

ФОРМИРОВАНИЕ ОПОРНОЙ ТРАЕКТОРИИ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ПРЕОДОЛЕНИЕ ОПАСНОЙ ЗОНЫ

О.Л. Арапов, Ю.С. Зуев

Снежинский физико-технический институт Национального исследовательского ядерного университета “МИФИ”, Снежинск, Челябинская обл., Российская Федерация

e-mail: aol_snz@mail.ru; YSZuyev@mephi.ru

Представлены результаты исследований по разработке алгоритма формирования опорных траекторий, предназначенных для снижения вероятности перехвата беспилотных летательных аппаратов. На примере ракеты-мишени РМ-5В27 рассмотрено преодоление ею зон поражения двух зенитных ракетных комплексов “Нева-М” и “Печора” с помощью указанного алгоритма. Предлагаемый алгоритм основан на методе пропорционального наведения, который использован в качестве прототипа. Приведены сравнительные результаты численного моделирования движения ракеты-мишени по сформированным опорным траекториям. В качестве основного параметра при оценке эффективности работы алгоритма и его прототипа было выбрано общее время нахождения ракеты-мишени в зоне поражения. Приведены значения относительного времени полета по траектории для рассмотренного алгоритма в зависимости от дальности полета до заданной цели.

Ключевые слова: ракета-мишень, зенитная управляемая ракета, зенитный ракетный комплекс, зона поражения, метод пропорционального наведения, пикирование.

REFERENCE TRAJECTORY DESIGN FOR OVERCOMING DANGEROUS ZONE

O.L. Arapov, Yu.S. Zuyev

Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University “MEPhI”, Snezhinsk, Chelyabinsk Region, Russian Federation

e-mail: aol_snz@mail.ru; YSZuyev@mephi.ru

The paper presents the results of the research into development of an algorithm for referencing trajectories designed to reduce the possibility of intercepting unmanned aerial vehicles. It considers overcoming the beaten zones of two surface-to-air missile systems “Neva-M” and “Pechora” by a target missile RM-5V27 with the help of this algorithm. The proposed algorithm is based on a well-known proportional-navigation law, which is used here as a prototype. The numerical simulation of the target missile traveling along the designed reference trajectories is performed; its comparative results are presented. The total flight time in the beaten zones is chosen as the main parameter for evaluating the effectiveness of the algorithm and its prototype. Some values of the target missile relative flight time vs. flight distance to a predetermined target for the considered algorithm are obtained.

Keywords: target missile, surface-to-air missile, surface-to-air missile system anti-aircraft missile complex, beaten zone, proportional-navigation law, dive.

Введение. Один из этапов решения задачи траекторного управления объектом — синтез опорной (желаемой, требуемой) траектории его движения. Сложность такого синтеза заключается в том, что заданные значения параметров опорной траектории должны удовлетворять некоторому критерию качества функционирования системы. При

решении задачи автоматического управления возникает определенная сложность в выборе единого качества. Это обусловлено тем, что заранее предугадать все возможные траектории движения системы практически невозможно вследствие многообразия начальных и конечных условий. Таким образом, выбор или задание опорной траектории движения — одна из основных проблем при решении задачи синтеза алгоритма управления сложной динамической системой [1].

В контексте работ по увеличению вероятности преодоления средств противовоздушной обороны (ПВО) настоящая статья посвящена алгоритму самонаведения беспилотного летательного аппарата (БЛА) на терминальном участке полета в атмосфере. Описанный алгоритм представляет собой решение задачи управления для рассматриваемого объекта и обеспечивает реализацию пространственных попадающих траекторий, приводящих БЛА в заданную область пространства с требуемой точностью и с минимальным временем нахождения в зоне поражения.

По мнению авторов, в условиях отсутствия на борту БЛА информации о факте противодействия средствами ПВО целесообразно использовать детерминированный подход к построению траектории движения летательного аппарата в предположении о постоянно действующей объектовой ПВО с известными характеристиками ее зоны поражения¹.

Для увеличения эффективности преодоления БЛА объектовой ПВО предлагается исключить (максимально уменьшить) время его нахождения в зоне поражения объектовой ПВО за счет формирования соответствующей опорной траектории полета БЛА. Такую опорную траекторию назовем безопасной, а ее определение — алгоритмом формирования безопасной траектории (АФБТ).

Постановка задачи. В настоящей работе рассмотрена задача преодоления БЛА зоны поражения зенитно-ракетного комплекса (ЗРК). Для расчетов выбраны два комплекса “Нева-М” и “Печора”. В соответствии с материалами, приведенными в работе [2], в качестве БЛА (имитатора воздушной цели) выбрана ракета-мишень РМ-5В27 (В-601П). Аэродинамические и летно-технические характеристики В-601П получены по материалам эскизного проекта [3]. Эта ракета-мишень состоит из двух ступеней: 1) отделяемый в полете стартовый ускоритель; 2) маршевая ступень.

Расчеты траекторий движения ракеты-мишени проводятся при следующих положениях и допущениях:

- движение объекта управления рассматривается в нормальной земной системе координат (НЗСК), которая полагается инерциальной;

¹Здесь под опасной зоной подразумевается зона поражения объектовой ПВО.

- параметры атмосферы соответствуют параметрам, приведенным в ГОСТ 4401–81 “Атмосфера стандартная. Параметры”, ветер отсутствует;
- вращение Земли и ее кривизна поверхности не учитываются;
- объект управления движется как материальная точка;
- перекрестные связи в каналах тангажа и рысканья отсутствуют;
- балансировка происходит мгновенно;
- объект управления стабилизирован по крену;
- координаты местоположения ЗРК для ракеты-мишени заранее известны;
- влияние радиогоризонта при преодолении ЗРК не рассматривается.

Движение объекта управления описывается системой дифференциальных уравнений

$$m \frac{dV}{dt} = -C_{xa} S \frac{\rho V^2}{2} - mg \sin \Theta;$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = C_{ya} S \frac{\rho V^2}{2} - mg \cos \Theta;$$

$$mV \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = -C_{za} S \frac{\rho V^2}{2};$$

$$\frac{dx_g}{dt} = V \cos \Theta \cos \Psi;$$

$$\frac{dy_g}{dt} = V \sin \Theta;$$

$$\frac{dz_g}{dt} = -V \cos \Theta \sin \Psi.$$

Здесь V — воздушная скорость объекта управления; C_{xa} , C_{ya} , C_{za} — коэффициенты лобового сопротивления, подъемной и боковой сил; S — характерная площадь объекта управления; ρ — плотность воздуха; m — масса объекта управления; g — ускорение свободного падения; Θ , Ψ — угол наклона траектории и угол пути; x_g , y_g , z_g — координаты центра масс в НЗСК.

Управление объектом осуществляется изменением углов атаки (α) и скольжения (β) при соответствующем отклонении его рулевых поверхностей. Потребные перегрузки объекта управления ограничены десятью единицами. При расчетах опорных траекторий были использованы следующие начальные условия: высота полета $H_0 = 19\,000$ м; скорость полета $V_0 = 455$ м/с; угол наклона траектории $\Theta_0 = 0^\circ$; угол пути $\Psi_0 = 0^\circ$.

Зона поражения ЗРК. В качестве основной количественной оценки эффективности работы предлагаемого АФБТ в настоящей статье взято время нахождения БЛА в зоне поражения ЗРК. Движение БЛА

к цели на предельно малых высотах, где зона поражения имеет “мертвую зону”, не рассматривается. Подобные задачи для крылатых ракет давно известны и имеют решение [4, 5].

Время нахождения в зоне поражения Z определяется с момента пересечения ее границ траекторией БЛА и описывается с помощью системы неравенств, которая достаточно полно отражает математическую модель ПВО (рис. 1) [6, 7]:

$$Z = \begin{cases} \begin{cases} D_y < H_{\max}; \\ L_{\min} < D_{xz} < L_{\max}; \end{cases} \\ \begin{cases} D_y < \frac{D_{xz}}{\operatorname{tg} \varphi_z}; \\ L_{\min} > D_{xz}, \end{cases} \end{cases}$$

где D_y — высота полета летательного аппарата над ЗРК; H_{\max} — максимальная высота зоны поражения; L_{\min} , L_{\max} — минимальная и максимальная дальности зоны поражения; D_{xz} — горизонтальная дальность от летательного аппарата до ЗРК; φ_z — предельный угол зоны поражения ЗРК. Значения параметров зон поражения ЗРК “Нева-М” (z_1) и “Печора” (z_2) приведены ниже [8]:

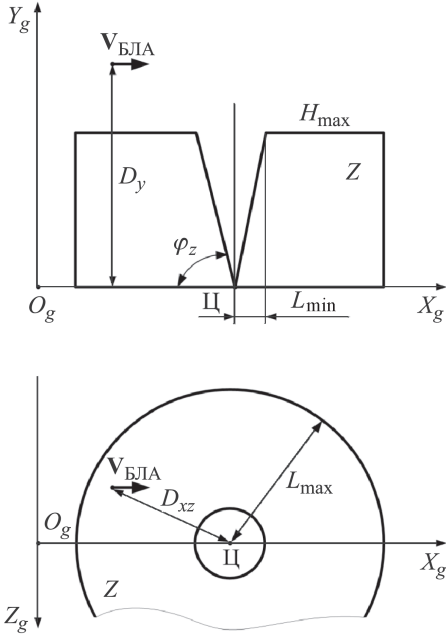


Рис. 1. Математическая модель ПВО:
 Ц — цель (ЗРК); $V_{\text{БЛА}}$ — вектор скорости БЛА; O_g — центр НЗСК $O_g X_g Y_g Z_g$

	H_{\max} , км	L_{\min} , км	L_{\max} , км
“Нева-М” С-125М ЗУР В-600П (5В24)	10	6	12
“Печора” ЗУР В-601ПК	16	3	14

Для объективной оценки работы АФБТ ЗРК расположены в одной точке цели.

Алгоритм формирования безопасной траектории. При создании АФБТ в качестве прототипа использован метод пропорционального наведения (МПН). При наведении БЛА класса воздух–земля на неподвижную цель по МПН угловая скорость вектора земной скорости БЛА пропорциональна угловой скорости вращения вектора дальности БЛА — цель [9]. В ходе разработки АФБТ авторы настоящей статьи руководствовались критериями качества, которые были описаны при решении схожей задачи выбора оптимального маршрута для самолета в условиях противодействия системы объектовой ПВО: полагается,

что вероятность безопасного полета летательного аппарата на траектории является значительно более важным критерием качества операции, чем расход топлива (в пределах заданного запаса). Таким образом, при сравнении траекторий даже небольшое уменьшение вероятности поражения является более предпочтительным, чем любое уменьшение расхода топлива [10].

Траектория полета БЛА к цели разбивается на два участка, разделенных точкой пикирования. Точка пикирования расположена на высоте H_{\max} под углом места φ относительно рассматриваемого ЗРК. Полет БЛА на каждом участке осуществляется по МПН. Координаты точки пикирования определяются по формулам (x_{Π} — координата точки цели)

$$\begin{aligned}x_{\Pi} &= x_{\text{ц}} - \frac{H_{\max}}{\operatorname{tg} \varphi}; \\y_{\Pi} &= H_{\max}.\end{aligned}\quad (1)$$

Угол φ находится с учетом выполнения трех основных критериев в порядке их значимости:

- 1) точность наведения БЛА на цель ε (при расчетах $\varepsilon \leq 1$ м);
- 2) минимальное время нахождения БЛА в зоне поражения ЗРК t_Z ;
- 3) минимальное время полета БЛА на траектории t_K .

Искомый угол φ находится итерационно с учетом проверки критериев качества, описанных выше. Предполагается, что угол принадлежит диапазону $\varphi_0 \leq \varphi \leq \varphi_Z$, где φ_0 — угол, полученный МПН при пересечении траектории полета ракетой-мишенью высоты H_{\max} ; φ_Z — предельный угол зоны поражения, он является дополнительным углом для половины угла раствора конуса “мертвой зоны” ЗРК. Переключение наведения с точки пикирования на точку цели осуществляется при достижении минимального заданного расстояния до точки пикирования [11].

В качестве примера рассмотрим траектории полета ракеты-мишени к цели, полученные с помощью АФБТ и МПН (рис. 2). Горизонтальная дальность до цели составляет 25 км от точки начала наведения. Координаты точек 3 и 5 (точек пикирования) вычислены по формуле (1) в соответствии с критериями 1–3.

Выбор значений угла φ для этих траекторий подробно проиллюстрирован на рис. 3. Для наглядности кривые 1 и 2 увеличены по оси ординат в 2 раза. В этом случае для ЗРК z_1 значение угла φ в точке 6 удовлетворяет всем критериям качества. В случае с ЗРК z_2 в точке 4 в силу ограничений по потребным перегрузкам на управление ракетой-мишенью угол имеет предельное значение, после которого критерий 1 перестает выполняться. Для кривой 5 ограничения по критерию 1 для угла в диапазоне значений $50^\circ \dots 71^\circ$ отсутствуют.

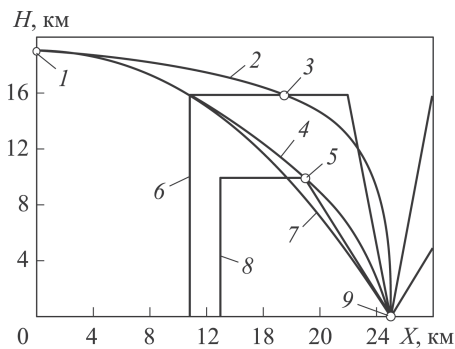


Рис. 2. Траектории полета ракеты-мишени к цели, полученные с помощью АФБТ и МПН:

1 — точка начала наведения ракеты-мишени; 2 — траектория полета ракеты-мишени по АФБТ к ЗРК z_2 ; 3 — точка пикирования на ЗРК z_2 ; 4 — траектория полета ракеты-мишени, полученная АФБТ, к ЗРК z_1 ; 5 — точка пикирования на ЗРК z_1 ; 6 — границы зоны поражения ЗРК z_2 ; 7 — траектория полета ракеты-мишени, полученная МПН; 8 — границы зоны поражения ЗРК z_1 ; 9 — точка цели

Анализ полученных результатов. В ходе проведенного численного моделирования подтверждена работоспособность АФБТ при преодолении ракетой-мишенью зоны поражения ЗРК “Нева-М” и “Печора”. Диапазон значений дальности (12...87 км) (рис. 4) соответствует области досягаемости ракетой-мишенью, определенной МПН, для заданных начальных условий. На рисунке приведена зависимость относительных значений времени полета, рассчитанных с помощью АФБТ, от дальности до ЗРК. Для наглядности кривые 1 и 2 увеличены по оси ординат в 10 раз, они демонстрируют увеличение конечного времени полета ракеты-мишени, полученного АФБТ, по сравнению с конечным временем, определенным МПН для ЗРК z_2 и z_1 . Кривые 3 и 4 свидетельствуют об уменьшении времени нахождения

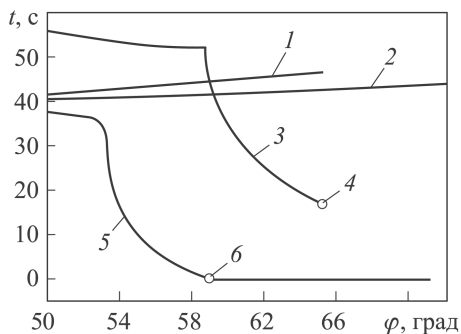


Рис. 3. Зависимости времени полета ракеты-мишени по АФБТ от угла φ для конечного времени полета ракеты-мишени, определенного АФБТ, к ЗРК z_2 (1) и z_1 (2), время нахождения ракеты-мишени в зоне поражения ЗРК z_2 (3) и z_1 (5), выбор точки пикирования для ЗРК z_2 (4) и z_1 (6)

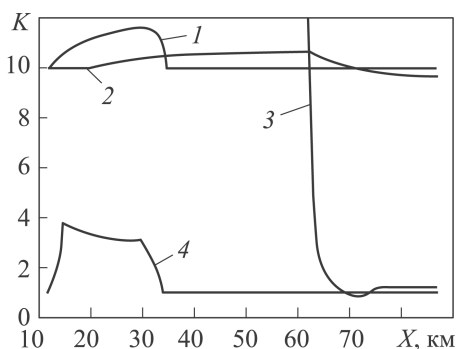


Рис. 4. Зависимость относительных значений времени полета от дальности до ЗРК:

1, 2 — отношение конечного времени полета ракеты-мишени, рассчитанного АФБТ, ко времени, полученному МПН, для ЗРК z_2 и z_1 ; 3, 4 — отношение времени нахождения ракеты-мишени в зоне поражения, определенного МПН, ко времени, вычисленному АФБТ, для ЗРК z_1 и z_2

ния в зоне поражения ЗРК, вычисленного АФБТ, по сравнению со временем нахождения, рассчитанным МПН.

В случае с ЗРК z_1 можно утверждать о формировании полностью безопасных опорных траекторий в диапазоне 12...62 км по горизонтальной дальности до ЗРК. При этом время нахождения в зоне поражения z_1 равно нулю, а конечное время полета ракеты-мишени, определенное АФБТ, возросло не более чем на 7%. Кроме того, на дальностях 70...87 км наблюдается уменьшение конечного времени полета, полученного АФБТ, по сравнению с тем же временем, рассчитанным МПН. По мнению авторов настоящей статьи, это может быть связано с более коротким по времени переходом ракеты-мишени через звуковой барьер (0,9 М...1,1 М). При скорости полета ракеты-мишени, близкой к числу $M \approx 1$, реализуется максимальное значение силы лобового сопротивления и, следовательно, максимальная потеря скорости.

В случае с ЗРК z_2 можно утверждать о частичном снижении (в 3 раза в диапазоне 15...30 км) времени нахождения в зоне поражения. При этом увеличение конечного времени полета ракеты-мишени, определенного АФБТ, составило не более чем 18%. В диапазоне 34...87 км время нахождения в зоне поражения ЗРК z_2 , а также конечного времени полета ракеты-мишени, вычисленного АФБТ, совпадают со временем нахождения в зоне поражения и конечным временем полета, рассчитанными МПН. Участки кривой 4 (см. рис. 4) в диапазоне 12...15 и 30...34 км обусловлены ограничениями по потребным перегрузкам на управление ракетой-мишенью. Таким образом, АФБТ позволяет сформировать опорную траекторию для БЛА с уменьшенным временем нахождения в зоне поражения там, где это позволяет запас его энергии. В остальных случаях АФБТ обеспечивает наведение БЛА на цель с той же точностью, что и его прототип — МПН.

Заключение. Разработанный АФБТ обеспечивает наведение БЛА на цель при соблюдении требований к минимально возможному (с позиции энергии) времени нахождения в зоне поражения. В результате имитационного моделирования подтверждена работоспособность предложенного алгоритма и перспективность его использования в качестве основы для подготовки полетных заданий, формирования программных траекторий наведения в бортовом варианте, вследствие его невысоких вычислительных затрат. Рассмотренный алгоритм может быть исследован и на более современных ракетных объектах перехвата и уклонения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сузанский Д.Н., Попов В.Ю. Способ построения опорной траектории движения сложной системы. URL: www.ssc.smr.ru/media/ipuss_conf/15/8_07.pdf (дата обращения: 12.12.2014).

2. Тимохин Е.Л., Жарый О.Н. Ракета-мишень “Пищаль”: дешева, эффективна и проста в эксплуатации // Военный парад. 1998. № 4. С. 56–57.
3. Персональный сайт по истории ПВО — ЗРК С-125 “Нева” (“Печора”) [Электронный ресурс] MyCorp. URL: http://historykpvo2.ucoz.ru/index/zrk_s_125_quot_neva_quot_quot_pechera_quot/0-7 (дата обращения: 12.12.2014).
4. Родионов Б.И., Новичков Н.Н. Крылатые ракеты в морском бою. По материалам открытой зарубежной печати. М.: Воениздат, 1987. 216 с.
5. Способ поражения подвижной цели управляемым снарядом с активной системой наведения и доразгонным двигателем. Пат. 2151370 Россия, МПК F42B15/00, F41G7/22. № 99101369/02. Заявл. 21.01.1999. Оpubл. 20.06.2000 Рус.
6. Справочник офицера ПВО / Г.В. Зимин, С.К. Бурмистров, Б.М. Букин и др. М.: Воениздат, 1981. 431 с.
7. Алехин Д.В., Якименко О.А. Синтез алгоритма оптимизации траектории полета по маршруту прямым вариационным методом // Известия академии наук. Теория и системы управления. 1999. № 4. С. 150–167.
8. С-125 “Нева” — советский зенитно-ракетный комплекс малого радиуса действия. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/S-125> (дата обращения: 12.12.2014).
9. Красильщиков М.Н., Себряков Г.Г. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий. М.: Физматлит, 2003. 280 с.
10. Бунаков А.Э. Комбинированный метод прокладки оптимального маршрута // Техника воздушного флота. 1995. № 5–6. С. 67–72.
11. Арапов О.Л., Зуев Ю.С. Повышение вероятности преодоления летательным аппаратом средств противовоздушной обороны // Вестник Концерна ПВО “Алмаз-Антей”. 2014. № 1 (11). С. 57–60.

REFERENCES

- [1] Suzanskiy D.N., Popov V.Yu. The Method of Constructing the Reference Trajectory of the Complex System. URL: www.ssc.smr.ru/media/ipuss_conf/15/8_07.pdf (accessed: 12.12.2014).
- [2] Timokhin E.L., Zharyy O.N. Target-Missile “Pischal”: Cheap, Efficient and Easy to Operate. *Voennyu parad* [Military Parade], 1998, no. 4, pp. 56–57 (in Russ.).
- [3] Personal site on the history PVO — ZRK S-125 “Neva” (“Pechora”). Available at: My Corp. URL: http://historykpvo2.ucoz.ru/index/zrk_s_125_quot_neva_quot_quot_pechera_quot/0-7 (accessed: 12.12.2014).
- [4] Rodionov B.I., Novichkov N.N. Krylyaty rakety v morskoy boyu. Po materialam otkrytoy zarubezhnoy pechati [Cruise Missiles in a Naval Battle. Based on Materials from the Foreign Public Press]. Moscow, Voenizdat Publ., 1987. 216 p.
- [5] Sposob porazheniya podvizhnoy tseli upravlyaemym snaryadom s aktivnoy sistemoy navedeniya i dorazgonnym dvigatelem [The Method of Knocking out a Moving Target with a Guided Missile with an Active Guidance System and Pre-Accelerating Engine]. Pat. 2151370 Russia, МПК F42B15/00, F41G7/22. No. 99101369/02.
- [6] Zimin G.V., Burmistrov S.K., Bukin B.M. Spravochnik ofitsera PVO [Reference Book of an Air Defense Officer]. Moscow, Voenizdat Publ., 1981. 431 p.
- [7] Alekhin D.V., Yakimenko O.A. Synthesis of an Algorithm for Flight Path Trajectory Optimization by the Direct Variation Method. *Izv. Akad. nauk. Teoriya i sistemy upravleniya* [Bull. Russ. Acad. Sci.: J. of Computer and Systems Sciences International], 1999, no. 4, pp. 150–167 (in Russ.).
- [8] S-125 “Neva” — Soviet Short-Range Air-Defense Missile System. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/S-125> (accessed: 12.12.2014).

- [9] Krasil'shchikov M.N., Sebryakov G.G. Upravlenie i navedenie bespilotnykh manevrennykh letatel'nykh apparatov na osnove sovremennykh informatsionnykh tekhnologiy [Guidance and Control of Unmanned Maneuvering Aircrafts on the Basis of Advanced Information Technologies]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2003. 280 p.
- [10] Bunakov A.E. Combined Method of Laying the Optimal Route. *Tekhnika vozdushnogo flota* [Air Force Technology], 1995, no. 5–6, pp. 67–72 (in Russ.).
- [11] Arapov O.L., Zuev Yu.S. Increasing the Likelihood of Penetrating Air Defence by an Aircraft. *Vestn. Kontserna PVO "Almaz-Antey"* [Bull. of Concern PVO "Almaz-Antey"], 2014, no. 1 (11), pp. 57–60 (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 18.02.2015

Арапов Олег Леонидович — аспирант кафедры “Техническая механика” Снежинского физико-технического института Национального исследовательского ядерного университета “МИФИ”. Автор пяти научных работ в области исследования алгоритмов управления летательными аппаратами.

Снежинский физико-технический институт Национального исследовательского ядерного университета “МИФИ”, Российская Федерация, 456776, Челябинская обл., Снежинск, Комсомольская ул., д. 8.

Arapov O.L. — postgraduate of the Technical Mechanics Department of the Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University “MEPhI”. Author of five publications in the field of research algorithms guidance of aircraft vehicles. Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University “MEPhI”, Komsomolskaya ul. 8, Snezhinsk, Chelyabinsk Region, 456776 Russian Federation.

Зуев Юрий Семенович — канд. техн. наук, старший научный сотрудник, заведующий кафедрой “Техническая механика” Снежинского физико-технического института Национального исследовательского ядерного университета “МИФИ”. Автор более 45 научных работ в области ядерной физики.

Снежинский физико-технический институт Национального исследовательского ядерного университета “МИФИ”, Российская Федерация, 456776, Челябинская обл., Снежинск, Комсомольская ул., д. 8.

Zuyev Yu.S. — Cand. Sci. (Eng.), senior researcher of the Technical Mechanics Department of the Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University “MEPhI”. Author of more than 45 publications in the field of nuclear physics. Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University “MEPhI”, Komsomolskaya ul. 8, Snezhinsk, Chelyabinsk Region, 456776 Russian Federation.

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Арапов О.Л., Зуев Ю.С. Формирование опорной траектории, обеспечивающей преодоление опасной зоны // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2015. № 3. С. 14–22.

Please cite this article in English as:

Arapov O.L., Zuyev Yu.S. Reference trajectory design for overcoming the dangerous zone. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2015, no. 3, pp. 14–22.