

УДК 621.396.67

А.А. Журавлев, С.В. Орлов

Харьковский университет воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

## МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТРЕБУЕМОЙ ТОЧНОСТИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ СРЕДСТВА ДАЛЬНОГО ПОРАЖЕНИЯ ПРИ УСЛОВИИ ДВУХЭТАПНОГО ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ НА ЦЕЛЬ

Предлагается методика оценки требуемой точности прицеливания средства дальнего поражения при условии двухэтапного последовательного наведения на цель. Методика позволяет определить требуемую среднюю погрешность стрельбы и влияние погрешности измерения азимута базового направления на промах средства дальнего поражения

**Ключевые слова:** средство дальнего поражения, спутниковая навигационная система, средняя погрешность стрельбы, погрешность измерений азимута.

### Введение

**Постановка проблемы.** Современные автоматически управляемые средства дальнего поражения (СДП) помимо бортовой инерциальной навигационной системы (ИНС) могут оснащаться аппаратурой потребителя спутниковой навигационной системы (СНС), по сигналам которой осуществляется коррекция счисления ИНС текущих координат. Таким образом, происходит последовательная комбинированная навига-

ция СДП, по результатам которой происходит корректировка движения СДП путем подачи соответствующих команд на рули управления. Особенностью данного способа навигации является то, что не во все моменты полета возможна корректировка движения за счет аэродинамических рулей управления. Плотность воздуха вокруг СДП должна быть такая, чтобы скоростные напоры на рулях позволяли формировать управляющую аэродинамическую силу и моменты для проведения сеансов коррекции (рис. 1).

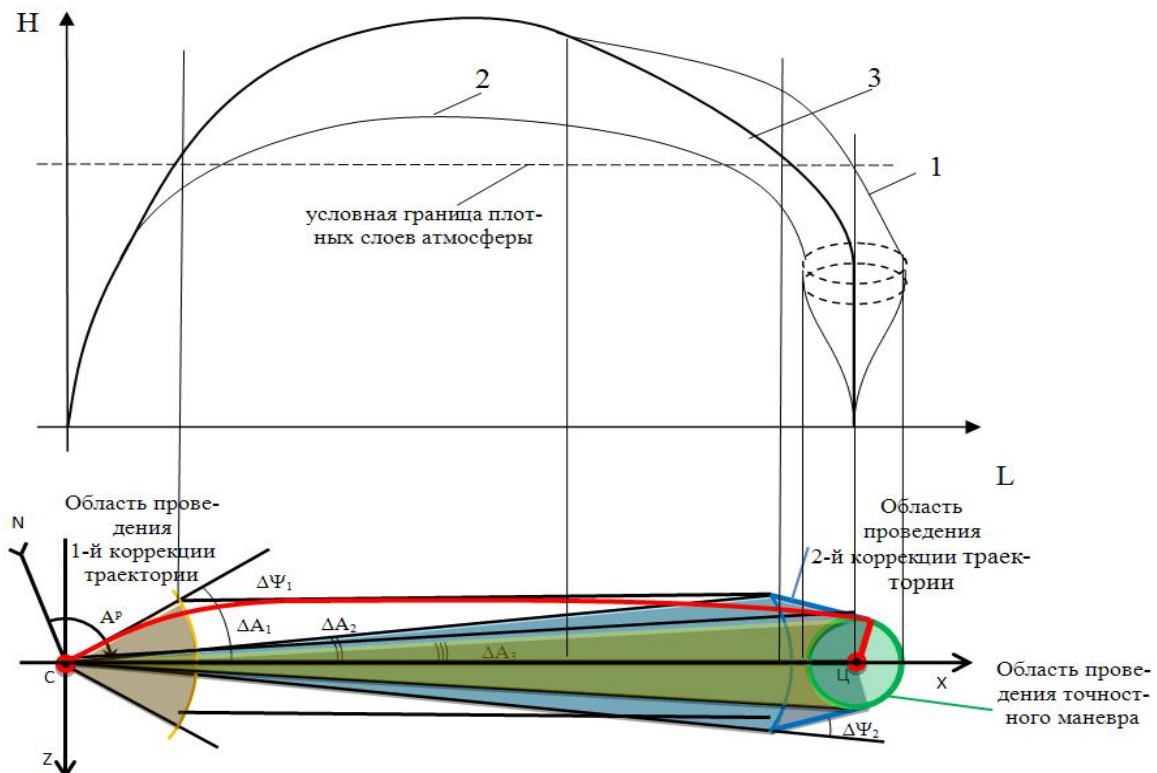


Рис. 1. Возможные траектории движения СДП

Это возможно лишь во время движения СДП в плотных слоях атмосферы, каковым является время движения на активном участке траектории (АУТ) – область проведения 1-й коррекции траектории и на

пассивном участке траектории (ПУТ) после входа СДП в плотные слои атмосферы – область проведения 2-й коррекции траектории (рис. 1). Участок возможной коррекции движения по сигналам спутни-

ковой системы на АУТ больший, чем на ПУТ ввиду ограничений по времени.

На конечном участке траектории задача наведения на цель решается в бортовом цифровом управляющем вычислительном комплексе (БЦУВК) также на основе навигационной информации ИНС, но после ее периодической коррекции по дополнительной информации от датчика внешней информации (ДВИ) – область проведения точностного маневра (рис. 1).

Необходимым условием успешной работы ДВИ является то, чтобы СДП попал в некоторую заранее определенную область заданных конечных условий (ОЗ КУ) (рис. 1).

Кроме этого необходимо учитывать, что СНС может быть подвержена искусственно созданным помехам – так возможны следующие варианты ее использования:

- на всей траектории работает ИНС, а датчики СНС сигналы спутников не принимают, т.е. возможна привязка только за счет ИНС (траектория 1)
- датчики СНС принимают сигналы спутников только на части всей траектории движения (траектория 2).

– СНС работает и на всей траектории движения (траектория 3).

**Анализ литературы.** Наиболее полно вопросы построения и применения аэробаллистических траекторий изложены в [1, 2]. Однако методики, которая определяла бы возможности прицеливания и комбинированного наведения СДП, оснащенного ИНС комплексированной СНС, которая кроме этого на конечном участке траектории комплексировается ДВИ, например, оптическим корреляционно – экстремального типа не существует. Математическая модель СДП, оснащенного ИНС комплексированной СНС была ранее описана в [3].

**Целью данной статьи** являются результаты оценки требуемой срединной погрешности стрельбы и влияния погрешности измерения азимута базового направления на промах СДП.

## Основной материал

### Определение требуемого значения срединной погрешности стрельбы

Рассмотрим два возможных случая.

Первый, во время управляемого полета СДП к цели СНС функционировала в условиях воздействия естественных или искусственных помех (радиоэлектронной борьбы противника). В этом случае навигационная информация получается от ИНС, а погрешность вычисления в БЦУВК значений навигационных параметром нарастает с течением времени полета. В результате, при включении ДВИ поле его зрения попадает на участок информативной поверхности, соответствующий эталонному изображению.

Второй, во время управляемого полета СДП к цели СНС функционировала в штатном режиме и

обеспечивалась высокая точность навигационной информации. В результате, при включении ДВИ в поле его зрения сразу попадает заданный объект поражения.

Геометрическую интерпретацию рассмотренных случаев представим на рис. 2, а – для первого случая; рис. 2, б – для второго случая.

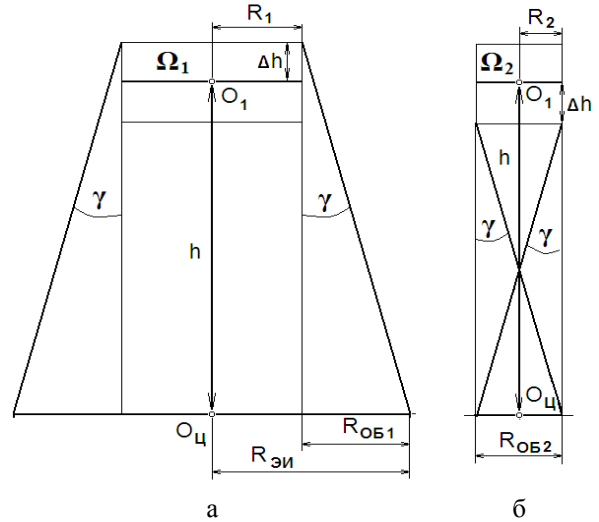


Рис. 2. Геометрическая интерпретация возможных случаев включения ДВИ:  
 а) текущее изображение (ТИ) располагается внутри эталонного изображения (ЭИ);  
 б) объект поражения сразу попадает в поле зрения ДВИ

Форму областей  $\Omega_1$  ( $\Omega_2$ ) будем аппроксимировать цилиндрами радиусом  $R_1$  ( $R_2$ ) и высотой  $2\Delta h$ , где  $\Delta h$  – погрешность по высоте включения ДВИ.

Участку подстилающей поверхности, находящейся в поле зрения ДВИ соответствует текущее изображение, которое характеризуется матрицей ТИ размером  $n \times n$  пикселей.

Участок информативной поверхности, по которому составлено ЭИ, характеризуется матрицей ЭИ размером  $N \times N$  пикселей.

Значения  $N$  и  $n$  выбираются на этапе проектирования ДВИ из условия возможности проведения корреляционно-экстремального анализа в БЦУВК в реальном времени полета.

Радиус области обзора будем вычислять по формуле

$$R_{ОБ} = h \operatorname{tg} \gamma,$$

где  $\gamma$  – угол полуоткрытия конуса обзора ДВИ.

Длина элементарного участка поверхности, соответствующая пикселю вычисляется по формуле

$$d_{\Pi} = \frac{2 R_{ОБ}}{n}.$$

Погрешность привязки ТЕ к ЭИ оценивается величиной  $\Delta = d_{\Pi} / 2$ .

Из условия, что размеры элементарных участков поверхности, соответствующие пикселю ЭИ и

ТИ равны между собой, радиус круга, соответствующего ЭИ, можно вычислить по формуле

$$R_{ЭИ} = R_{ОБ} \frac{N}{n}.$$

Радиус области  $\Omega_1$  с учетом колебаний продольной оси ДВИ вычисляется по формуле

$$R_1 = R_{ЭИ} - (h + \Delta h) \operatorname{tg}(\gamma - \varphi) \dots$$

$$R_1 = R_{ЭИ} - (h + \Delta h) \operatorname{tg} \gamma,$$

где  $\varphi$  – угол максимального отклонения продольной оси ДВИ от вертикали.

Радиус области  $\Omega_2$  с учетом колебаний продольной оси ДВИ вычисляется по формуле

$$R_2 = 0,5 (h - \Delta h) \operatorname{tg}(\gamma - \varphi) \dots$$

$$R_2 = 0,5 (h - \Delta h) \operatorname{tg} \gamma.$$

Требуемое значение срединной погрешности стрельбы оценивается по формуле

$$E_{1(2)} = \frac{1}{4} R_{1(2)}.$$

Результаты расчетов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты расчетов погрешности стрельбы

	Н, км										
	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0,5
$R_{ОБ}, м$	1316,5	1184,87	1053,22	921,57	789,92	658,26	526,61	394,96	263,3	131,65	65,83
$d_{П}, м$	42,5	38,22	33,98	29,73	25,48	21,23	16,99	12,74	8,49	4,25	2,12
$\Delta, м$	21,2	19,11	16,99	14,86	12,74	10,62	8,49	6,37	4,25	2,12	1,06
$R_{ЭИ}$	5605,85	5045,26	4484,68	3924,09	3363,51	2802,92	2242,34	1681,75	1121,17	560,58	280,29
$R_1, м$	4286,03	3857,1	3428,17	2999,23	2570,3	2141,37	1712,44	1283,51	854,57	425,64	211,17
	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
	4640,55	4176,25	3711,96	3247,66	2783,37	2319,07	1854,78	1390,48	926,18	461,89	229,74
$R_2, м$	480,24	432,1	383,81	335,81	287,66	239,52	191,37	143,23	95,08	46,94	22,87
	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
	656,62	590,79	459,14	459,14	393,31	327,49	261,66	195,83	130,01	64,18	31,27
$E_1, м$	1071,5	964,3	857,0	749,8	642,6	535,3	428,1	320,9	213,6	106,4	52,8
$E_2, м$	120,1	108,0	96,0	84,0	71,9	59,9	47,8	35,8	23,7	11,8	5,7

**Оценка влияния погрешности измерения азимута базового направления на промах СДП**

Точность доставки СДП в область  $\Omega$  начальных условий второго этапа последовательного комбинированного наведения будем характеризовать значением  $E$  кругового вероятного отклонения точек включения ДВИ относительно расчетной промежуточной точки прицеливания (ТП). При гипотезе, что величины методических погрешностей и погрешностей подготовки полетного задания – малы, величина  $E$  будет формироваться в основном четырьмя группами погрешностей: инструментальными погрешностями  $E_{И}$ , динамическими погрешностями  $E_{Д}$ , погрешностями определения координат точек старта  $E_{С}$  и цели  $E_{Ц}$

$$E_{1(2)}^2 = E_{И}^2 + E_{Д}^2 + E_{С}^2 + E_{Ц}^2.$$

При гипотезе, что значения  $E_{С}$  и  $E_{Ц}$  известны, а погрешности  $E_{И}$  и  $E_{Д}$  приблизительно равны, значение инструментальной погрешности оценим по формуле

$$E_{И}^2 = 0,707 \sqrt{E_{1(2)}^2 - E_{С}^2 - E_{Ц}^2}.$$

Инструментальные погрешности в основном складываются из трех групп погрешностей: прице-

ливания  $E_{A_0}^Д$ , акселерометров  $E_{АКС}^Д$  и датчиков угловых скоростей  $E_{ДУС}^Д$ . Тогда можно записать

$$E_{И}^2 = E_{A_0}^Д^2 + E_{АКС}^Д^2 + E_{ДУС}^Д^2.$$

При гипотезе, что перечисленные погрешности одного порядка, приблизительно равны между собой, можно оценить допустимую погрешность прицеливания по формуле

$$E_{A_0}^Д \approx \frac{E_{И}^Д}{\sqrt{3}} \approx 0,58 E_{И}^Д.$$

С учетом выражения (1) можно записать

$$E_{A_0}^Д = 0,408 \sqrt{E_{1(2)}^2 - E_{С}^2 - E_{Ц}^2}.$$

Оценка допустимого значения среднеквадратической погрешности прицеливания  $\sigma$  вычисляется по формуле

$$\sigma = \frac{1}{3} \arctan g \left[ \frac{2 \cdot E_{A_0}^Д}{L} \right].$$

Оценка допустимого значения среднеквадратической погрешности  $\sigma_{АГК}$  измерения азимута базового направления при помощи АГК вычисляется по формуле

$$\sigma_{\text{АГК}} = \frac{1}{3\sqrt{2}} \arctan g \left[ \frac{2 \cdot E_{\text{А}_0}^{\text{Д}}}{L} \right].$$

Результаты расчетов допустимой погрешности прицеливания представлены в табл. 2.

Автоматический гироскоп АГК 1Г17 обеспечивает погрешность измерений азимута 22" .. 23".

Таблица 2

Результаты расчетов допустимой погрешности прицеливания

	Н, км										
	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0,5
E <sub>1</sub> , м	1071,5	964,3	857,	749,8	642,6	535,3	428,1	320,9	213,6	106,4	52,8
E <sub>2</sub> , м	120,1	108,0	96,0	84,0	71,9	59,9	47,8	35,8	23,7	11,8	5,7
E <sub>А1</sub> , м	436	393	349	305	261	217	173	129	85	37	4
E <sub>А2</sub> , м	44	38	32	26	19	11	–	–	–	–	–
σ <sub>АГК1</sub>	2,6'	2,3'	2,0'	1,8'	1,5'	1,3'	1,0'	45"	29"	13"	1,4"
σ <sub>АГК2</sub>	15"	13"	11"	9"	7"	4"	–	–	–	–	–

## Выводы

1. При функционировании СНС в штатном режиме получения навигационной информации с высокой точностью для попадания объекта поражения в поле зрения ДВИ при первом сеансе коррекции ИНС во время пикирования СДП на цель необходимо попасть в область Ω<sub>2</sub> радиусом R<sub>2</sub> = 460 .. 650 м, расположенную над целью в диапазоне высот h = 7 .. 10 км. Это соответствует требуемой средней погрешности стрельбы E = 115 .. 480 м.

2. При функционировании СНС в условиях РЭБ (при получении навигационной информации только от инерциальной составляющей ИС НС) для попадания ТИ в область ЭИ при первом сеансе коррекции во время пикирования СДП на цель необходимо попасть в область Ω<sub>1</sub> радиусом R<sub>1</sub> = 3200 .. 4600 м, расположенную над целью в диапазоне высот h = 7 .. 10 км. Это соответствует требуемой средней погрешности стрельбы E = 800 .. 1100 м.

3. Для обеспечения требуемой средней погрешности стрельбы E = 850 м достаточно измерять

азимут базового направления при помощи гироскопа не хуже 2,0'.

## Список литературы

1. Основы теории систем 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. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / Г.Н. Разорёнов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф.Титов; под ред. Г.Н. Разорёнова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.

3. Власик С.Н. Математическая модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы и аппаратуры потребителя спутниковой навигационной системы аэробаллистического аппарата / С.Н. Власик, С.В. Герасимов, А.А. Журавлев // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – Х.: ХУПС, 2013. – № 2(11). – С. 166-169.

Поступила в редколлегию 16.01.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Баранник, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

## МЕТОДИКА ОЦІНКИ НЕОБХІДНОЇ ТОЧНОСТІ ПРИЦІЛЮВАННЯ ЗАСОБУ ДАЛЬНОГО УРАЖЕННЯ ЗА УМОВИ ДВОХЕТАПНОГО ПОСЛІДОВНОГО НАВЕДЕННЯ НА ЦІЛЬ

О.О. Журавльов, С.В. Орлов

Пропонується методика оцінки необхідної точності прицілювання засобу дальнього ураження за умови двохетапного послідовного наведення на ціль. Методика дозволяє визначити необхідну середню погрешність стрільби і вплив погрешності виміру азимута базового напрямку на промах засобу дальнього ураження.

**Ключові слова:** засіб дальнього ураження, супутникова навігаційна система, середня погрешність стрільби, погрешність виміру азимута.

## THE METHOD OF ESTIMATION OF THE REQUIRED EXACTNESS OF AIMING OF MEAN OF DISTANT DEFEAT ON CONDITION OF A TWOSTAGE SUCCESSIVE AIMING ON PURPOSE

A.A. Zhuravlev, S.V. Orlov

Offered method of estimation of the required exactness of aiming of mean of distant defeat on condition of a twostage successive aiming on a purpose. A method allows to define the required middle error of firing and influence of error of measuring of azimuth of the base sending to the miss of mean of distant defeat.

**Keywords:** mean of distant defeat, satellite navigational, middle pogresh-nost' firings, error of measurings of azimuth.