

Раздел I. Беспилотные авиационные системы

УДК 629.192

В.И. Гончаренко, Л.Д. Горченко

ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ МАНЁВРА ПЛАНИРУЮЩЕГО АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА*

Рассматриваются аэробаллистические летательные аппараты планирующего типа без двигательной установки. Предложен способ выбора конфигурации манёвров аэробаллистических летательных аппаратов при пролёте ими зон контроля воздушного пространства средствами противоракетной и противовоздушной обороны. Суть способа заключается в заблаговременной зигзагообразной расстановке в пространстве некоторой совокупности так называемых опорных точек, последовательное наведение аэробаллистического летательного аппарата на которые определяет его траекторию с манёвром. Несмотря на то, что задача формирования траектории аэробаллистического летательного аппарата остается предметом исследований в последние годы, решение такой задачи не является тривиальным и требует учёта многих факторов, связанных, прежде всего, с особенностями реализованного метода наведения. Последовательное наведение аэробаллистического летательного аппарата на опорные точки удобно рассмотреть с использованием метода наведения «по требуемому ускорению», алгоритм которого представляет собой решение в каждом цикле наведения краевой баллистической задачи с определением требуемого кажущегося ускорения, переводящего аэробаллистического летательного аппарата из текущего фазового состояния в требуемое конечное. Предложенный способ выбора конфигурации манёвров аэробаллистического летательного аппарата на конечном терминальном участке траектории по сравнению с ранее разработанными позволяет при планировании опорной траектории использовать весь располагаемый текущий ресурс управления на формирование манёвренной траектории аэробаллистического летательного аппарата. Указанным способом могут быть сформированы траектории планирующих аэробаллистических летательных аппаратов как с известными типами манёвров, так и с манёврами произвольной формы с учётом ограничений на управляющие параметры. Таким образом, достоинствами предложенного метода являются, во-первых, использование всего имеющегося на данный момент полёта ресурса поперечного управления аэробаллистического летательного аппарата на формирование противоперехватного манёвра, во-вторых, формирование манёвра любой конфигурации путём соответствующей расстановки опорных точек с учётом соблюдения ограничений на управляющие параметры. Проверка манёвров на эффективность осуществлялась методом моделирования перехвата аэробаллистического летательного аппарата при любом исходном расположении стартовых позиций зенитных ракет относительно охраняемого объекта.

Аэробаллистический летательный аппарат; опорные точки траектории; наведение летательного аппарата по методу требуемых ускорений; способ выбора конфигурации противоперехватного манёвра.

* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №16-08-00832-а.

V.I. Goncharenko, L.D. Gorchenko

CONFIGURING MANEUVER OF PLANNED AEROBALLISTIC AIRCRAFT

This article discusses aeroballistic aircraft type gliding without propulsion. A method for selecting a configuration aeroballistic maneuvers of aircraft during the span of control of the air-space zones by means of a missile and air defense. The essence of the method is to advance zigzag arrangement in the space of a set of so-called anchor points, consistent guidance aeroballistic aircraft which determines its trajectory to maneuver. Despite the fact that the task of forming a path aeroballistic aircraft remains a subject of research in recent years, the solution of this problem is not trivial, and requires consideration of many factors associated primarily with features implemented targeting method. Consistent guidance aeroballistic aircraft on the pivot points convenient to consider using the method of guidance "on the required acceleration" algorithm which is a solution in each cycle guidance boundary ballistic problem with the definition of the required apparent acceleration that transforms aeroballistic aircraft from the current phase state to the desired end. The proposed method of selecting a configuration aeroballistic maneuvers the aircraft to the terminal end portion of the trajectory over the previously developed allows the planning of the reference trajectory to use all disposable current resource control on the formation maneuverable trajectory aeroballistic aircraft. Said method can be formed trajectory planning aeroballistic aircrafts both known types of maneuvers and maneuvers with arbitrary shape in view of the restrictions on the control parameters. Thus, the advantages of the proposed method are, firstly, the use of all existing at the moment of flight resource lateral control aeroballistic aircraft formation antitheft maneuver, secondly, the formation of maneuver of any configuration by the appropriate placement of reference points, taking into account compliance with the restrictions on the control parameters. Checking the effectiveness of maneuvers carried out by modeling interception aeroballistic aircraft for any initial arrangement of starting positions regarding the anti-aircraft missiles protected object.

Aeroballistic aircraft; pivots path; guidance of the aircraft according to the method required acceleration; a method of selecting the configuration antitheft maneuver.

Введение. В настоящее время усилия многих научных коллективов в развитых странах направлены на создание нового класса летательных аппаратов, движущихся с гиперзвуковыми скоростями в верхних слоях атмосферы [1]. Важнейшими особенностями аппаратов этого класса, которые принято называть *аэробаллистическими летательными аппаратами* (АБЛА) [2–7], являются возможность полёта на сверхбольшие дальности (более 15000 км) за счёт использования аэродинамического качества и управляемость на всех участках траектории. В настоящее время создаются АБЛА различных конструкций и назначения, с двигателями и без них. В статье рассматриваются и анализируются возможности АБЛА планирующего типа без двигательной установки. На большей части траектории такие АБЛА неуязвимы, однако при снижении до высот порядка 35 км (на конечном участке траектории) они становятся доступны зенитным управляемым ракетами (ЗУР) противоракетной обороны (ПРО) и противовоздушной обороны (ПВО). Как правило, средства ПРО и ПВО являются мобильными и, следовательно, расположение их зон поражения вблизи охраняемых объектов заранее не известно [1]. Поэтому эффективным средством преодоления опасных зон для АБЛА может стать только такой манёвр, который обеспечивает непоражение АБЛА при любом расположении ЗУР относительно охраняемого объекта.

В данной работе решается задача заблаговременного формирования перехватных маневров АБЛА на конечном участке траектории в предположении, что их эффективность может быть проверена методом моделирования на ЭВМ перехвата АБЛА зенитными ракетами объектовой ПРО и ПВО.

Задача формирования или планирования траектории ЛА в условиях риска решалась в ранее известных работах [8, 9] и остаётся предметом исследований в последние годы, особенно в связи с планированием траекторий, например, беспил-

лотных летательных аппаратов [10]. Такая задача формулируется как задача определения траектории динамической системы с заданными начальными и терминальными условиями, которая минимизирует некоторый функционал, характеризующий интегральный риск и терминальный промах.

1. Постановка задачи. Постановка решаемой в работе задачи формулируется следующим образом. Конечным участком типовой траектории АБЛА будем считать участок траектории в области, ограниченной круговой цилиндрической поверхностью радиусом порядка 250 км с центром в точке Ц (цели) [11]. На границе этой области на высоте 35 км АБЛА имеет типовую скорость порядка 2500 м/с. С целью придания универсальности результатам решения задачи точка Ц задаётся на поверхности земли в некотором типовом регионе Земли, а азимут начальной точки траектории конечного участка задаётся равным нулю. Требуется сформировать траекторию АБЛА в заданной области пространства с удовлетворением заданным ограничениям на управляющие параметры и с манёвром заданной конфигурации: односторонним, горизонтальная «змейка», «спираль» и др. Названия конфигурациям манёвров даны здесь по тому же принципу, как и манёврам самолётов «горка», «бочка», «кобра» – по принципу схожести на известные образы. Траектория АБЛА формируется некоторой ограниченной последовательностью опорных точек, из которых последней является точка Ц, а предпоследней – точка начала участка пикирования АБЛА на цель с высоты 25 км. Координаты опорных точек каждой сформированной траектории конечного участка преобразуются в систему координат, не связанную с конкретной местностью, для обеспечения возможности их использования при планировании конкретного полёта АБЛА к конкретной цели.

Создание противоперехватного манёвра АБЛА возможно только за счёт поперечных аэродинамических сил, т.е. за счёт изменений углов атаки и крена. Известны ранее разработанные способы формирования манёвра АБЛА, совмещающий решение задачи наведения на цель с задачей формирования манёвра одной из возможных конфигураций с одинаковыми или различными амплитудами по горизонтали и вертикали и др. [12–21]. При этом и углы атаки, и углы крена АБЛА до начала манёвра уже ненулевые и таковы, что прежде всего обеспечивают решение задачи наведения на цель. Совмещение двух задач требует разделения имеющегося полного текущего ресурса поперечного управления с обслуживанием в первую очередь задачи наведения, и только во вторую очередь, на формирование противоперехватного манёвра. Моделирование на ЭВМ движения АБЛА с манёвром, формируемым по остаточному принципу, показало, что амплитуды манёвров невелики и больших затруднений для ЗУР-перехватчиков не представляют.

На основании выше сказанного математическая постановка задачи формулируется в следующем виде.

Дано: 1) АБЛА схематизируется материальной точкой постоянной массы, обладающей аэродинамическим качеством, соответствующим реальному АБЛА той же массы. Движение АБЛА в относительной системе отсчёта описывается системой дифференциальных уравнений 6-го порядка:

$$\begin{cases} \vec{V} = \vec{W}^{mp}(\alpha_n^{mp}, \varphi^{mp}, t) + \vec{W}^{comp}(\alpha_n^{mp}, \varphi^{mp}, t) + \vec{g}(\vec{r}) - (\vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r}) - 2m(\vec{\omega} \times \vec{V}), \\ \vec{\dot{r}} = \vec{V}, \end{cases} \quad (1)$$

где кажущееся ускорение от суммарной аэродинамической силы разделено на полезную часть – $\vec{W}^{mp}(\alpha_n^{mp}, \varphi^{mp}, t)$, или требуемое ускорение для перевода АБЛА из текущего фазового состояния в требуемое конечное, – и ускорение силы сопро-

тивления движению АБЛА $\vec{W}^{comp}(\alpha_n^{mp}, \varphi^{mp}, t)$; $\vec{g}(\vec{r})$ – ускорение от силы притяжения Земли; $-(\vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r})$ – переносное ускорение; $-2m(\vec{\omega} \times \vec{V})$ – Кориолисово ускорение.

2) Управление АБЛА осуществляется аэродинамическими органами управления, управляющими параметрами являются угол аэродинамического (скоростного) крена φ и пространственный угол атаки α . Управление принимается идеальным. Заданы ограничения на углы атаки и поперечные перегрузки.

3) На местности, выбранной для предварительного формирования разнообразных манёвренных траекторий АБЛА, в пространстве, ограниченном окружностью радиуса 250 км с центром в точке Ц, условно принимаемой за конечную точку полёта АБЛА, задаются несколько (например, 4–5) точек M_j в нордовой системе координат $\mathcal{C}x_N y_N z_N$ так, чтобы первая точка M_1 имела координаты $x_1 = 250$ км, $y_1 = 35$ км, $z_1 = 0$. Остальные точки расставляются между точками M_1 и Ц своими проекциями на плоскость $\mathcal{C}x_N z_N$ произвольно, например, зигзагообразно либо по дуге желаемой кривизны. Вертикальные координаты этих опорных точек y_j задаются исходя из соображений вида искомой манёвренной траектории в границах диапазона 40–25 км с учётом возможности пикирования на цель с высоты порядка 25 км. Так вручную формируется начальное приближение манёвра АБЛА желаемой конфигурации с последующей коррекцией в процессе расчёта траектории АБЛА, проходящей через заданные опорные точки, с контролем выполнения ограничений на управляющие параметры.

Таким образом, **требуется** разработать способ выбора конфигурации манёвра АБЛА на конечном терминальном участке траектории.

При моделировании движения АБЛА через заданные опорные точки M_j с начальной скоростью, соответствующей конечной скорости маршевой части траектории АБЛА, на каждом отрезке пути $M_j M_{j+1}$ осуществляется наведение АБЛА на каждую очередную опорную точку M_{j+1} . Наведение осуществляется по требуемому ускорению, которое в виде некоторой временной программы определяется в каждом цикле решения краевой задачи. Требуемое ускорение (вектор $\vec{W}^{mp}(\alpha_n^{mp}, \varphi^{mp}, t)$) преобразуется в значения требуемых управляющих параметров $\alpha_n^{mp}, \varphi^{mp}$ в каждом цикле наведения. В процессе наведения на каждую опорную точку осуществляется контроль выполнения ограничений на поперечные перегрузки и углы атаки и крена. При невыполнении ограничений вводятся коррективы в расположение опорных точек, изменяющие кривизну манёвренной траектории.

В данной статье опускается задача начальной расстановки и коррекции опорных точек на конечном участке. Рассматривается только задача использования уже скорректированной и заданной в условной системе координат совокупности опорных точек при реализации полёта АБЛА на конкретной местности (в геоцентрической относительной гринвичской системе координат). При этом краевые задачи для определения управляющих параметров на каждом отрезке траектории решаются в промежуточных целевых системах координат $M_{i+1}xyz$, оси $M_{i+1}x$ которых

направлены по требуемому направлению движения АБЛА в точке M_{i+1} , оси $M_{i+1}y$ – в вертикальных плоскостях, содержащих оси $M_{i+1}x$, а оси $M_{i+1}z$ дополняют системы до правых.

2. Способ формирования противоперехватного манёвра. Манёвры АБЛА различных конфигураций можно формировать и исследовать на реализуемость и эффективность с учётом различных факторов и с фиксацией допустимых вариантов манёвра заблаговременно, ещё на этапе разработки АБЛА. Все необходимые расчёты траекторий АБЛА удобно проводить во вспомогательной топоцентрической прямоугольной системе координат O_eLHZ (рис. 1), начало которой задаётся в какой-либо точке O_e земной поверхности. Её ось O_eH является осью отсчёта высот точек конечного участка траектории, вертикальна, ось дальностей O_eL ориентирована на север, а ось O_eZ дополняет систему координат до правой. Экспериментальные траектории АБЛА моделируются на ЭВМ в системе координат O_eLHZ с учётом задания совокупностей опорных точек M_j , ($j=1, \dots, n$) при условии перехвата АБЛА различными ЗУР, запускаемыми со стартовых позиций, расположение которых варьируется в некоторой окрестности точки O_e . Траектории, удовлетворяющие всем тактическим и техническим ограничениям, признаются пригодными в качестве прототипов траекторий для последующего применения, а координаты отдельных их точек – например, точек перегиба – фиксируются в соответствующей базе данных (БД) с целью их последующего преобразования в координаты опорных точек на реальной местности.

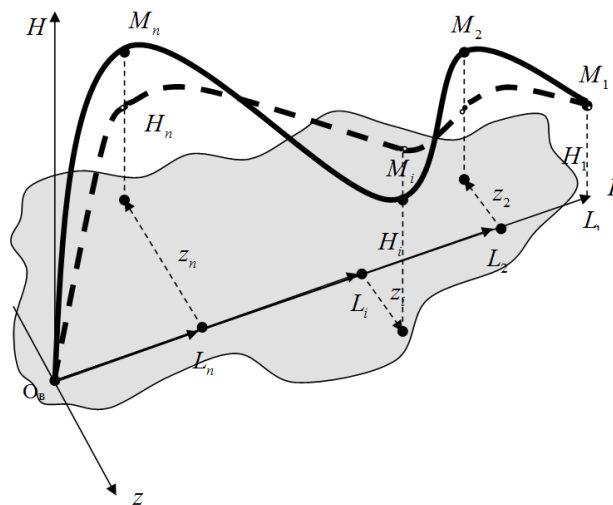


Рис. 1. Иллюстрация способа задания во вспомогательной системе координат опорных точек для формирования манёвра АБЛА желаемой конфигурации

При подготовке к применению конкретного полёта АБЛА по траектории с манёвром заданной конфигурации, проверенной во вспомогательной системе координат на реализуемость, необходимо и достаточно поместить начало вспомогательной системы координат – точку O_e в заданную конечную точку траектории – точку Ц с известными координатами $B_{Ц}, L_{Ц}, H_{Ц}$, а её оси совместить с соответ-

вующими осями нордовой системы координат $\Pi x_N y_N z_N$, а затем развернуть систему координат $O_g LHZ$ по азимуту до совмещения направления оси $O_g L$ с направлением движения АБЛА в конечной точке маршевого участка его планируемой траектории (рис. 2). Перерасчёт координат опорных точек M_j , ($j=1, \dots, n$) из вспомогательной системы координат в систему геодезических координат опорных точек планируемой траектории $S_j(B_j, L_j, H_j)$ не представляет особых затруднений.

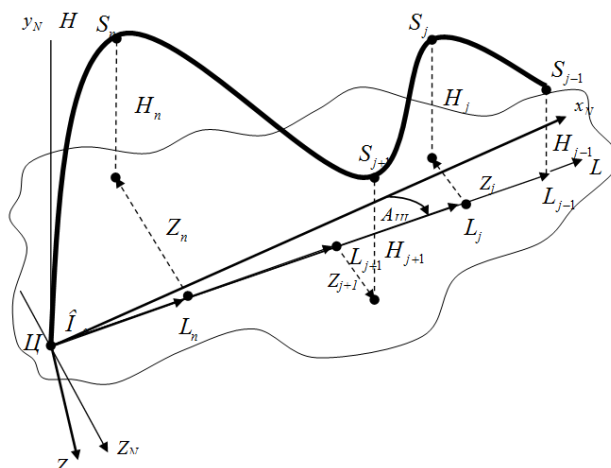


Рис. 2. Перенесение опорных точек планируемой траектории АБЛА на пространство конкретного района Земли

Последовательное наведение АБЛА на опорные точки $S_j(B_j, L_j, H_j)$ S_j удобно рассмотреть с использованием метода наведения «по требуемому ускорению» [22, 23], алгоритм которого представляет собой решение в каждом цикле наведения краевой баллистической задачи (КБЗ) с определением требуемого кажущегося ускорения, переводящего АБЛА из текущего фазового состояния в требуемое конечное.

Краевые условия КБЗ обычно задаются в так называемой целевой прямоугольной системе координат с началом в точке цели, а в нашем случае – в промежуточной целевой системе координат $S_j x_n y_n z_n$ с началом в очередной опорной точке траектории АБЛА S_j , осью $S_j x_n$, ориентированной в пространстве в направлении требуемого движения в точке S_j , осью $S_j y_n$, лежащей в вертикальной плоскости, содержащей ось $S_j x_n$, и осью $S_j z_n$, дополняющей систему координат $S_j x_n y_n z_n$ до правой.

В общем случае краевые условия КБЗ включают фазовые параметры движения АБЛА в текущей точке траектории – $x_n, y_n, z_n, V_{x_n}, V_{y_n}, V_{z_n}$ и в конечной точке: координаты $x_{нк} = 0, y_{нк} = 0, z_{нк} = 0$ и составляющие скорости $V_{x_{нк}}, V_{y_{нк}}, V_{z_{нк}}$. Для определения требуемых управляющих параметров, обеспечивающих асимптотическое сближение траектории АБЛА с осью $S_j x_n$ системы координат

$S_j x_n y_n z_n$ (рис. 3), краевые условия в конечной точке траектории задаются в виде: $x_{нк} = 0, y_{нк} = 0, z_{нк} = 0, V_{x_{нк}} - \text{любое}, V_{y_{нк}} = 0, V_{z_{нк}} = 0$.

Для обеспечения плавного изгиба траектории АБЛА при пролёте каждой очередной опорной точки S_j и начале движения к следующей опорной точке S_{j+1} промежуточная целевая система координат $S_j x_n y_n z_n$ ориентируется в пространстве определённым образом (см. рис. 3), для чего достаточно задать ориентацию орта x_n° её оси $S_j x_n$ в системе координат ЦЛНЗ по следующему алгоритму:

$$x_n^\circ = [e_1, e_2, e_3]^T = \frac{e_{j-1,j} + e_{j,j+1}}{|e_{j-1,j} + e_{j,j+1}|}, \quad (1)$$

где e_1, e_2, e_3 – составляющие орта x_n° по осям системы координат ЦЛНЗ; $e_{j-1,j}$ и $e_{j,j+1}$ – единичные векторы звеньев $S_{j-1}S_j$ и S_j, S_{j+1} ломаной линии с вершинами в точках S_{j-1}, S_j, S_{j+1} .

В проекциях на оси системы координат ЦЛНЗ: они находятся по следующим формулам:

$$e_{j-1,j} = \left[\begin{array}{c} \left(\begin{array}{c} L_j \\ H_j \\ Z_j \end{array} \right) - \left(\begin{array}{c} L_{j-1} \\ H_{j-1} \\ Z_{j-1} \end{array} \right) \\ \left| \left(\begin{array}{c} L_j \\ H_j \\ Z_j \end{array} \right) - \left(\begin{array}{c} L_{j-1} \\ H_{j-1} \\ Z_{j-1} \end{array} \right) \right| \end{array} \right], \quad (2)$$

$$e_{j,j+1} = \left[\begin{array}{c} \left(\begin{array}{c} L_{j+1} \\ H_{j+1} \\ Z_{j+1} \end{array} \right) - \left(\begin{array}{c} L_j \\ H_j \\ Z_j \end{array} \right) \\ \left| \left(\begin{array}{c} L_{j+1} \\ H_{j+1} \\ Z_{j+1} \end{array} \right) - \left(\begin{array}{c} L_j \\ H_j \\ Z_j \end{array} \right) \right| \end{array} \right], \quad (3)$$

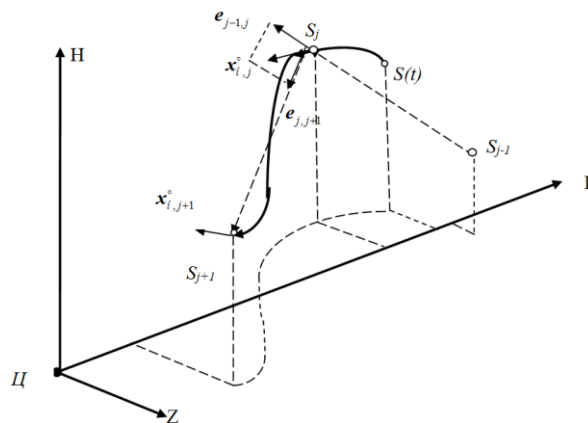


Рис. 3. Иллюстрация принципа разворота траектории АБЛА при наведении на очередную опорную точку с учётом последующего направления на следующую опорную точку

Необходимая для преобразования параметров движения АБЛА матрица связи промежуточной целевой системы координат $S_j x_H y_H z_H$ с системой координат $ЦЛHZ$ представлена в виде:

$$M_{x_H \leftarrow L} = \begin{pmatrix} e_1 & -\frac{e_2}{\sqrt{e_1^2 + e_2^2}} & -\frac{e_1 e_3}{\sqrt{e_1^2 + e_2^2}} \\ e_2 & \frac{e_1}{\sqrt{e_1^2 + e_2^2}} & -\frac{e_2 e_3}{\sqrt{e_1^2 + e_2^2}} \\ e_3 & 0 & \sqrt{e_1^2 + e_2^2} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Обычно текущие параметры движения АБЛА $\mathbf{r}(t), \mathbf{V}(t)$ определяются в какой-либо системе координат, связанной с Землёй. Например, в нордовой системе координат $Цx_N y_N z_N: [x_N, y_N, z_N]^T, [V_{x_N}, V_{y_N}, V_{z_N}]^T$. Тогда преобразование $\mathbf{r}(t), \mathbf{V}(t)$ в каждую из промежуточных целевых систем координат $S_j x_i y_i z_i$ для решения КБЗ производится по алгоритму:

$$\begin{pmatrix} x_H \\ y_H \\ z_H \end{pmatrix} = M_{x_H \leftarrow L} \cdot M_{L \leftarrow x_N} \cdot \left[\begin{pmatrix} x_N \\ y_N \\ z_N \end{pmatrix} - M_{x_N \leftarrow L} \cdot \begin{pmatrix} L_{S_j} \\ H_{S_j} \\ Z_{S_j} \end{pmatrix} \right], \quad (5)$$

$$\begin{pmatrix} V_{x_H} \\ V_{y_H} \\ V_{z_H} \end{pmatrix} = M_{x_H \leftarrow L} \cdot M_{L \leftarrow x_N} \cdot \begin{pmatrix} V_{x_N} \\ V_{y_N} \\ V_{z_N} \end{pmatrix}, \quad (6)$$

где матрица $M_{x_H \leftarrow L}$ определяется выражением (4), матрица $M_{L \leftarrow x_N}$, связывающая систему координат $ЦЛHZ$ с нордовой системой $Цx_N y_N z_N$, – определяется следующим выражением

$$M_{L \leftarrow x_N} = \begin{pmatrix} \cos A_{ЦЛ} & 0 & \sin A_{ЦЛ} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin A_{ЦЛ} & 0 & \cos A_{ЦЛ} \end{pmatrix}, \quad (7)$$

а матрица $M_{x_N \leftarrow L} = M_{L \leftarrow x_N}^T$.

При наведении АБЛА на очередную опорную точку в каждом цикле наведения определяется требуемое кажущееся ускорение $\dot{W}_n^{mp}(t)$ в поперечном направлении и соответствующий ему требуемый пространственный угол атаки $\alpha_n^{mp}(t)$, которые сравниваются по величине с максимально допустимыми на данный момент времени значениями поперечного ускорения $\dot{W}_n^{\max}(t)$ и угла атаки $\alpha_n^{\max}(t)$ и, в случае выполнения условий

$$|\dot{W}_n^{mp}(t)| \leq |\dot{W}_n^{\max}(t)| \text{ и } \alpha_n^{mp}(t) \leq \alpha_n^{\max}(t), \quad (8)$$

для управления движением АБЛА используется значение $\alpha_n^{mp}(t)$, в противном случае используется значение $\alpha_n^{\max}(t)$.

При достижении АБЛА опорной точки траектории S_j текущие фазовые параметры движения $\mathbf{r}(t), \mathbf{V}(t)$ пересчитываются в следующую промежуточную целевую систему координат $S_{j+1}x_n y_n z_n$, задаваемую по тому же правилу, что и система $S_j x_n y_n z_n$, и начинается наведение на следующую точку S_{j+1} , затем на следующую и так далее до конечной точки C .

Из приведенных выкладок следует, что при данном способе формирования манёвра АБЛА весь располагаемый текущий ресурс управления поперечным движением АБЛА используется на формирование траектории движения к очередной опорной точке наведения с последующим разворотом на следующую опорную точку по плавно изгибающейся траектории, затем на следующую и т.д. Таким образом, весь располагаемый текущий ресурс управления используется на формирование манёвренной траектории АБЛА с конечной опорной точкой C , наведение на которую ничем не отличается от наведения на промежуточные опорные точки траектории.

3. Оценка эффективности сформированного манёвра. Проверка манёвров на эффективность (на вероятность непоражения одно- или двухступенчатыми зенитными ракетами объектов ПРО) осуществлялась методом моделирования перехвата АБЛА при любом исходном расположении стартовых позиций зенитных ракет относительно охраняемого объекта [24]. В табл. приведены варианты совокупностей опорных точек для формирования манёвров АБЛА на конечном участке траектории, полученные по результатам моделирования. Они позволяют формировать эффективные манёвры типа «змейка», «спираль» или односторонний.

Указанным способом могут быть сформированы траектории планирующих АБЛА как с известными типами манёвров, так и с манёврами произвольной формы с учётом ограничений на управляющие параметры.

Таблица

Координаты опорных точек траектории АБЛА с манёврами в условной системе координат, полученные для трёх исследуемых типов манёвра

Опорные точки траектории	«Горизонтальная змейка»			«Спираль»			Односторонний манёвр		
	L (км)	Z (км)	H (км)	L (км)	Z (км)	H (км)	L (км)	Z (км)	H (км)
M ₁	250	0	35	250	0	35	250	0	35
M ₂	180	-10	34	180	-10	45	180	38	34
M ₃	124	9	33	123	9	33	117	50	33
M ₄	82	-10	30	84	-9	35	55	57	30
M ₅	30	13	25	30	13	25	14	32	25
M ₆	0	0	0	0	0	0	0	0	0

При оперативном планировании маршрута АБЛА нужный вариант манёвра на конечном участке выбирается оператором из базы данных и вместе с координатами намеченных опорных точек маршевого участка траектории и координатами

цели включает состав целеуказаний (или в полётное задание) АБЛА. В процессе предстартовой подготовки условные координаты опорных точек конечного участка траектории АБЛА преобразуются в геодезические координаты этих опорных точек (рис. 4).



Рис. 4. Отображение на карте местности следа траектории АБЛА с противоперехватным манёвром

На рис. 4 приводится пример с отображением на карте местности следа смоделированной на ЭВМ траектории планирующего АБЛА с рассчитанным противоперехватным манёвром на конечном участке траектории.

Заключение. Таким образом, несмотря на то, что задача формирования траектории АБЛА остается предметом исследований в последние годы, решение такой задачи не является тривиальным и требует учёта многих факторов, связанных, прежде всего, с особенностями реализованного метода наведения. Предложенный способ выбора конфигурации манёвров АБЛА на конечном терминальном участке траектории по сравнению с ранее разработанными позволяет при планировании опорной траектории использовать весь располагаемый текущий ресурс управления на формирование манёвренной траектории АБЛА. Указанным способом могут быть сформированы траектории планирующих АБЛА как с известными типами манёвров, так и с манёврами произвольной формы с учётом ограничений на управляющие параметры.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Сиротин Е.С., Подгорных Ю.Д. Гиперзвуковые аппараты // Военно-промышленный курьер. – 2003. – № 6 (13). – URL: <http://www.vko.ru> (дата обращения: 09.11.2011).
2. Кибзун А.И., Красильщиков М.Н., Мирошкин В.Л., Сыпало К.И. Траекторное управление высотным скоростным летательным аппаратом на маршевом участке полета // Известия РАН. ТиСУ. – 2013. – № 4. – С. 128-136.
3. Красильщиков М.Н., Сыпало К.И. Терминальное программное управление высокоскоростным беспилотным летательным аппаратом в атмосфере // Известия РАН. ТиСУ. – 2011. – № 5. – С. 131-142.
4. Красильщиков М.Н., Сыпало К.И. Самонаведение высокоскоростного беспилотного летательного аппарата на терминальном участке полета в атмосфере // Известия РАН. ТиСУ. 2011. – № 6. – С. 158-173.
5. Lu Ping, Doman D.D., Schierman J.D. Adaptive Terminal Guidance for Hypervelocity Impact in Specified Direction // J. Guidance, Control and Dynamics. – March-April. 2006. – Vol. 29, No. 2. – P. 269-278.
6. The National Military Strategy of the United States of America. A Strategy for Today; A Vision for Tomorrow. Department of Defense USA. Washington, DC, 2009.

7. *Farooq A., Limebber D.D.* Optimal Trajectory Regulation for Imaging Guidance // *J. Guidance, Control and Dynamics*. July-August, 2008. – Vol. 31, No. 4. – P. 1076-1092.
8. *Летов А.М.* Динамика полета и управление. – М.: Наука, 1969. – 360 с.
9. *Vian J., Moore J.* Trajectory Optimization with Risk Minimization for Military Aircraft // *AIAA J. Guidance*. – 1989. – Vol. 12, No. 3. – P. 311-317.
10. *Andreev M.A., Miller A.B., Miller B.M., Stepanyan K.V.* Path planning for unmanned aerial vehicle under complicated conditions and hazards // *Journal of Computer and Systems Sciences International*. – 2012. – Vol. 51, No. 2. – P. 328-338.
11. *Гончаренко В.И., Горченко Л.Д.* Оценка области расположения конечных точек маршрута гиперзвукового летательного аппарата // *Вестник компьютерных и информационных технологий*. – 2013. – № 2. – С. 3-5.
12. Патент на изобретение С1. 2306593 RU G 05D 1/08 F41G 7/34РФ. Способ формирования спиралевидного движения планирующего летательного аппарата относительно опорной траектории / Шепетильников С.Р., Овчинников М.В. – 2007. Бюл. 26.
13. *Жанжеров Е.Г., Васкецова М.В.* Алгоритмы управления полетом аэробаллистического летательного аппарата // *Вестник Ижевского государственного технического университета*. – 2008. – № 1. – С. 92-94.
14. *Жанжеров Е.Г., Зиатдинов А.Р., Кашина И.А.* Методы управления движением аэробаллистических летательных аппаратов // *Гироскопия и навигация*. – 2006. – № 4 (55). – С. 108.
15. Патент на изобретение RUS 2343529. Способ наведения беспилотного летательного аппарата в режиме рикошетирования / Жанжеров Е.Г., Васкецова М.В. 25.07.2007.
16. *Горшенин В.Ю.* Синтез оптимальных траекторий движения гиперзвуковых летательных аппаратов в зонах риска // *Известия ТРТУ*. – 2003. – № 3 (32). – С. 46-51.
17. *Хилькевич В.Я., Яновский Л.С.* Использование эффектов рикошетирования и кабрирования для увеличения дальности полета ракет // *Известия вузов. Авиационная техника*. – 2005. – № 3. – С. 70-72.
18. Патент 2158697 Россия, МПК В 64 С 19/00 (2006_01). Способ управления скоростным воздушным объектом в зоне опасности поражения / *Таланов Б.П.* № 99107703/28; Заявл. 07.04.1999; Оpubл. 10.11.2000.
19. Патент 2095737 Россия, МПК В 64 С 19/00 (2006_01). Способ уменьшения вероятности поражения летательного аппарата средствами противовоздушной обороны / *Долин В.Д., Ковальчук В.А., Мартынов В.Н., Селезнев И.С.* № 95101418/02; Заявл. 25.01.1995; Оpubл. 10.11.1997.
20. Патент 2226278 Россия, МПК G 01 S 7/38, H 04 K 3/00 (2006_01). Способ противодействия средствам противовоздушной обороны и устройство для его реализации / *Головин А.И., Курдин Г.В., Маклашов В.А., Садков В.Д.* № 2001100728/63; Заявл. 09.01.2001; Оpubл. 27.03.2004.
21. *Арапов О.Л., Зуев Ю.С.* К вопросу о противоракетном маневре // *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Приборостроение*. – 2015. – Т. 1, № 1 (100). – С. 34-46.
22. *Батенко А.П.* Управление конечным состоянием движущихся объектов. – М.: Сов. радио, 1977. – 256 с.
23. *Горченко Л.Д.* Метод терминального наведения по требуемому ускорению аэродинамически управляемых летательных аппаратов // *Полет*. – 1999. – № 6. – С. 21-24.
24. *Горченко Л.Д., Евсеев И.В., Мишин А.А.* Моделирование конфликтных ситуаций между планирующим летательным аппаратом и зенитной управляемой ракетой-перехватчиком // *Вопросы электромеханики: Труды ВНИИЭМ*. – 2013. – Т. 137, № 6. – С. 23-30.

REFERENCES

1. *Sirotin E.S., Podgornykh Yu.D.* Giperzvukovye apparaty [Hypersonic vehicles], *Voennopromyshlennyy kur'er* [Military industrial courier], 2003, No. 6 (13). Available at: <http://www.vko.ru> (accessed 09 November 2011).
2. *Kibzun A.I., Krasil'shchikov M.N., Miroshkin V.L., Syalo K.I.* Traektornoye upravlenie vysotnym skorostnym letatel'nyim apparatom na marshevom uchastke poleta [Trajectory control of high-altitude high-speed aircraft in cruise flight phase], *Izvestiya RAN. TISU* [Journal of Computer and Systems Sciences International], 2013, No. 4, pp. 128-136.

3. *Krasil'shchikov M.N., Sypalo K.I.* Terminal'noe programmnoe upravlenie vysokoskorostnym bespilotnym letatel'nyim apparatom v atmosfere [The terminal software control of high speed unmanned aerial vehicle in the atmosphere], *Izvestiya RAN. TiSU* [Journal of Computer and Systems Sciences International], 2011, No. 5, pp. 131-142.
4. *Krasil'shchikov M.N., Sypalo K.I.* Samonavedenie vysokoskorostnogo bespilotnogo letatel'nogo apparata na terminal'nom uchastke poleta v atmosfere [Homing of high-speed unmanned aircraft in the terminal phase of flight in the atmosphere], *Izvestiya RAN. TiSU* [Journal of Computer and Systems Sciences International], 2011, No. 6, pp. 158-173.
5. *Lu Ping, Doman D.D., Schierman J.D.* Adaptive Terminal Guidance for Hypervelocity Impact in Specified Direction, *J. Guidance, Control and Dynamics*. March-April. 2006, Vol. 29, No. 2, pp. 269-278.
6. The National Military Strategy of the United States of America. A Strategy for Today; A Vision for Tomorrow. Department of Defense USA. Washington, DC, 2009.
7. *Farooq A., Limebber D.D.* Optimal Trajectory Regulation for Imaging Guidance, *J. Guidance, Control and Dynamics*. July-August, 2008, Vol. 31, No. 4, pp. 1076-1092.
8. *Letov A.M.* Dinamika poleta i upravlenie [Flight dynamics and control]. Moscow: Nauka, 1969, 360 p.
9. *Vian J., Moore J.* Trajectory Optimization with Risk Minimization for Military Aircraft, *AIAA J. Guidance*, 1989, Vol. 12, No. 3, pp. 311-317.
10. *Andreev M.A., Miller A.B., Miller B.M., Stepanyan K.V.* Path planning for unmanned aerial vehicle under complicated conditions and hazards, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2012, Vol. 51, No. 2, pp. 328-338.
11. *Goncharenko V.I., Gorchenko L.D.* Otsenka oblasti raspolozheniya konechnykh toчек marshruta giperzvukovogo letatel'nogo apparata [Assessment of area the location of the end points of the route of a hypersonic aircraft], *Vestnik komp'yuternykh i informatsionnykh tekhnologiy* [Herald of computer and information technologies], 2013, No. 2, pp. 3-5.
12. *Shchepetil'nikov S.R., Ovchinnikov M.V.* Sposob formirovaniya spiralevidnogo dvizheniya planiruyushchego letatel'nogo apparata otnositel'no opornoj traektorii [Method of forming spiral motion of gliding flying device relative to the reference trajectory]. Patent C1. 2306593 RU G 05D 1/08 F41G 7/34RF, 2007.
13. *Zhanzherov E.G., Vasketsova M.V.* Algoritmy upravleniya poletom aeroballisticheskogo letatel'nogo apparata [Algorithms for flight control of the aircraft aeroballistics], *Vestnik Izhevskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta* [Bulletin of Izhevsk state technical University], 2008, No. 1, pp. 92-94.
14. *Zhanzherov E.G., Ziatdinov A.R., Kashina I.A.* Metody upravleniya dvizheniem aeroballisticheskikh letatel'nykh apparatov [Methods of motion control of aircraft aeroballistics], *Giroskopiya i navigatsiya* [Gyroscopy and Navigation], 2006, No. 4 (55), pp. 108.
15. *Zhanzherov E.G., Vasketsova M.V.* Sposob navedeniya bespilotnogo letatel'nogo apparata v rezhime rikoshetirovaniya [Method of guidance of unmanned aircraft in the mode of ricochiting]. Patent RUS 2343529. 25.07.2007.
16. *Gorshenin V.Yu.* Sintez optimal'nykh traektoriy dvizheniya giperzvukovykh letatel'nykh apparatov v zonakh riska [Synthesis of optimal trajectories of hypersonic aircraft at risk], *Izvestiya TRTU* [Izvestiya TSURE], 2003, No. 3 (32), pp. 46-51.
17. *Khil'kevich V.Ya., Yanovskiy L.S.* Ispol'zovanie effektivov rikoshetirovaniya i kabirovaniya dlya uvelicheniya dal'nosti poleta raket [The use of effects ricochiting and kupirovaniya to increase the flight range of missiles], *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika* [Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya Tekhnika], 2005, No. 3, pp. 70-72.
18. *Talanov B.P.* Sposob upravleniya skorostnym vozdushnym ob'ektom v zone opasnosti porazheniya [A method of controlling a high-speed aerial object in the danger zone of defeat]. Patent RF 2158697, MPK B 64. C 19/00 (2006_01). No. 99107703/28; Published 10.11.2000.
19. *Dolin V.D., Koval'chuk V.A., Martynov V.N., Seleznev I.S.* Sposob umen'sheniya veroyatnosti porazheniya letatel'nogo apparata sredstvami protivovozdushnoy oborony [A method of reducing the probability of hitting the aircraft in air defense]. Patent 2095737 Rossiya, MPK B 64 C 19/00 (2006_01). No. 95101418/02; Published 10.11.1997.
20. *Golovin A.I., Kurdin G.V., Maklashov V.A., Sadkov V.D.* Sposob protivodeystviya sredstvam protivovozdushnoy oborony i ustroystvo dlya ego realizatsii [The way to combat is via the air defence and a device for its realization]. Patent 2226278 Rossiya, MPK G 01 S 7/38, H 04 K 3/00 (2006_01). No. 2001100728/63; Published 27.03.2004.

21. Arapov O.L., Zuev Yu.S. K voprosu o protivoraketnom manevre [To the question of anti-missile maneuver], *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya: Priborostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Instrument Engineering, 2015, Vol. 1, No. 1 (100), pp. 34-46.
22. Batenko A.P. Upravlenie konechnym sostoyaniem dvizhushchikhsya ob"ektov [Management of the end state of moving objects]. Moscow: Sov. radio, 1977, 256 p.
23. Gorchenko L.D. Metod terminal'nogo navedeniya po trebuemomu uskoreniyu aerodinamicheski upravlyaemykh letatel'nykh apparatov [Method of terminal guidance on the required acceleration aerodynamically-controlled aircraft], *Polet* [Flight], 1999, No. 6, pp. 21-24.
24. Gorchenko L.D., Evseev I.V., Mishin A.A. Modelirovanie konfliktnykh situatsiy mezhdu planiruyushchim letatel'nykh apparatom i zenitnoy upravlyaemoy raketoy-perekhvatchikom [Modeling of conflict situations between planning aircraft and anti-aircraft guided missile-interceptor], *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIEM* [Questions of electromechanics. Proceedings of VNIEM], 2013, Vol. 137, No. 6, pp. 23-30.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. С.В. Беневольский.

Гончаренко Владимир Иванович – Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); e-mail: fvo@mai.ru; 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4; тел.: +79154606442; директор Военного института: д.т.н.; доцент.

Горченко Лев Дмитриевич – Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого; e-mail: fvo@mai.ru; 109074, г. Москва, Китайгородский проезд, 5/9; тел.: +79154201925; научный сотрудник.

Goncharenko Vladimir Ivanovich – Moscow Aviation Institute (National Research University); e-mail: fvo@mai.ru; 4 Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia;; phone: +79154606442; Director of the Military Institute; dr. of eng. sc.; assistant professor.

Gorchenko Lev Dmitrievich – Military Academy of the Strategic Missile Forces named after Peter the Great; e-mail: fvo@mai.ru; 5/9, Kitaygorodsky trave, Moscow, 109074, Russia; phone: +79154201925; researcher.

УДК 681.5

С.А. Синютин, А.А. Горбунов, Е.Б. Горбунова

МЕДЛЕННО-ЛЕТЯЩИЙ БПЛА С ЭЛЛИПСОВИДНЫМ КРЫЛОМ. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

Рассматриваются особенности управления беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) с эллипсовидным крылом. Показано, что подобные БПЛА занимают промежуточную нишу между БПЛА традиционной самолетной схемы и БПЛА мультироторного типа. При этом достигается большая энергоэффективность по сравнению с БПЛА мультироторного типа и меньшие минимальные скорости полета по сравнению с БПЛА традиционной самолетной схемы. Однако особенности формирования управляющих и возмущающих моментов приводят к необходимости адаптивного изменения расходов рулей в зависимости от скорости полета и величины мгновенного угла атаки БПЛА. Аналитический метод исследования, а так же CFD-моделирование, сложны и не дают достаточно точных результатов для формирования математической модели и, как следствие, законов управления. В качестве возможного решения поставленной задачи применяется метод черного ящика. С целью сбора данных, необходимых для создания математической модели объекта управления методом черного ящика, был создан ряд натурных моделей БПЛА с эллипсовидным крылом; разработано две версии специального бортового регистрирующего устройства, содержащего микроконтроллер, датчики и SD-карту для записи и сохранения полетных данных. Для расшифровки полученной информации используется программа, созданная в среде Matlab. В работе приведены примеры данных, полученных от чувстви-