

# Літальні апарати: аеродинаміка, силові установки, обладнання, озброєння та застосування

УДК 629.762.2

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

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

## ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ КОМПЕНСАЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ ОШИБОК ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ОСНАЩЕННЫХ ОПТИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ САМОНАВЕДЕНИЯ

В статье исследуются возможные радиусы зоны маневрирования летательных аппаратов при низкой облачности в районе цели, препятствующей работе оптических систем самонаведения. Величина максимально возможных радиусов маневрирования определяется при ожидаемых скоростях полета на заданной высоте с учетом ограничений по перегрузкам и углам атаки.

**Ключевые слова:** система самонаведения, летательный аппарат.

### Постановка проблемы

Оптические корреляционно-экстремальные (КЭ) системы самонаведения (ССН) 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 объектов.

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 [3] приведены оценки величины возможного маневра боевой части с высот  $6 \div 8$  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 ССН при неблагоприятных сочетаниях определяющих факторов.

**Особенности формирования облачного покрова** рассмотрены в работах [4 – 6]. Из данных о среднегодовой повторяемости различных форм облачности над восточной Европой, на облака нижнего яруса приходится: на слоистые (St) и слоисто-кучевые (Sc) –  $35 \div 40\%$  с высотой нижней границы  $1 - 1,5$  км, на слоисто-дождевые (Ns) –  $10 \div 15\%$  с высотой нижней границы  $2,5 - 3,5$  км, на облака вертикального развития: мощно-кучевые (Cu) –  $5 \div 10\%$  с высотой нижней границы  $1,5 - 2$  км. Среднее значение облачности составляет  $3 - 5$  баллов. На рис. 1 показан средний широтный ход среднегодовой повторяемости  $P(\%)$  различных форм облачности над сушей [4]. В табл. 1 приведен суточный ход средних характеристик полей кучевых облаков над Украиной [5].

сто-дождевые (Ns) –  $10 \div 15\%$  с высотой нижней границы  $2,5 - 3,5$  км, на облака вертикального развития: мощно-кучевые (Cu) –  $5 \div 10\%$  с высотой нижней границы  $1,5 - 2$  км. Среднее значение облачности составляет  $3 - 5$  баллов. На рис. 1 показан средний широтный ход среднегодовой повторяемости  $P(\%)$  различных форм облачности над сушей [4]. В табл. 1 приведен суточный ход средних характеристик полей кучевых облаков над Украиной [5].

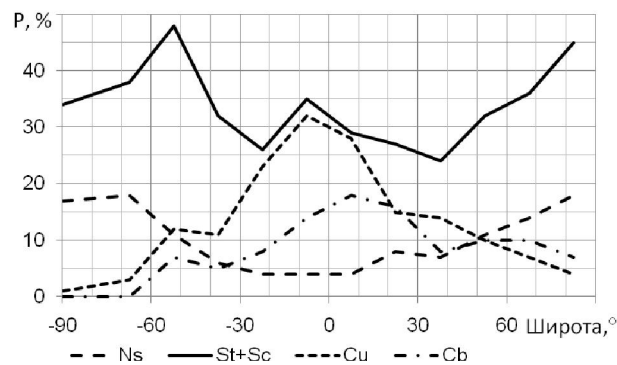


Рис. 1. Средний широтный ход среднегодовой повторяемости  $P(\%)$  различных форм облачности

Таблица 1  
Суточный ход средних характеристик полей кучевых облаков над Украиной

Параметр	Время суток, ч							N	
	10-11	11-12	12-13	13-14	14-15	15-16	16-17		17-18
P, баллы	3,1	4,0	4,3	5,0	4,8	4,6	3,6	3,8	791
D, км	0,86	0,99	1,07	1,29	1,37	1,56	1,42	1,55	772
L, км	2,91	2,86	3,65	4,00	4,81	4,54	5,03	4,81	581
$H_{НГ}$ , км	1,18	1,35	1,51	1,57	1,65	1,7	1,88	1,95	710

Примечание: P – облачность; D – горизонтальный размер; L – размер промежутков;  $H_{НГ}$  – высота нижней границы.

Приведенные данные позволяют утверждать, что наиболее характерными условиями применения ССН (в подавляющем большинстве случаев) будут условия, характеризуемые переменной облачностью с высотой нижней границы облаков 1,2 – 1,9 км.

**Целью работы** является определение максимального возможного радиуса зоны маневрирования головных частей (ГЧ), т.е. максимального промаха, который может быть компенсирован при наведении ГЧ с помощью автономной системы управления. Точность выведения системы управления, характеризуется величиной кругового вероятного отклонения (КВО<sup>1</sup>) на высоте включения системы самонаведения под зоной облаков, т.е. с высоты 1,5 км, при ожидаемых скоростях полёта на этой высоте.

### Основной материал

Предполагается, что в исходной точке на высоте 1,5 км ось ГЧ направлена строго вертикально вниз. После определения системой самонаведения местоположения цели производится разворот ГЧ по ходу движения в направлении к цели.

При выполнении расчётов принимались следующие условия:

- максимальная нормальная перегрузка, действующая на ГЧ, должна быть не больше 20;
- угол атаки при развороте ГЧ в сторону цели должен обеспечивать нормальную перегрузку не больше допустимой, он не может превышать 15°;
- разворот ГЧ в направлении к цели заканчивается на высоте 180 – 200 м, после чего она движется к цели практически прямолинейно.

Рассмотрено наведение на цель двух вариантов головных частей: ГЧ-1 с цилиндроконическим корпусом и нагрузкой на мидель, т.е. с отношением массы ГЧ к площади миделя корпуса, 3400 кг/м<sup>2</sup>; ГЧ-2 с коническим корпусом и нагрузкой на мидель 1400 кг/м<sup>2</sup>. При одинаковых параметрах движения более интенсивное торможение под действием осевой аэродинамической силы испытывает ГЧ-2, т.е. потери скорости у неё больше, но и нормальные ускорения у ГЧ-2 несколько выше, чем у ГЧ-1, при одинаковых углах атаки. Расчёты выполнены в предположении, что скорости полёта ГЧ-1 на высоте 1,5 км могут находиться в пределах 400 – 700 м/с при различных дальностях полёта, а ожидаемый диапазон скоростей полёта ГЧ-2 на высоте 1,5 км 500 – 900 м/с.

На рис. 2 показаны траектории наведения на цель ГЧ-1, при которых обеспечивается компенсация максимального промаха, при разных начальных скоростях полёта на высоте 1,5 км. Зависимость максимального компенсируемого промаха  $R_{\max}$  от начальной скорости полёта ГЧ-1 на высоте 1,5 км  $V_{\text{нач}}$  представлена на рис. 3.

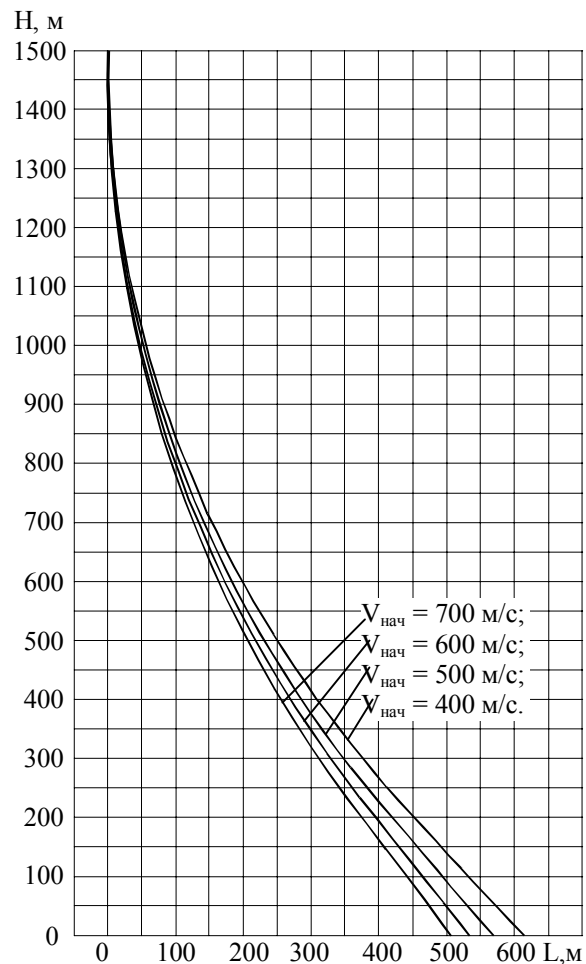


Рис. 2. Траектории наведения ГЧ-1 при различных начальных скоростях полёта на высоте 1,5 км

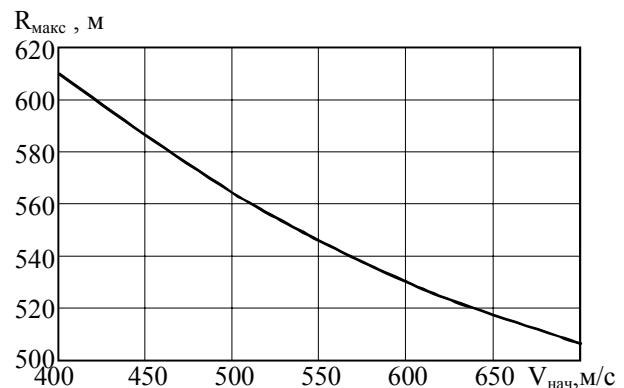


Рис. 3. Зависимость максимального компенсируемого промаха от скорости полёта ГЧ-1 на высоте 1,5 км

В табл. 2 приведены параметры движения ГЧ-1 при наведении на цель с высоты 1,5 км с компенсацией максимального промаха в заданном диапазоне возможных начальных скоростей полёта (400 – 700 м/с). Аналогичные результаты расчётов наведения ГЧ-2 с высоты 1,5 км представлены на рис. 4, 5 и в табл. 3. На рис. 4 пунктирной линией показаны результаты расчётов максимального компенсируемого промаха ГЧ-2 при скоростях полёта на высоте 1,5 км менее 500 м/с.

При таких начальных скоростях полёта возможности компенсации промаха у ГЧ-2 не только не возрастают, а снижаются при уменьшении скорости

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

Таблиця 2

Параметры движения ГЧ-1  
с высоты 1,5 км при наведении на цель  
с максимальной компенсацией промаха

Начальная скорость ГЧ на высоте 1,5 км, м/с	400	500	600	700
Максимальный компенсируемый промах, м	610	564	530	506
Угол отклонения траектории от вертикали при подходе к цели, °	38,8	36,1	34,3	33,3
Скорость полёта ГЧ при подходе к цели, м/с	291	351	426	506
Время полёта с высоты 1,5 км, с	5,0	4,0	3,3	2,8
Максимальная нормальная перегрузка	7,6	10,9	15,2	19,5
Угол атаки при наведении ГЧ на цель, °	15			

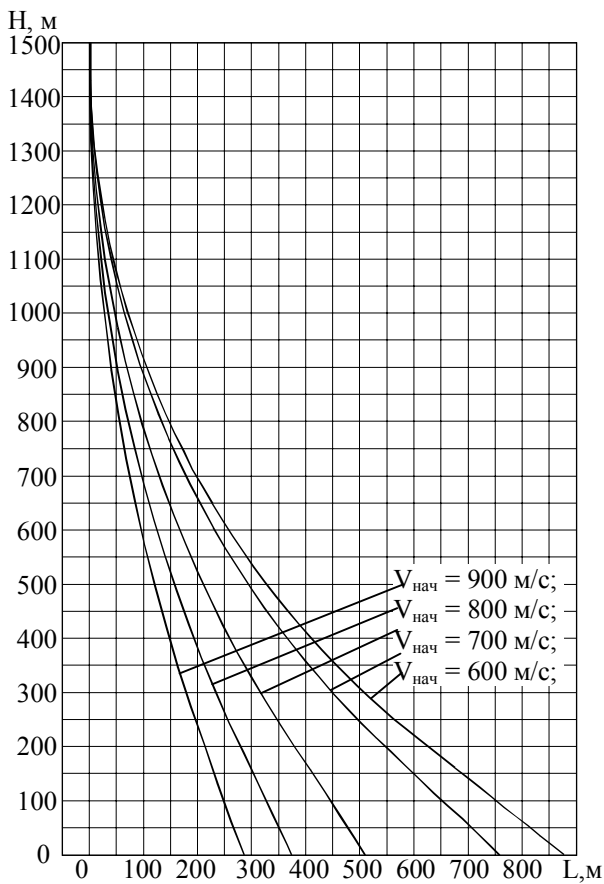


Рис. 3. Траектории наведения ГЧ-2 при различных начальных скоростях полёта на высоте 1,5 км

полёта. Объясняется это тем, что при скоростях полёта на высоте 1,5 км 500 м/с и меньше угол атаки при маневрировании ГЧ остаётся максимально возможным (15°), поскольку нормальная перегрузка меньше допустимой. При этом с уменьшением скорости полёта нормальные ускорения ГЧ-2 становятся меньше, её маневренность ухудшается.

### Выводы

1. При наведении на цель ГЧ-1 с высоты 1,5 км может быть гарантировано компенсирован промах до 500 м, если скорость полёта на этой высоте находится в пределах 400 – 700 м/с (табл. 1).

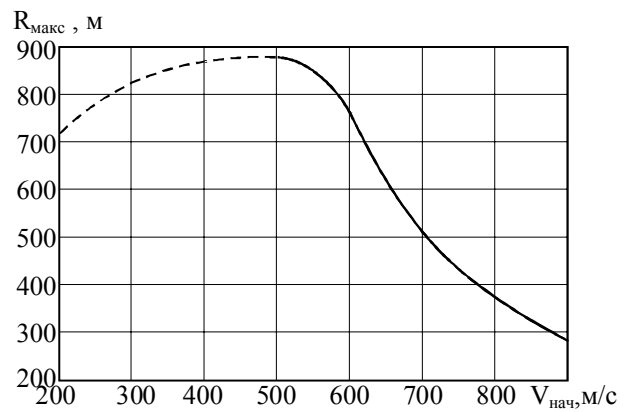


Рис. 4. Зависимость максимального компенсируемого промаха от скорости полёта ГЧ-2 на высоте 1,5 км

Таблиця 3

Параметры движения ГЧ-2 с высоты 1,5 км  
при наведении на цель  
с максимальной компенсацией промаха

Начальная скорость ГЧ на высоте 1,5 км, м/с	500	600	700	800
Максимальный компенсируемый промах, м	877	760	509	372
Угол отклонения траектории от вертикали при подходе к цели, °	51,5	46,9	33,1	26,5
Скорость полёта ГЧ при подходе к цели, м/с	283	351	491	612
Время полёта с высоты 1,5 км, с	5,1	3,9	2,8	2,3
Максимальная нормальная перегрузка	15,1	19,9		
Угол атаки при наведении ГЧ на цель, °	15	13,5	10,9	9,2

2. Если ожидаемая скорость полёта ГЧ-2 на высоте 1,5 км может быть в пределах 500 – 900 м/с, то гарантировано компенсируемый промах не будет превышать 280 метров (табл. 2). Промах, который можно гарантировано компенсировать при наведении ГЧ-2 с высоты 1,5 км, может быть гораздо больше, если погасить скорость полёта еще до этой высоты теми или иными методами. Если ожидаемая скорость полёта на высоте 1,5 км будет находиться в пределах 500 – 600 м/с, то при наведении на цель ГЧ-2 можно компенсировать промах до 760 м (табл. 2).

3. Нецелесообразно допускать, чтобы скорость полёта ГЧ-2 на высоте 1,5 км была меньше 500 м/с, т.к. возможности ГЧ компенсировать промах при этом не возрастут (рис. 4), а скорость полёта при подходе к цели уменьшится.

4. При маневрировании ГЧ цель будет постоянно находиться в зоне видимости системы самонаведения при дальности полёта до цели от точки привязки к местности не более 200 м, если полуугол обзора местности системой самонаведения 7,5°, а ось ГЧ направлена строго вертикально на высоте 1,5 км. В противном случае разворот ГЧ по направлению к цели будет производиться с кратковременной потерей видимости цели.

## Список литературы

1. Гурский Б.Г. Основы теории управления высоко- точных 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. Самонаведение ракет / В.И. Куркоткин, В.Л. Стерлигов. – М.: Воениздат, 1963. – 92 с.
3. Агафонов Ю.Н. Возможности маневрирования боевых частей на конечном участке траектории полёта / Ю.Н. Агафонов, Ю.М. Осипов, Ю.А. Ткаченко // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Х., 2010. – Вип. 3 (25). – С. 150-151.
4. Atlas of simultaneous occurrences of different cloud types over land / C.J. Hahn, S.G. Warren, J. London, R.M. Chervin, R. Jenne. – NCAR Techn., Note TN 241-STR, 21 p. – 188 p.
5. Атмосфера: справочник. – Л.: Гидрометеоиздат, 1991. – 510 с.
6. Зверев А.С. Синоптическая метеорология / А.С. Зверев. – Л.: Гидрометеоиздат, 1977. – 700 с.

Поступила в редколлегию 18.01.2011

**Рецензент:** канд. техн. наук, проф. В.А. Прокопов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

## ОЦІНКА МОЖЛИВОСТЕЙ КОМПЕНСАЦІЇ НАВІГАЦІЙНИХ ПОГРІШНОСТЕЙ РУХУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ, ОСНАЩЕНИХ ОПТИЧНИМИ СИСТЕМАМИ САМОНАВЕДЕННЯ

Ю.М. Агафонов, Ю.М. Осіпов, Ю.А. Ткаченко

У статті розглядається можливі радіуси зони маневрування літальних апаратів при низькій хмарності в районі цілі, що заважає роботі оптичних систем самонаведення. Величина максимально можливих радіусів маневрування визначається при швидкостях польоту, що очікується на заданій висоті з урахуванням обмежень по перевантаженням та кутам атаки

**Ключові слова:** система самонаведення, літальний апарат.

## ASSESSMENT OF COMPENSATION OPPORTUNITY NAVIGATION ERROR MOTION OF AIRCRAFT EQUIPPED OPTICAL HOMING SYSTEM

Y.M. Agafonov, Y.M. Osipov, Y.A. Tkachenko

This article investigates the possible zone radius to maneuver aircraft in the target area with low clouds, preventing the operation of optical systems homing. The maximum possible radius to maneuver is determined by the expected flight speeds at a given height with the restrictions on overloading and the angles of attack.

**Keywords:** system homing, aircraft.