность автономного полета БПК ЛА играет существенную роль, повышая вероятность сохранности носителя [1, 2]. Например, заданная точка интереса (ТИ) может быть защищена средствами ПВО противника, или очаг лесного пожара находится ближе к центру возгорания, а чтобы до него добраться, пилоту необходимо справиться с дополнительной психофизической нагрузкой [3].

Как уже было отмечено, существуют различные схемы аэродинамических компоновок БПК ЛА рассматриваемого типа. Все они традиционно имеют X-образный вид [3].

### Аэродинамический облик

Рассмотрены несколько гипотетических аэродинамических схем БПК ЛА. Первая аэродинамическая схема (далее – вариант 1) – БПК ЛА, выполненный по нормальной аэродинамической схеме с X-образным крылом и цельноповоротными рулями в хвостовой части. На данный момент эта схема является стандартной в России для создания БПК ЛА (рис. 1).

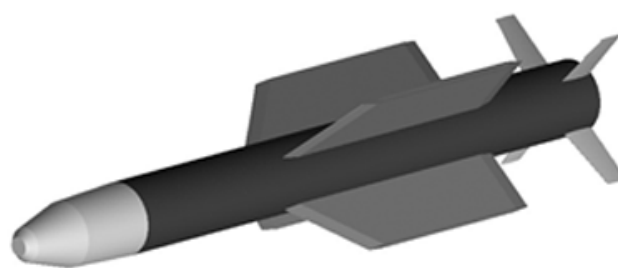


Рис. 1. БПК ЛА X-образной схемы

БПК ЛА, выполненный по аэродинамической схеме с установленными X-образным раскрывающимся крылом и хвостовым оперением, представляет собой второй вариант аэродинамической схемы (далее – вариант 2), которая до настоящего времени в России не использовалась (рис. 2). В работе представлены три модификации данного варианта с различными удлинениями крыла: «малое»,

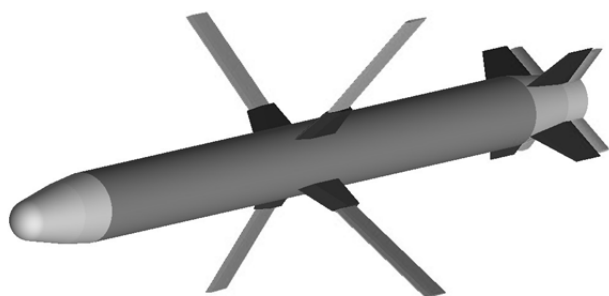


Рис. 2. БПК ЛА X-образной схемы с раскрывающимся крылом

«среднее» и «большое» (далее – варианты 2а, 2б и 2в соответственно). Рассмотрена только конфигурация с раскрытым крылом, соответственно задача отделения от самолета-носителя

и полета в условиях интерференции от него не исследуется.

### Исследование баллистических характеристик БПК ЛА

Для БПК ЛА рассматриваемых схем построена математическая модель движения, на базе которой проведено моделирование запуска БПК ЛА с фиксированными нулевыми отклонениями рулевых поверхностей. Математическая модель пространственного движения ЛА стандартна и приведена в работах [2, 4]. Выполнено моделирование нескольких вариантов компоновок БПК ЛА для двух начальных высотно-скоростных режимов – с малых и с больших высот.

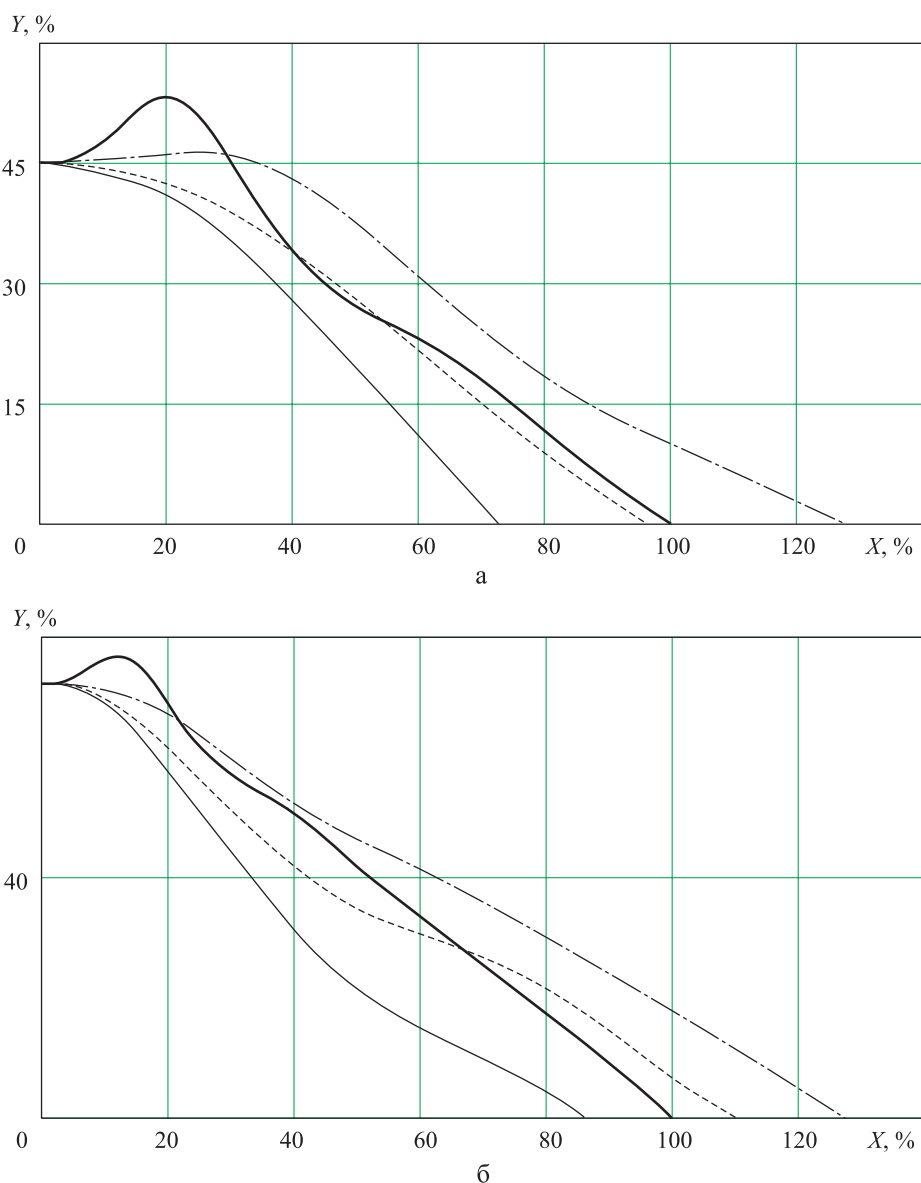


Рис. 3. Сравнение дальности баллистического полета БПК ЛА различных схем: а – старт с малых высот, б – старт с больших высот; — — вариант 1; - - - вариант 2а; - · - · вариант 2б; — — вариант 2в



Результаты моделирования баллистического полета различных вариантов БПК ЛА в вертикальной плоскости представлены на рис. 3. Максимальные относительные дальности баллистического полета рассмотренных вариантов БПК ЛА (за 100 % взята дальность полета первого варианта БПК ЛА) следующие:

- старт с малых высот: вариант 1 – 100 %, вариант 2а – 97 %, вариант 2б – 128 %, вариант 2в – 73 %;

- старт с больших высот: вариант 1 – 100 %, вариант 2а – 111 %, вариант 2б – 128 %, вариант 2в – 86 %.

Моделирование показало, что при полете по баллистике (отклонения рулей в каналах тангажа, рыскания и крена отсутствуют,  $\delta_b = \delta_n = \delta_{kp} = 0^\circ$ ) с малых и больших высот максимальная дальность полета БПК ЛА достигается при среднем относительном удлинении крыла (вариант 2б), при этом превышение дальности в сравнении с компоновкой БПК ЛА в варианте 1 составляет 28 %.

Система управления БПК ЛА может быть условно разделена на две подсистемы: стабилизации и наведения.

### Система стабилизации перегрузок и углового положения БПК ЛА

Структура системы стабилизации, реализованная ПИД-регуляторами, разработана как единая для всех полетных конфигураций (сложенное крыло и раскрытое крыло).

Продольный канал:

$$\Delta\delta_b = K_\theta\Delta\theta + K_{p\theta}\Delta\omega_z + K_{f\theta}\int\Delta\theta dt;$$

$$\Delta\theta = \theta_{упр} - \theta_{тек}.$$

Боковой канал:

$$\Delta\delta_n = K_{n_z}\Delta n_z + K_{n_z,p}\int\Delta n_z dt + K_{\omega_y}\Delta\omega_y;$$

$$\Delta\delta_{kp} = K_\gamma\Delta\gamma + K_{f\gamma}\int\Delta\gamma dt + K_{p\gamma}\Delta\omega_x;$$

$$\Delta\gamma = \gamma_{упр} - \gamma_{тек}; \gamma_{упр} = 0.$$

Здесь  $\Delta\delta_b$ ,  $\Delta\delta_n$ ,  $\Delta\delta_{kp}$  – отклонения рулей соответственно в каналах тангажа, рыскания и крена, град;

$K_\theta$ ,  $K_{p\theta}$ ,  $K_{f\theta}$ ,  $K_{n_z}$ ,  $K_{n_z,p}$ ,  $K_{\omega_y}$ ,  $K_\gamma$ ,  $K_{f\gamma}$ ,  $K_{p\gamma}$  – коэффициенты усиления;

$\Delta\theta$ ,  $\Delta\gamma$  – приращения по углам тангажа и крена, град;

$\Delta\omega_z$ ,  $\Delta\omega_y$ ,  $\Delta\omega_x$  – приращения угловых скоростей в каналах тангажа, рыскания и крена, град/с;

$\Delta\theta_{упр}$ ,  $\gamma_{упр}$  – заданные значения углов тангажа и крена (рассчитывается в системе управления), град;

$\Delta\theta_{тек}$ ,  $\gamma_{тек}$  – текущие значения углов тангажа и крена, град;

$\Delta n_z$  – приращение боковой перегрузки.

В рассматриваемой задаче предполагается, что управление осуществляется рулевыми поверхностями хвостового оперения.

Система стабилизации БПК ЛА является адаптивной и построена с учетом принципа адаптации коэффициентов усиления к текущим высотно-скоростным параметрам полета БПК ЛА. Коэффициенты усиления подбираются для различных высотно-скоростных режимов полета по методике, описанной в работах [1, 2]. Текущие значения коэффициентов вычисляются с помощью методов линейной интерполяции.

### Система наведения

Задача системы наведения – формирование управляющих сигналов в систему стабилизации для выполнения той или иной задачи. Для увеличения эффективности применения БПК ЛА требуется максимизация дальности его автономного полета. При этом существует также и необходимость доставки полезной нагрузки в заданную точку. Для выполнения этих двух задач одновременно предлагается условно разделить систему наведения БПК ЛА на две подсистемы: отвечающую за автономный планирующий полет на максимально возможную дальность и за доставку БПК ЛА в заданную точку.

На рис. 4 представлена схема работы системы наведения в зависимости от профиля полета БПК ЛА.

Предлагаемая система организации управления является принципиально новой для ЛА рассматриваемого типа. Необходимо подчеркнуть, что БПК ЛА, в отличие, например, от ракет, не обладает силовой установкой, что вызывает существенные сложности в организации управления особенно при его формировании для планирования на максимальную дальность.

**Планирование на максимальную дальность.** Интуитивно ясно, что достижение мак-

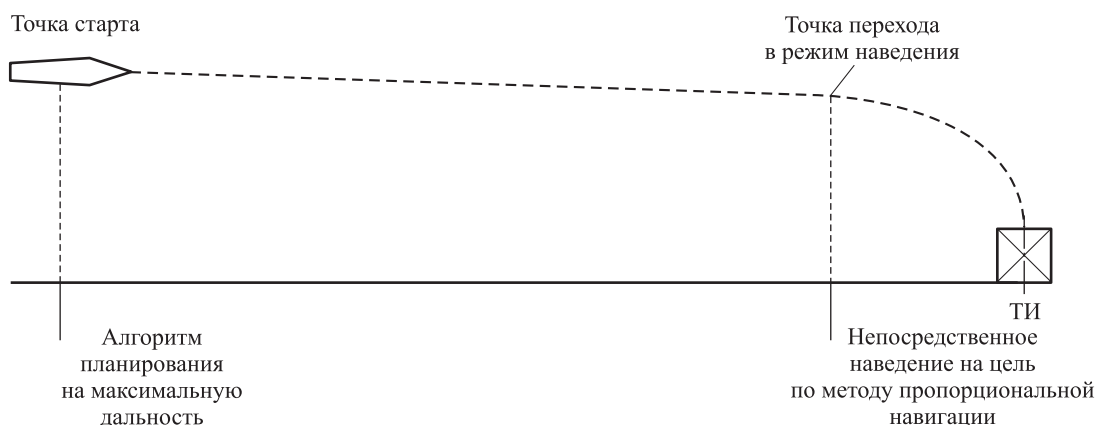


Рис. 4. Работа системы наведения БПК ЛА

симальной дальности возможно при полете БПК ЛА с максимальным аэродинамическим качеством.

Зависимость угла тангажа от максимального значения аэродинамического качества  $K_{\max}$  вычисляется из уравнений движения ЛА при снижении, приведенных в работе [4]. Введем коэффициент усиления  $K_{\text{лет}}$  для формирования управляющего сигнала, тогда его значение будет вычисляться следующим образом:

$$\theta_{\text{упр}} = -K_{\text{лет}} \arctg \frac{1}{K_{\max}}$$

Значение  $K_{\max}$  известно для различных высотно-скоростных режимов полета по результатам продувок в аэродинамической трубе или расчетов аэродинамических характеристик. Для текущего режима полета это значение находится путем интерполяции.

**Наведение в заданную точку.** Дальность до цели  $D_M$ , абсолютное значение горизонтальной дальности до цели  $D_{\text{гор } M}$ , земная скорость  $V_M$  и скорость горизонтального сближения с целью  $V_{\text{гор } M}$  будем вычислять через следующие

параметры: координаты БПК ЛА –  $X_{gM}, Y_{gM}, Z_{gM}$ , координаты цели –  $X_{gi}^u, Y_{gi}^u, Z_{gi}^u$ , составляющие скорости БПК ЛА –  $V_{xM}, V_{yM}, V_{zM}$ :

$$D_M = \sqrt{(X_{gM} - X_{gi}^u)^2 + (Y_{gM} - Y_{gi}^u)^2 + (Z_{gM} - Z_{gi}^u)^2};$$

$$V_M = \sqrt{(V_{xM})^2 + (V_{yM})^2 + (V_{zM})^2};$$

$$D_{\text{гор } M} = \sqrt{(X_{gM} - X_{gi}^u)^2 + (Z_{gM} - Z_{gi}^u)^2};$$

$$V_{\text{гор } M} = \sqrt{(V_{xM})^2 + (V_{zM})^2}.$$

Для самонаведения БПК ЛА будем использовать метод пропорционального сближения [1–3, 5].

#### Наведение по углу наклона траектории

Как уже было указано, для проектирования полета на максимальную дальность в настоящей работе использован метод, основанный на стабилизации угла наклона траектории. При полете БПК ЛА в любой момент времени может быть рассчитан угол наклона линии визирования цели  $\varphi_{\text{лв}}$ :

$$\varphi_{\text{лв}} = \arccos \frac{D_{\text{гор } M}}{D},$$

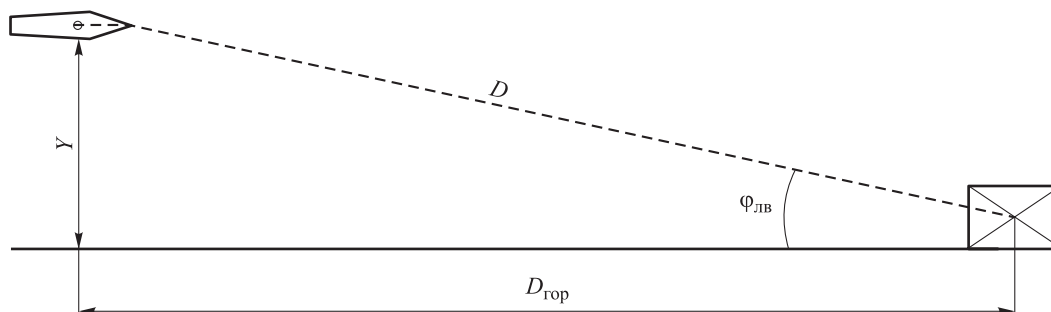


Рис. 5. Взаимное положение БПК ЛА и цели

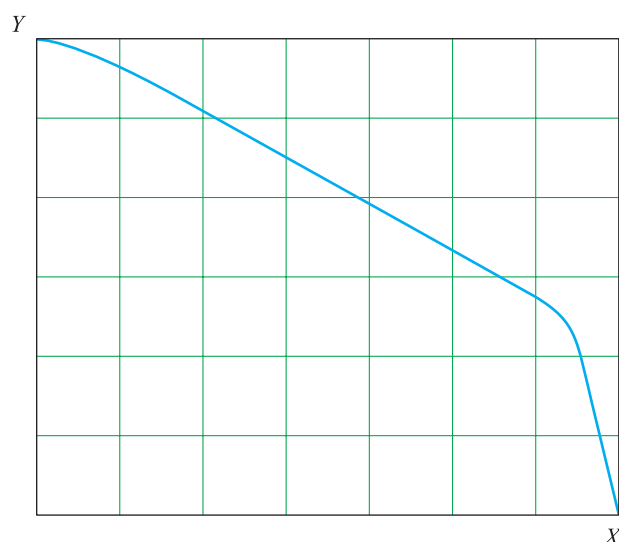


Рис. 6. Траектория полета БПК ЛА в вертикальной плоскости (вариант 2а)

где  $D_{гор}$  – значение горизонтальной дальности до цели;

$D$  – значение наклонной дальности до цели (рис. 5).

Для увеличения эффективности применения БПК ЛА в ряде случаев необходимо максимизировать угол подхода к конечной точке траектории. Для реализации функций наведения и максимизации конечного угла подхода в продольном канале предложено использовать описанную выше систему стабилизации углового положения БПК ЛА.

В определенный момент времени взаимное положение БПК ЛА и цели составит угол наклона линии визирования цели, соответствующий  $\varphi_{гр}$  – граничному значению, заданному

в зависимости от задачи, которая поставлена перед БПК ЛА. Таким образом, после преодоления этого момента времени управляющий сигнал по углу наклона траектории

$$\theta_{упр} = -\varphi_{лв}.$$

Использование данного алгоритма позволяет достаточно точно навести БПК ЛА на конечную точку траектории и при этом обеспечить подход к ней с требуемым углом наклона траектории.

### Результаты моделирования

С помощью описанной математической модели проведены моделирование полета БПК ЛА рассматриваемых вариантов и сравнительный анализ их летно-технических характеристик. Для наглядности моделирование проведено с одинаковыми начальными условиями.

Типовые результаты моделирования и характер траектории полета рассматриваемых ЛА представлены на рис. 6, 7.

Результаты моделирования для БПК ЛА всех рассматриваемых конфигураций схожи с представленным результатом.

### Заключение

В работе было исследовано влияние различных факторов на динамику и управление БПК ЛА крестообразной схемы. Для этого выполнены следующие действия:

- построена математическая модель пространственного движения БПК ЛА;
- спроектирован облик системы стабилизации перегрузок и углового положения БПК ЛА;

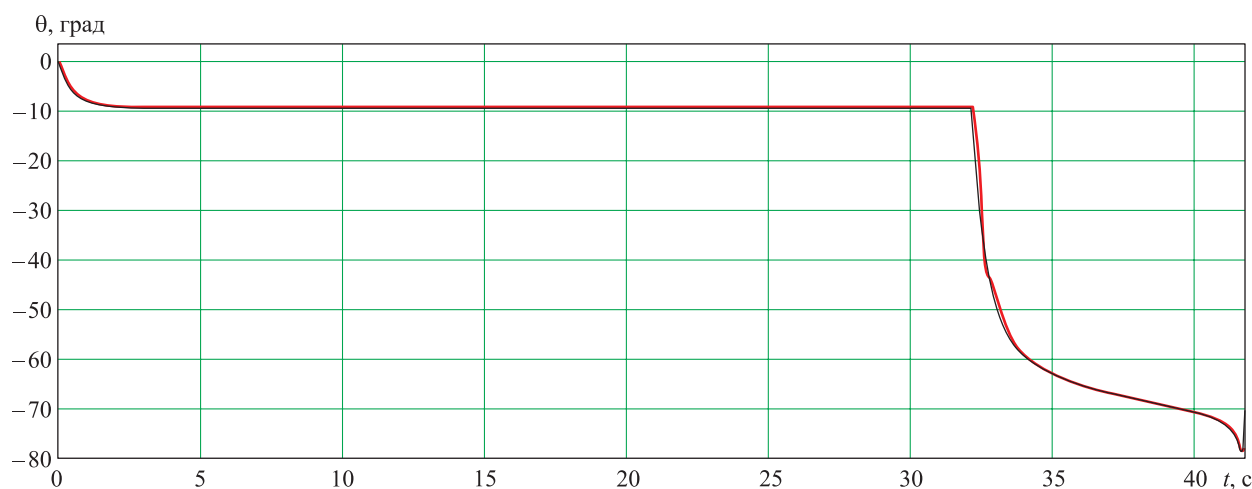


Рис. 7. Результаты работы системы стабилизации угла наклона траектории (вариант 2а): — — текущий угол тангажа  $\theta$ , — — заданный системой управления угол тангажа  $\theta_{упр}$



• спроектирован облик системы наведения БПК ЛА на цель.

Представленная система наведения, в отличие от используемых в настоящее время, состоит из двух подсистем, отвечающих за планирование БПК ЛА на максимальную дальность на первом этапе полета и наведение непосредственно на точку цели на втором, заключительном этапе полета. Применение такой системы управления является новым для БПК ЛА и существенно увеличивает летно-технические характеристики таких изделий.

#### Список литературы

1. Грумондз В. Т., Полищук М. А., Черторыжская С. С. Синтез системы управления малога беспилотного планирующего летательного аппарата с крылом большого удлинения // Известия вузов. Авиационная техника. 2012. № 3. С. 22–27.

2. Грумондз В. Т., Полищук М. А., Черторыжская С. С. Выбор параметров аэродинамического и динамического облика беспилотного планирующего летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 5–12.

3. Соловей Э. Я., Храпов А. В. Динамика систем наведения управляемых авиабомб. М.: Машиностроение, 2006. 328 с.

4. Динамика полета / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.

5. Грумондз В. Т., Полищук М. А. Задача наведения беспилотного планирующего летательного аппарата на подвижную цель // Вестник МАИ. 2014. Т. 21. № 4. С. 7–12.

Поступила 21.03.18

**Полищук Максим Алексеевич** – кандидат технических наук, заместитель начальника отдела аэродинамики, ученый секретарь Научно-технического совета Акционерного общества «Государственное научно-производственное предприятие «Регион», г. Москва.

Область научных интересов: динамика полета летательных аппаратов, аэродинамика.

**Полищук Маргарита Владимировна** – инженер-исследователь Акционерного общества «Государственное научно-производственное предприятие «Регион», г. Москва.

Область научных интересов: динамика полета летательных аппаратов, аэродинамика.

## Unmanned cruciform winged glider dynamics and control

The paper focuses on the problems of unmanned cruciform winged glider dynamics and control in autonomous flight conditions, and studies the wing aspect ratio effect on its flight performance. The winged glider control structure in the longitudinal and lateral axes is proposed. We carried out a comparative analysis of the ballistic flight ranges of models of different configurations, as well as the flight ranges of models of different configurations in the operating conditions of the control system of the proposed structure. As a result, the structure of the unmanned winged glider targeting system is proposed. The targeting system in the longitudinal axis, unlike the samples used in currently operating models, consists of two subsystems responsible for the unmanned winged glider best range gliding at the first flight phase and the direct aimpoint guidance at the second, i.e. final, flight stage.

**Keywords:** stabilization, unmanned winged glider, control, ballistics, wing aspect ratio, targeting.

**Polishchuk Maksim Alekseevich** – Candidate of Engineering Sciences, Deputy Head of Aerodynamics Department, Scientific Secretary of the Scientific and Technical Council, Joint Stock Company “Tactical missiles corporation”, Moscow. Science research interests: flight dynamics of aircraft, aerodynamics.

**Polishchuk Margarita Vladimirovna** – research engineer, Joint Stock Company “Tactical missiles corporation”, Moscow. Science research interests: flight dynamics of aircraft, aerodynamics.