

УДК 525.7

Ю.А. Олейник, Я.Н. Кожушко, С.В. Орлов

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ОТКЛОНЕНИЕ РАКЕТЫ ОТ ПЛОСКОСТИ СТРЕЛЬБЫ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ СИЛЫ ВЕТРА

По существующей математической модели воздействия силы ветра на ракету в процессе ее полета, получены значения величины отклонения ракеты типа «земля-земля» от плоскости стрельбы. Рассмотрена упрощенная форма ракеты в виде совокупности цилиндра и конуса. Объемные и массовые характеристики двух рассмотренных ракет выбраны приблизительно, траектории полета ракет упрощены для упрощений расчета величин отклонений ракеты. Главная задача статьи – это практические результаты величин отклонений ракеты от плоскости стрельбы, что позволяет оценить, насколько существенно или незначительно сила ветра может влиять на отклонения ракеты типа «земля-земля» в процессе полета.

Ключевые слова: отклонение ракеты, боковое ускорение ракеты, скорость ветра.

Введение

В статье [1] получены физическая и математическая модели отклонения ракеты от плоскости стрельбы. При этом введены два допущения: углы крена и рыскания ракеты равны нулю.

Постановка задачи. С помощью математической модели, представленной в статье [1], необходимо определить значения величины отклонения ракеты от точки цели, предварительно задав объемно-массовые и кинематические характеристики ракеты.

Цель статьи. Определить значения величины отклонения ракеты от точки цели с помощью математической модели, представленной в статье [1].

Основная часть

Применим полученную в статье [1] математическую модель для практического расчета отклонения ракеты от плоскости стрельбы под воздействием силы ветра. Отклонения ракеты от плоскости стрельбы определяем на участках полета длиной L (см. статью [1]) и обозначаем x_{pzi} (рис. 1).

Перепишем формулу (2) статьи [1]

$$a_{pz} = \left(\rho_v F_{pz} / (2 m_p) \right) c_{pz} v_x^2 \sin^2 \varphi$$

в следующем виде:

$$a_{pzi} = \frac{1}{2} \left(c_{pz1} F_{pz1} + c_{pz2} F_{pz2} \right) \frac{\rho_{vi}}{m_{pi}} \left[v_x (h_p) \sin \varphi \right]^2,$$

где c_{pz1} – коэффициент аэродинамического сопротивления цилиндрической части ракеты; F_{pz1} – площадь миделева сечения цилиндрической части ракеты, m^2

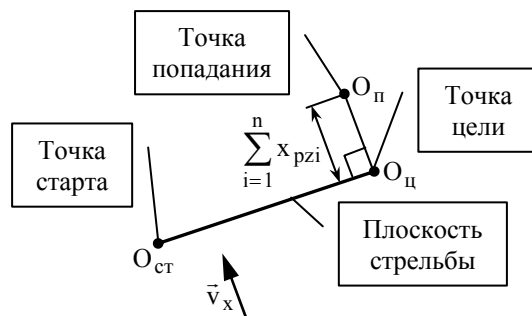


Рис. 1. Боковое отклонение x_{pzi}

c_{pz2} – коэффициент аэродинамического сопротивления конической части ракеты; F_{pz2} – площадь миделева сечения конической части ракеты, m^2 ; ρ_{vi} – средняя плотность воздуха на высоте полета ракеты на i -м участке траектории, $кг/м^3$; m_{pi} – средняя масса ракеты на i -м участке полета ракеты с учетом сгорания ракетного топлива, $кг$; $v_x (h_p)$ – скорость ветра на высоте центра тяжести ракеты h_p от поверхности Земли, $м$.

Примем, что топливо сгорает на первых трех участках (продолжительность активного участка траектории) и для времени горения запишем

$$\tau_{гор} = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3.$$

Для значений m_{pi} запишем формулы:

$$m_{p1} = m_{p0} - m_T \frac{\tau_1 / 2}{\tau_{гор}}; \quad m_{p2} = m_{p0} - m_T \frac{\tau_1 + \tau_2 / 2}{\tau_{гор}};$$

$$m_{p3} = m_{p0} - m_T \frac{\tau_1 + \tau_2 + \tau_3 / 2}{\tau_{гор}}$$

$$m_{p4} = m_{p0} - m_T \frac{\tau_1 + \tau_2 + \tau_3}{\tau_{гор}} = m_{p0} - m_T ;$$

...

$$m_{pi} = m_{pn} = m_{p4} ,$$

где m_{p0} – начальная масса ракеты, кг; m_{pi} – масса ракеты на i -м участке траектории, кг; m_T – начальная масса ракетного топлива, кг; τ_i – время полета ракеты на i -ом участке траектории [1], с.

При $\tau_1 + \tau_2 < \tau_{гор} < \tau_1 + \tau_2 + \tau_3$ получим:

$$m_{p1} = m_{p0} - m_T \frac{\tau_1 / 2}{\tau_{гор}} ; m_{p2} = m_{p0} - m_T \frac{\tau_1 + \tau_2 / 2}{\tau_{гор}} ;$$

$$m_{p3} = m_{p2} - \frac{1}{2} \left(m_T - m_T \frac{\tau_1 + \tau_2}{\tau_{гор}} \right) ; m_{p4} = m_{p0} - m_T ;$$

...

$$m_{pi} = m_{pn} = m_{p4} .$$

Преобразуем формулу из статьи [1]:

$$x_{pzi} = V_{pz(i-1)} \tau_i + \frac{1}{2} a_{pzi} \tau_i^2 ,$$

выразив скорости отклонения ракеты V через ускорения отклонения ракеты a :

$$x_{pzi} = \left(V_{pz(i-1)} + a_{pzi} \frac{\tau_i}{2} \right) \tau_i ;$$

$$x_{pzi} = \left(\sum_{j=1}^{i-1} a_{pzj} \tau_j + a_{pzi} \frac{\tau_i}{2} \right) \tau_i . \quad (1)$$

При $a_{pzi} = a_{pz} = \text{const}$ из (1) получим:

$$x_{pzi} = a_{pz} \left(\sum_{j=1}^{i-1} \tau_j + \frac{\tau_i}{2} \right) \tau_i .$$

Значения кинематических параметров i -го участка полета ракеты приведены на рис. 2.

Для характеристики изменения скорости ветра v_x по высоте от поверхности Земли h запишем выражение [2]:

$$v_x(h) = v_{x0} (h/h_0)^{0,16} , \quad (2)$$

где h_0 – высота, на которой измерено значение v_x , м; v_{x0} – значение v_x на высоте h_0 , м/с; h – рассматриваемая высота, большая чем h_0 .

Формула (2) справедлива до градиентной высоты $h = h_{гд}$, которую примем равной 350 м [2]. Примем в ней, что $h_0 = 1$ м и для v_x на градиентной высоте $h_{гд}$ [2] запишем выражение:

$$v_x(h_{гд}) = v_{x0} (350)^{0,16} .$$

Выше градиентной высоты для v_x справедливо [2]:

$$v_x(h) = v_x(h_{гд}) \cdot \ln(h) / \ln(h_{гд}) , \quad (3)$$

где $h > h_{гд}$.

Формулы (2) и (3) позволят определять значения v_x на любой высоте траектории ракеты при задании значения v_x у поверхности Земли.

Рассмотрим упрощенную форму ракеты, состоящую из цилиндрической и конической частей. Оперение и аэродинамические рули на корпусе ракеты отсутствуют (рис. 3). Размеры первой из рассматриваемых ракет показаны на рис. 3.

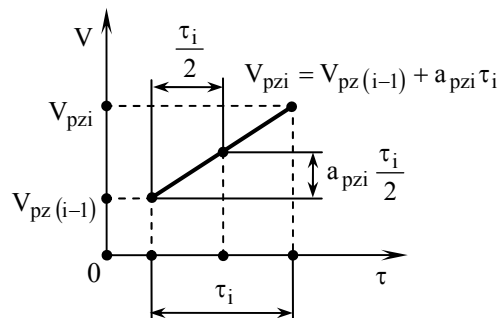


Рис. 2. Кинематические параметры ракеты на i -м участке ее полета

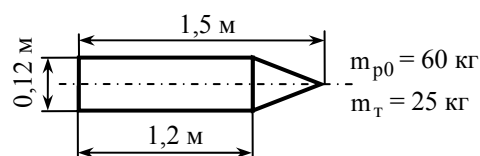


Рис. 3. Параметры ракеты

Ракета летит по эллиптической траектории на дальность 10 км, где высота меняется по функции $h_p = f(x)$ ($(h_p)_{\text{max}} = 5$ км), показанной на рис. 4.

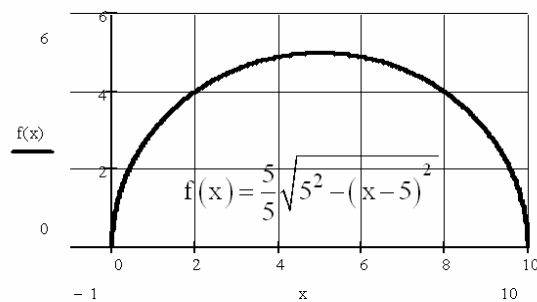


Рис. 4. Траектория полета ракеты

Значения отклонений ракеты, показанной на рис. 3, представлены в табл. 1.

Значения v_x в табл. 1 указаны при $h_0 = 1$ м. Сгорание ракетного топлива происходит на 1-м и 2-м участках полета. В скобках в табл. 1 указаны отклонения, не учитывающие уменьшения массы ракеты за счет сгорания топлива.

Далее рассмотрим отклонения ракеты, размеры которой представлены на рис. 5. Ракета состоит из цилиндрической и конической частей (рис. 5).

Таблиця 1

Отклонения ракеты с дальностью полета 10 км, $m_{p0} = 60$ кг, $m_T = 25$ кг, $c_{pz1} = 1,2$, $c_{pz2} = 0,6$

№ участка	Начальная и конечная дальность, км	Начальная и конечная высота, км	τ_i, c	ρ_{vi} (средняя), кг/м ³	m_{pi} (средняя), кг	$x_{pzi} (\varphi = 0), m$				
						$v_x = 2, m/c$	$v_x = 3, m/c$	$v_x = 5, m/c$	$v_x = 10, m/c$	$v_x = 15, m/c$
1	0	0	1,5	0,91	53,75	0,34	0,77	2,13	8,52	19,16
	2	4				(0,31)	(0,69)	(1,91)	(7,63)	(17,16)
2	2	4	1,5	0,77	41,25	1,10	2,47	6,86	27,44	61,74
	4	4,9				(0,90)	(2,02)	(5,60)	(22,41)	(50,43)
3	4	4,9	1,5	0,73	35	1,99	4,47	12,43	49,72	111,86
	6	4,9				(1,46)	(3,28)	(9,12)	(36,49)	(82,11)
4	6	4,9	1,5	0,77	35	2,95	6,65	18,46	73,85	166,71
	8	4				(2,02)	(4,55)	(12,64)	(50,57)	(113,79)
5	8	4	1,5	0,91	35	3,37	8,93	24,80	99,20	223,19
	10	0				(2,61)	(5,88)	(16,34)	(65,36)	(147,05)
$x_{pz} (\varphi = 0), m$						10,35	23,28	64,68	258,72	582,12
						(7,30)	(16,42)	(45,61)	(182,46)	(410,53)

Таблиця 2

Отклонения ракеты с дальностью полета 50 км, $m_{p0} = 2000$ кг, $m_T = 900$ кг, $c_{pz1} = 1,2$, $c_{pz2} = 0,6$

№ участка	Начальная и конечная дальность, км	Начальная и конечная высота, км	τ_i, c	ρ_{vi} (средняя), кг/м ³	m_{pi} (средняя), кг	$x_{pzi} (\varphi = 0), m$				
						$v_x = 2, m/c$	$v_x = 3, m/c$	$v_x = 5, m/c$	$v_x = 10, m/c$	$v_x = 15, m/c$
1	0	0	15	0,3	1775	2,06	4,65	12,90	51,62	116,14
	10	16				(1,83)	(4,12)	(11,45)	(45,81)	(103,07)
2	10	16	15	0,12	1325	5,34	12,01	33,36	133,44	300,24
	20	19,6				(4,47)	(10,05)	(27,91)	(111,63)	(251,17)
3	20	19,6	15	0,09	1100	7,66	17,23	47,86	191,43	430,71
	30	19,6				(5,88)	(13,22)	(36,73)	(146,92)	(330,58)
4	30	19,6	15	0,12	1100	10,22	23,00	63,90	255,60	575,09
	40	16				(7,29)	(16,40)	(45,55)	(182,21)	(409,98)
5	40	16	15	0,3	1100	15,01	33,77	93,82	375,27	844,36
	50	0				(9,92)	(22,32)	(62,01)	(248,04)	(558,08)
$x_{pz} (\varphi = 0), m$						40,29	90,66	251,84	1007,35	2266,54
						(29,38)	(66,12)	(183,65)	(734,62)	(1652,88)

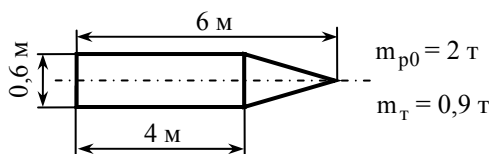


Рис. 5. Параметры ракеты

Ракета летит по эллиптической траектории на дальность 50 км, высота меняется по функции $h_p = f(x)$ ($(h_p)_{max} = 20$ км), что показано на рис. 6.

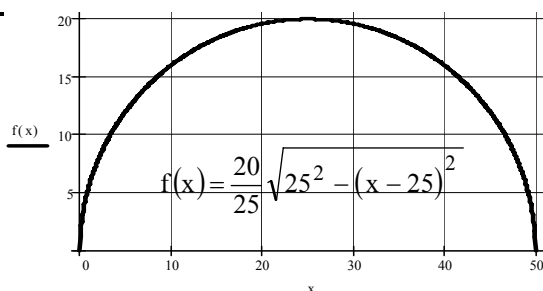


Рис. 6. Траектория полета ракеты

Значения отклонений ракеты, показанной на рис. 5, представлены в табл. 2. Значения v_x в табл. 2 указаны при $h_0 = 1$ м. Сгорание ракетного топлива

происходит на 1-м и 2-м участках полета. В скобках указаны отклонения, не учитывающие уменьшения массы ракеты за счет сгорания топлива.

В представленных в табл. 1 и 2 данных математическая модель процесса отклонения ракет существенно упрощена: углы крена и рыскания ракет равны нулю (см. статью [1]). Форма ракет также упрощена до двух составляющих: цилиндр и конус (см. рис. 3, рис. 5). В дальнейшем необходимо усложнять математическую модель процесса влияния силы ветра на ракету в полете и учитывать оперение ракеты, что внесет корректировки в величины x_{pzi} . Это позволит оценить изменение x_{pzi} при учете более сложного и более приближенного к реальному движения ракеты в полете под воздействием силы ветра.

Выводы

Получены расчетные данные отклонения двух видов ракет под воздействием силы ветра. Используемая математическая модель и форма ракет упрощены с целью обеспечения простых расчетов.

Цель полученных значений x_{pzi} – показать насколько существенно скорость и сила ветра могут влиять на отклонения ракеты. Если влияние силы

ветра существенно (с точки зрения разработчиков ракеты), то необходимо учитывать скорость ветра на всем протяжении траектории полета ракеты, что вызовет корректировку параметров системы наведения и управления полета ракеты. Особенно это актуально для неуправляемых ракет.

А.С. Балабуха // Системи обробки інформації. – Х.: ХУ ПС, 2009. – Вип. 1 (75). – С. 85-87.

2. Барштейн М.Ф. Воздействие ветра на здания и сооружения / М.Ф. Барштейн // Динамический расчет зданий и сооружений. – М.: Стройиздат, 1984. – С. 169-196.

Поступила в редколлегию 14.04.2009

Список литературы

1. Олейник Ю.А., Влияние силы ветра на отклонение ракеты от точки цели / Ю.А. Олейник, Я.Н. Кожушко,

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

ВІДХИЛЕННЯ РАКЕТИ ВІД ПЛОЩИНИ СТРІЛЯНИНИ ПІД ВПЛИВОМ СИЛИ ВІТРУ

Ю.А. Олійник, Я.М. Кожушко, С.В. Орлов

По існуючій математичній моделі впливу сили вітру на ракету в процесі її польоту, отримані значення величини відхилення ракети типу "земля-земля" від площини стрілянини. Розглянуто спрощену форму ракет у виді сукупності циліндра і конуса. Об'ємні і масові характеристики двох розглянутих ракет обрані приблизно, траєкторії польоту ракет спрощені для спрощень розрахунку величин відхилень ракети. Головна задача статті - це практичні результати величин відхилень ракети від площини стрілянини, що дозволяє оцінити, наскільки істотно сила вітру може впливати на відхилення ракети типу "земля-земля" у процесі польоту.

Ключові слова: відхилення ракети, бокове прискорення ракети, швидкість вітру.

DEFLECTION OF THE ROCKET FROM LANE OF THE SHOOTING UNDER INFLUENCE OF POWER WINDS

Yu.A. Oleynik, Ya.M. Kozhushko, S.V. Orlov

On existing mathematical model of the influence of power winds on rocket in process of her(its) flight, are received importance's of the value of the deflection of the rocket of the type "land-land" from plane of the shooting. The simplified form of the rocket is Considered in the manner of collections of the cylinder and cone. Three - dimensional and mass features two considered rockets are chose approximately, flight path of the rockets are simplified for simplifications of the calculation of the values of the deflections of the rocket. The Main problem of the article - a practical results of the values of the deflections of the rocket from plane of the shooting that allows to value, insofar greatly or small power winds can influence upon deflections of the rocket of the type "land-land" in process of the flight.

Keywords: deflection of the rocket, lateral speedup of the rocket, velocity winds.