

РОЗРОБЛЕННЯ ТА МОДЕРНІЗАЦІЯ ОВТ

УДК 629.762

Ю.Н. Агафонов, Ю.М. Осипов, Ю.А. Ткаченко

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ТОЧНОСТИ ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ И АВТОНОМНЫМ СИСТЕМАМ НАВИГАЦИИ ВЫСОКОТОЧНЫХ СРЕДСТВ ОГНЕВОГО ПОРАЖЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В СЛОЖНОЙ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ И ПОМЕХОВОЙ ОБСТАНОВКЕ

В статье на примере двух типовых конструкций летательных аппаратов исследуются возможные радиусы зон маневрирования, выполняемых с целью компенсации погрешностей автономных систем навигации и целеуказания в сложной метеорологической и помеховой обстановке. Приведены оценки максимально возможных радиусов маневров по компенсации суммарной ошибки точности выведения и ошибки целеуказания. Сделаны выводы о необходимости управления скоростью входа ЛА в маневр, обоснованы возможные требования к автономной системе навигации и точности целеуказания.

Ключевые слова: система навигации, летательный аппарат

Постановка проблемы

Оптические корреляционно-экстремальные (КЭ) системы самонаведения (СН) заслуженно получили широкое распространение в современных комплексах высокоточного оружия [1]. Это обусловлено такими качествами, присущими данным системам, как высокое разрешение датчиков оптического диапазона, а отсюда, и потенциально-высокая точность; малогабаритность; относительно малая стоимость и, может быть, самое главное – доступность первичной информации для построения эталонных изображений прилегающих к цели территорий.

Вместе с тем подобные системы имеют один общеизвестный недостаток – неудовлетворительную эффективность при работе в условиях снижения прозрачности атмосферы. А это может быть в первую очередь обусловлено появлением облачного слоя, препятствующего работе датчиков указанного диапазона с высот, обеспечивающих выполнение маневра, компенсирующего промах требуемой величины [2].

В работе [5] приведены оценки величины возможного маневра летательных аппаратов с высот $4 \div 12$ км для случая идеальной видимости. Появление облачного покрова сужает возможности компенсирующего маневра, накладывает определенные требования на точность выведения полезной нагрузки в район цели и, в конце концов, ограничивает возможности боевого применения подобных средств огневого поражения, оснащенных

оптическими СН, при неблагоприятных сочетаниях определяющих факторов.

Наиболее сложными при этом являются условия применения высокоточных комплексов при подавлении аппаратуры потребителей спутниковой навигационной системы (АП СНС). При этом точность выведения летательного аппарата (ЛА) в зону «захвата» цели его системой самонаведения полностью решается за счет точности бортовой автономной системы навигации, точности задания начальных топогеодезических данных (точности прицеливания), точности определения координат цели (точности средств разведки).

Выполнение задачи по обеспечению точности стрельбы, а значит, и по компенсации всех перечисленных погрешностей ложится на конечный этап полета, который включает в себя процессы распознавания цели и выполнения компенсирующего суммарный промах маневра.

Для осуществления такого маневра необходимо выполнение ряда условий, а именно:

- высота начала маневра, маневренные качества ЛА должны быть достаточными для реализации компенсирующего маневра заданной величины R_{max} ;

- летательный аппарат должен быть способным выдерживать возможные перегрузки при совершении маневров на конечном участке траектории;

- величина минимальной дальности визирования, определяемая метеорологическими условиями, должна быть равной или больше высоты начала маневра;

- освещенность земной поверхности в районе цели должна быть выше порога чувствительности используемого датчика системы самонаведения;

- предельное отклонение ЛА за счет ошибок работы систем подготовки исходных данных, ошибок автономных систем навигации и определения координат цели должно быть меньше, чем величина возможного для данного ЛА компенсирующего маневра R_{\max} .

Таким образом, перечень приведенных условий и ограничений указывает на необходимость взаимного согласования:

- аэродинамических и прочностных характеристик летательных аппаратов;

- точности бортовой автономной навигационной аппаратуры и наземной аппаратуры определения топогеодезических данных;

- чувствительности датчиков внешней информации систем самонаведения на конечном участке траектории;

- допустимых для применения ЛА с подобным типом ССН метеорологических условий.

Последнее из ограничений определяет располагаемый ресурс времени для возможного использования подобных комплексов.

Процесс согласования всех перечисленных условий и ограничений носит итерационный, многоэтапный характер. Для получения результатов первого приближения используем данные по расчету располагаемого баланса времени (РБВ), приведенные в работе [4] для Центрально-черноземного региона и состояния атмосферы, характеризуемого наличием сплошного облачного слоя с высотой нижней границы $H_{\text{нг}} \geq 1,2 \div 1,5 \text{ км}$, для которого РБВ оценен величиной не хуже 86%.

Целью работы является определение максимального возможного радиуса зоны маневрирования ЛА, т.е. максимального промаха, который может быть компенсирован на конечном этапе полета с помощью ССН после завершения основного участка полета с управлением ЛА только с помощью автономной инерциальной навигационной системы. Точность работы системы управления характеризуется величиной кругового вероятного отклонения (КВО^1) на высоте включения системы самонаведения под зоной облаков, т.е. в данном случае на высоте $1,2 \div 1,5 \text{ км}$, при ожидаемых скоростях полета на этой высоте.

Предполагается, что в исходной точке на высоте $1,2 \div 1,5 \text{ км}$ ось ЛА направлена строго вертикально вниз. После определения системой самонаведения местоположения цели производится разворот ЛА в направлении к цели.

¹ КВО – выражается величиной радиуса круга, очерченного вокруг цели, в который предположительно должно попасть 50 % боеприпасов.

При выполнении расчётов принимались следующие условия:

- максимальная нормальная перегрузка, действующая на ЛА, должна быть не больше 20 для ЛА-1 и 35 для ЛА-2;

- угол атаки при развороте ЛА в сторону цели должен обеспечивать нормальную перегрузку не больше допустимой, он не может превышать 15° ;

- разворот ЛА в направлении к цели заканчивается на высоте 180 – 200 метров, после чего он движется к цели практически прямолинейно.

Рассмотрено наведение на цель двух типовых [5] вариантов ЛА:

- ЛА-1 с цилиндроконическим корпусом и нагрузкой на мидель, т.е. с отношением массы ЛА к площади миделя корпуса, 3300 кг/м^2 ;

- ЛА-2 с коническим корпусом и нагрузкой на мидель 1000 кг/м^2 .

При одинаковых параметрах движения более интенсивное торможение под действием осевой аэродинамической силы испытывает ЛА-2, т.е. потери скорости у него больше, но и нормальные ускорения у ЛА-2 несколько выше, чем у ЛА-1, при одинаковых углах атаки.

Расчёты выполнены в предположении, что скорости полета ЛА-1 на высоте $1,2 \div 1,5 \text{ км}$ могут находиться в пределах 300 – 600 м/с при различных дальностях полета, а ожидаемый диапазон скоростей полета ЛА-2 на высоте начала наведения на цель 300 – 800 м/с.

На рис. 1 показаны траектории наведения на цель ЛА-1, при которых обеспечивается компенсация максимального промаха, при разных начальных скоростях полета на высоте 1,2 и 1,5 км.

Зависимость максимального компенсируемого промаха $R_{\text{макс}}$ от начальной скорости полета ЛА-1 на высотах 1,2 и 1,5 км $V_{\text{нач}}$ представлена на рис. 2. В таблице 1 приведены параметры движения ЛА-1 при наведении на цель с высот 1,2 и 1,5 км с компенсацией максимального промаха в диапазоне возможных начальных скоростей полета 300 – 600 м/с.

Аналогичные результаты расчётов наведения ЛА-2 с высоты 1,2 и 1,5 км представлены на рис. 3, рис. 4 и в таблице 1.

При наведении ЛА-1 с максимальным углом атаки 15° нормальные перегрузки не превышают 20 в заданном диапазоне скоростей полета на высоте начала маневрирования (табл.).

Нормальные перегрузки на ЛА-2 при высоких начальных скоростях полета и максимальном угле атаки 15° могут превышать заданную величину. В этих случаях с увеличением $V_{\text{нач}}$ допустимая максимальная нормальная перегрузка обеспечивается соответствующим уменьшением угла атаки (начиная от точек перегиба кривых на рис. 4). При этом величина компенсируемого промаха резко уменьшается.

Увеличение допустимой нормальной перегрузки позволяет расширить диапазон начальных скоростей полёта, при которых обеспечивается достаточно большой компенсируемый промах (рис. 4).

При низких начальных скоростях полёта возможности компенсации промаха у ЛА не только не возрастают, а снижаются. Объясняется это тем,

что при небольших скоростях полёта угол атаки при маневрировании ЛА остаётся максимально возможным (15°), поскольку нормальная перегрузка меньше допустимой. При этом с уменьшением скорости полёта нормальные ускорения ЛА становятся меньше, его маневренность ухудшается.

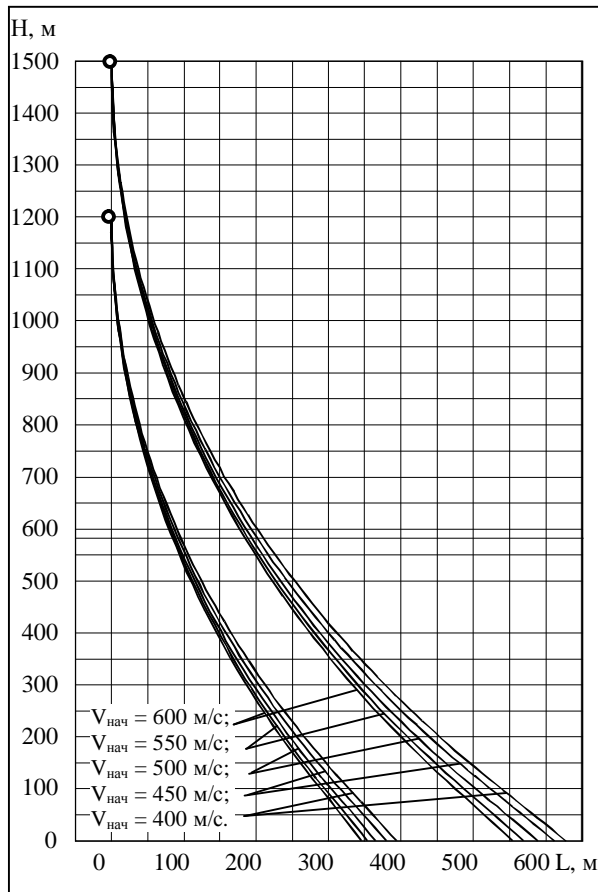


Рис. 1. Траектории наведения ЛА-1 при различных начальных скоростях полёта на высотах 1,2 и 1,5 км с максимальной нормальной перегрузкой $N_{\max} < 20$

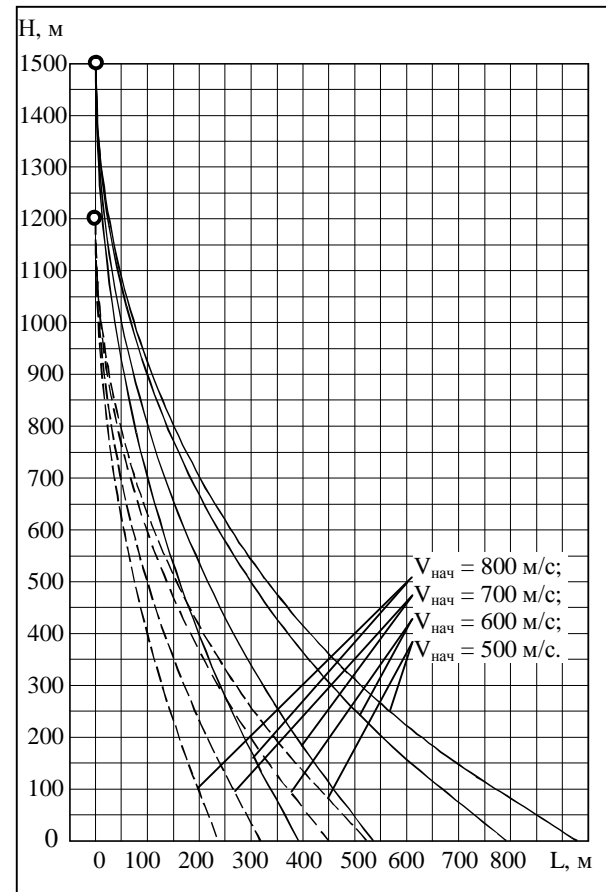


Рис. 3. Траектории наведения ЛА-2 при различных начальных скоростях полёта на высотах 1,2 и 1,5 км с максимальной нормальной перегрузкой $N_{\max} = 20$

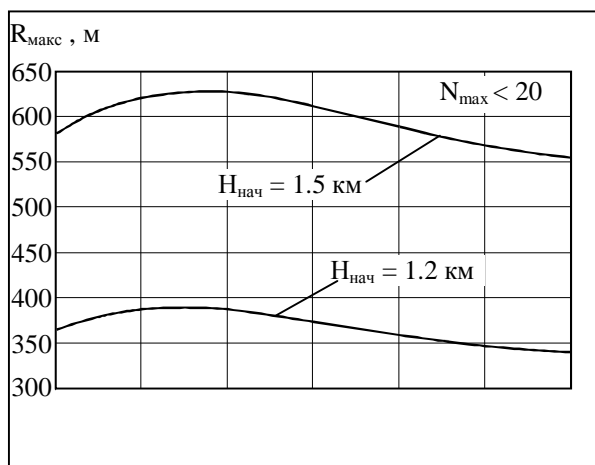


Рис. 2. Зависимость максимального компенсируемого промаха от скорости полёта ЛА-1 на высотах 1,2 и 1,5 км

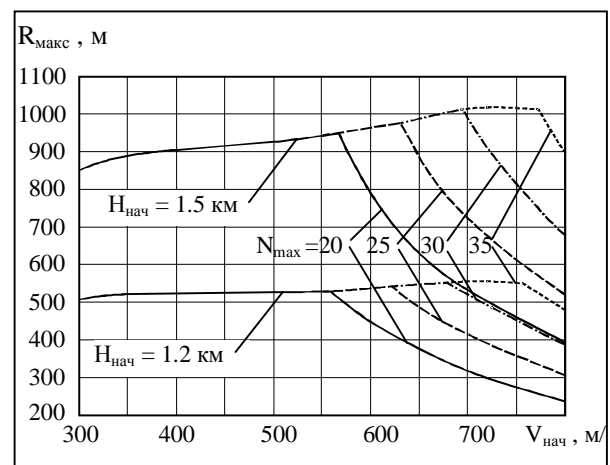


Рис. 4. Зависимость максимального компенсируемого промаха от скорости полёта ЛА-2 на высотах 1,5 и 1,2 км

Параметры движения ЛА-1 и ЛА-2 с высот 1,2 и 1,5 км при наведении на цель с максимальной компенсацией промаха

Летательный аппарат	ЛА-1							ЛА-2						
Начальная скорость ЛА-1 на высотах 1,2 и 1,5 км, м/с	300	350	400	450	500	550	600	300	400	500	550	600	700	800
Начальная высота, м	1200													
Угол отклонения траектории полёта от вертикали при подходе к цели, град	30.1	31.9	32.5	32.1	31.3	29.9	29.5	40.3	41.8	42.7	43.0	37.5	27.4	20.9
Время полёта с высоты 1,2 км, сек	4.7	4.2	3.75	3.35	3.0	2.7	2.45	5.25	4.3	3.5	3.2	2.7	2.1	1.7
Максимальная нормальная перегрузка	4.5	6.2	7.8	9.4	11.3	13.4	15.7	5.75	9.84	15.6	19.2	20	20	20
Угол атаки при наведении ЛА на цель, град								15			13.2	10.7	8.9	
Начальная высота, м	1500													
Угол отклонения траектории полёта от вертикали при подходе к цели, град	37.9	40.3	41.4	41.2	40.6	39.2	38.3	51.1	54.7	56.5	57.3	50.7	36.8	28.3
Время полёта с высоты 1,5 км, сек	6.15	5.6	5.1	4.55	4.1	3.65	3.35	7.35	6.25	5.3	4.9	4.0	2.85	2.25
Максимальная нормальная перегрузка	4.4	6.0	7.6	9.1	10.9	13.0	15.2	5.6	9.6	15.2	18.6	20	20	20
Угол атаки при наведении ЛА на цель, град								15			13.5	10.9	9.2	

Анализ представленных результатов позволяет сделать заключение о том, что величина прогнозируемого промаха, который может быть гарантировано компенсирован за счет маневра ЛА-1 с высоты 1200 м, равна 340 м, что выдвигает требование по суммарной точности ИНС и системы прицеливания, оцениваемой значением КВО ≤ 113 м. При принятии гипотезы о равной точности целеуказания и ИНС $KBO_{ЛА} = KBO_{Ц} \leq 81$ м.

Достижение точности такого уровня для систем целеуказания и ИНС ЛА-1 – задача, которую не всегда целесообразно реализовывать из-за ее затратности.

При снижении скорости ЛА-1 с 600 м/с до 400 м/с до начала входа в маневр величина последнего может быть увеличена до 380 м, что позволяет снизить требования по КВО до 127 м. Для случая равной точности целеуказания и ИНС $KBO_{ЛА} = KBO_{Ц} = 90$ м, что несколько смягчает жесткость требований к этим двум составляющим высокой точности стрельбы.

Для высоты 1500 м гарантированное значение компенсируемого промаха для ЛА-1 равно 550 м, что позволяет использовать ИНС с КВО ≤ 183 м, или при учете равной точности целеуказания и ИНС $KBO_{ЛА} = KBO_{Ц} \leq 130$ м.

При снижении скорости входа в маневр до 400 м/с $KBO_{ЛА} = KBO_{Ц} \leq 151$ м, что вполне может быть реализовано на современном уровне развития технологий производства навигационной и разведывательной аппаратуры.

Величина прогнозируемого промаха, которая может быть гарантировано компенсирована ЛА-2 с высоты 1200 м, равна 180 м. Даже при снижении скорости входа в маневр до минимальной размеры зоны маневра не позволяют надеяться на успешное решение задачи по высокоточному поражению цели.

При изменении скорости входа в маневр от 800 м/с до 500 м/с с высоты 1500 м величина компенсирующего маневра лежит в диапазоне от 400 м до 1015 м соответственно. В последнем случае маневренных свойств ЛА-2 хватает, чтобы компенсировать ошибки ИНС, характеризующиеся КВО ≤ 338 м. Если данные целеуказания определены КВО ≤ 150 м, то $KBO_{ЛА} \leq 302$ м.

Выводы

1. В условиях подавления спутниковых навигационных систем минимальной высотой облачного слоя, допускающего применение ЛА-1, оснащенного оптическими системами самонаведения, является 1500 м.

2. Снижение скорости ЛА перед входом в маневр по компенсации прогнозируемого промаха – наиболее простой и экономически оправданный подход к повышению точности ЛА, оснащенных оптическими системами самонаведения на конечном участке траектории. При этом технологически сложные и затратные мероприятия по повышению точности ИНС, систем прицеливания могут быть исключены из рассмотрения, что существенно улучшит боевые и эксплуатационные характеристики подобных систем вооружения.

3. Оптимальной скоростью входа в маневр на высоте 1500 м для ЛА-1 и ЛА-2 является соответственно 400 м/с и 500 м/с, что позволяет получить возможность реализации максимального по величине компенсирующего маневра, обеспечить сверхзвуковую скорость подхода к цели, не допустить превышение перегрузок свыше 20 ед.

Список литературы

1. Основы теории управления высокоточных ракетных комплексов Сухопутных войск / Б.Г. Гурский, М.А. Люцанов, Э.П. Спирин; Под ред. В.Л. Солунина. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 328 с.
2. Куркоткин В.И., Стерлигов В.Л. Самонаведение ракет. – М.: Воениздат, 1963. – 92 с.
3. Агафонов Ю.Н., Осипов Ю.М., Ткаченко Ю.А. Возможности маневрирования боевых частей на конечном участке траектории полёта // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Харків, 2010, вип. 3(25). – С. 150 – 151.
4. Агафонов Ю.Н., Ткаченко Ю.А. Оценка влияния метеорологических условий на возможность использования оптических датчиков в системах навигации летательных

аппаратов // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України / Науково-технічний журнал. – Харків: ХУПС, 2011. – С. 136 – 140.

5. Агафонов Ю.Н., Осипов Ю.М., Ткаченко Ю.А. Оценка возможностей компенсации навигационных ошибок движения летательных аппаратов, оснащенных системами самонаведения // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Х.: ХУПС, 2011. – Вип. 1(27). – С. 28 – 31.

Рецензент: д.т.н., проф., п.н.с. Є.Л. Казаков, Харківський університет Повітряних Сил імені І. Кожедуба, м. Харків.

Обґрунтування вимог до точності цілевказівки та автономних систем навігації високоточних засобів вогневого ураження, що використовуються в складній метеорологічній та завадовій обстановці

Ю.М. Агафонов, Ю.М. Осипов, Ю.А. Ткаченко.

У статті на прикладі двох типових конструкцій літальних апаратів досліджуються можливі радіуси зон маневрування, що виконуються з метою компенсації погрешностей автономних систем навігації та цілевказівки в складній метеорологічній і завадовій обстановці. Наведені оцінки максимально можливих радіусів маневрів з компенсації сумарної похибки точності виведення та похибки цілевказівки. Зроблені висновки про необхідність управління швидкістю входу ЛА в маневр, обґрунтовані можливі вимоги до автономної системи навігації та точності цілевказівки.

Ключові слова: система навігації, літальний апарат

Grounding of the requirements for target designation and autonomous navigation systems of high-precision means of engagement accuracy used in complex weather and jamming environment

Y. Ahafonov, Y. Osipov, Y. Tkachenko

In this article on the example of two model constructions of aircraft possible radiuses of manoeuvring zones, which are carried out to compensate for the errors of autonomous navigational systems and targeting systems in a complex weather and jamming environment are investigated. Assessments of the greatest possible radiuses of maneuvers to compensate for the total elimination of injection accuracy and targeting errors are provided. A conclusion about the need to control the entry speed of the aircraft maneuvers, possible requirements for autonomous navigation system, and precision targeting are justified.

Keywords: navigation system, aircraft