

УДК 525.7

Ю.А. Олейник, Я.Н. Кожушко, А.С. Балабуха

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

## ВЛИЯНИЕ СИЛЫ ВЕТРА НА ОТКЛОНЕНИЕ РАКЕТЫ ОТ ТОЧКИ ЦЕЛИ

При запуске ракет системы «земля-земля» необходимо учитывать отклонение ракеты от точки цели, вызванное силой ветра. Для изменения или корректировки параметров наведения и полета ракеты нужно руководствоваться математической моделью воздействия ветра на ракету. В статье рассмотрены физическая и математическая модели отклонения ракеты под воздействием силы ветра на основе существующих данных о процессе полета ракеты «земля-земля» и описания скорости и силы ветра в атмосфере Земли. В рассмотренную физическую модель введены допущения, что упрощает математическую модель.

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

## Введение

При теоретических расчетах отклонения ракеты «земля-земля» от точки цели под воздействием силы ветра, возникает вопрос о том, насколько велико это отклонение и стоит ли учитывать силу ветра или ею можно пренебречь? В практических условиях трудно проводить эксперименты по воздействию силы ветра на ракету, поэтому целесообразнее свести вместе данные о полете ракеты с данными о возможной силе ветра, возникающей в атмосфере Земли.

**Постановка задачи.** На ракету, летящую от точки старта до точки цели, действует сила ветра, которая отклоняет ракету от точки цели. Необходимо оценить, насколько ракета отклонится от точки цели, если система управления ракетой не учитывает ветровое воздействие.

**Цель статьи.** Рассмотреть физическую и математическую модели воздействия на ракету силы ветра в процессе полета ракеты.

## Основная часть

Рассмотрим процесс полета ракеты от точки старта до точки цели (рис. 1). Точка старта  $O_{ст}$  – это координата центра тяжести ракеты  $O_{цтр}$ , подготовленной к пуску (рис. 1). Точка цели  $O_{ц}$  – это координата, указанная на поверхности земли или над (под) поверхностью земли (рис. 1). Указанную координату цели должен пересечь центр тяжести ракеты.

Через отрезок  $O_{ст}O_{ц}$  проходит плоскость стрельбы, параллельная вектору ускорения свободного падения (рис. 1).

Вектор силы ветра  $\vec{P}_в$  (рис. 1), которая воздействует на поверхность ракеты, совпадает с вектором скорости ветра [1]. Под воздействием силы  $\vec{P}_в$  траектория ракеты смещается и точка центра тяжести ракеты  $O_{цтр}$  не пересекает точку  $O_{ц}$ , а пересекает поверхность Земли в точке попадания  $O_{п}$  (рис. 1).

На рис. 2 показана связанная с ракетой система координат. Ось  $O_{цтр}x_{св}$  выходит из центра тяжести ракеты и идет вдоль оси симметрии ракеты. Если

$O_{цтр}$  лежит на оси симметрии ракеты, то ось  $O_{цтр}x_{св}$  и ось симметрии совпадают. Ось  $O_{цтр}y_{св} \perp O_{цтр}x_{св}$  и лежит в плоскости симметрии ракеты. В момент старта плоскость симметрии ракеты и плоскость стрельбы совпадают. Ось  $O_{цтр}z_{св}$  перпендикулярна осям  $O_{цтр}x_{св}$  и  $O_{цтр}y_{св}$  (рис. 2).

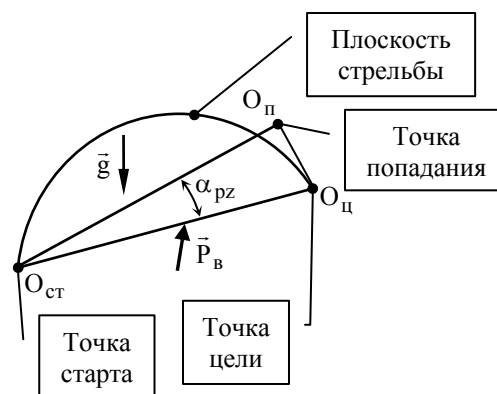


Рис. 1. Схема полета ракеты

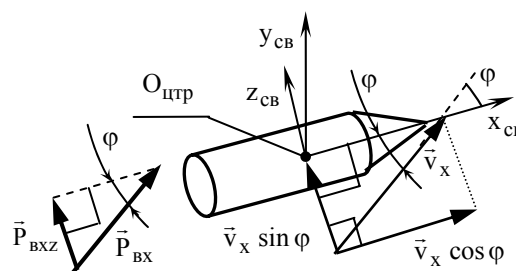


Рис. 2. Связанная система координат

Будем рассматривать самую большую, горизонтальную составляющую вектора силы ветра  $\vec{P}_{вх}$ , причем  $\vec{P}_{вх} \perp \vec{g}$  [2]. Вектор  $\vec{P}_{вх}$  совпадает по направлению с вектором скорости ветра  $\vec{v}_x$  ( $\vec{v}_x \perp \vec{g}$ ), который показан на рис. 2.

На рис. 2 угол  $\phi$  – это угол между вектором  $\vec{v}_x$  (или  $\vec{P}_{вх}$ ) и плоскостью стрельбы (ось  $O_{цтр}x_{св}$  в момент старта лежит в плоскости стрельбы).

Угол  $\varphi$  можно определить, зная азимут вектора скорости ветра  $A_B$  и азимут отрезка  $O_{ст}O_{ц}$  –  $A_{ц}$  (азимут цели). Если угол между азимутами  $A_B$  и  $A_{ц}$  меньше  $180^\circ$ , то угол  $\varphi$  равен модулю разницы рассматриваемых азимутов, т.е.  $\varphi = |A_{ц} - A_B| = |A_B - A_{ц}|$  (рис. 3).

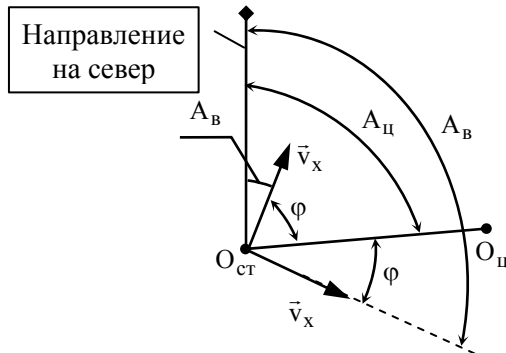


Рис. 3. Определение угла  $\varphi$

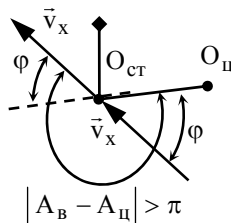


Рис. 4. Угол  $\varphi$

Возможен случай, когда  $|A_B - A_{ц}| > \pi$  (рис. 4). Тогда для определения  $\varphi$ , необходимо вычесть угол  $\pi$  из угла  $|A_B - A_{ц}|$  (рис. 4).

В общем случае для  $\varphi$  запишем формулу:

$$\varphi = \begin{cases} |A_B - A_{ц}|, & \text{при } |A_B - A_{ц}| \leq \pi; \\ |A_B - A_{ц}| - \pi, & \text{при } |A_B - A_{ц}| > \pi. \end{cases}$$

Допустим, точка  $O_{цтр}$  в процессе полета ракеты отклонилась относительно плоскости стрельбы из-за действия силы ветра  $\vec{P}_{вх}$  (рис. 3). Из точки  $O_{цтр}$  проведем перпендикуляр к плоскости стрельбы, которую он пересечет в точке  $O'_{цтр}$  (рис. 5). Отрезок  $O_{цтр}O'_{цтр}$  назовем боковым отклонением ракеты.

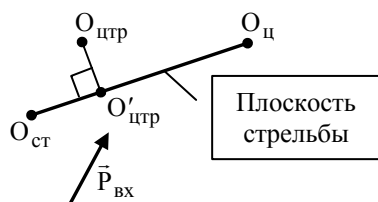


Рис. 5. Боковое отклонение

Примем первое допущение: ось  $O_{цтр}O_{ц}$  лежит в плоскости стрельбы во время всего полета ракеты (угол крена ракеты равен нулю). Примем второе допущение: движение ракеты при боковом отклонении под воздействием силы ветра происходит поступательно, т. е. все точки ракеты сила ветра отклоняет на

одинаковую величину. При этом допущении ось  $O_{цтр}O_{ц}$  и плоскость стрельбы параллельны ( $O_{цтр}O_{ц} \parallel O_{ст}O_{ц}$ , угол рыскания ракеты равен нулю).

Сила ветра  $\vec{P}_{вх}$ , действующая вдоль оси  $O_{цтр}O_{ц}$  зависит от скорости ветра  $v_x \sin \varphi$  (рис. 2) и от параметров ракеты. Для  $P_{вх}$  запишем [1]:

$$P_{вх} = \frac{1}{2} \rho_B c_{pz} F_{pz} v_x^2 \sin^2 \varphi, \quad (1)$$

где  $\rho_B$  – плотность воздуха,  $кг/м^3$ ;  $c_{pz}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления ракеты вдоль оси  $O_{цтр}O_{ц}$ ;  $F_{pz}$  – площадь миделева сечения ракеты по оси  $O_{цтр}O_{ц}$  (в плоскости  $O_{цтр}O_{ц}O_{ст}$ ),  $м^2$ .

Для ускорения ракеты  $a_{pz}$  массой  $m_p$  вдоль оси  $O_{цтр}O_{ц}$  ( $\vec{a}_{pz} \parallel O_{цтр}O_{ц}$ ) запишем формулу [3]:

$$a_{pz} = \frac{1}{m_p} P_{вх}$$

и далее, учитывая формулу (1), получим:

$$a_{pz} = \frac{1}{m_p} \frac{1}{2} \rho_B F_{pz} c_{pz} v_x^2 \sin^2 \varphi; \quad (2)$$

$$a_{pz} = \frac{\rho_B F_{pz}}{2 m_p} c_{pz} v_x^2 \sin^2 \varphi.$$

Разобьем отрезок  $O_{ст}O_{ц}$  на одинаковые отрезки (участки) длиной  $L$  (рис. 6). Точка цели не обязательно находится в конце отрезка длиной  $L$ , а может находиться и внутри отрезка  $L$ . Чем меньше  $L$ , тем точнее можно определить координаты точки попадания.

Примем, что для каждого  $i$ -го участка длиной  $L$  известно время полета ракеты  $\tau_i$  и можно определить  $a_{pz}$  на  $i$ -м участке, которое обозначим  $a_{pzi}$ .

Для скоростей и отклонений точки  $O_{цтр}$  вдоль оси  $O_{цтр}O_{ц}$  на  $i$ -х участках запишем выражения:

$$V_{pz1} = a_{pzi} \tau_i; \quad V_{pz2} = V_{pz1} + a_{pzi} \tau_i;$$

$$V_{pz3} = V_{pz2} + a_{pzi} \tau_i;$$

$$\dots$$

$$V_{pzi} = V_{pz(i-1)} + a_{pzi} \tau_i;$$

$$\dots$$

$$V_{pzn} = V_{pz(n-1)} + a_{pzi} \tau_n;$$

$$x_{pz1} = \frac{1}{2} a_{pzi} \tau_i^2; \quad x_{pz2} = V_{pz1} \tau_2 + \frac{1}{2} a_{pzi} \tau_2^2;$$

$$x_{pz3} = V_{pz2} \tau_3 + \frac{1}{2} a_{pzi} \tau_3^2;$$

$$\dots$$

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

$$\dots$$

$$x_{pzn} = V_{pz(n-1)} \tau_n + \frac{1}{2} a_{pzn} \tau_n^2.$$

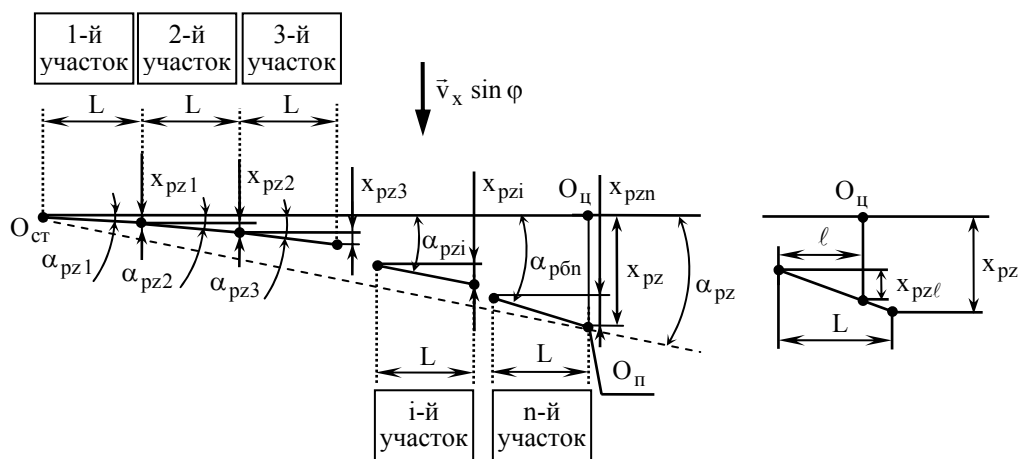


Рис. 6. Участки полета ракеты

Для значения  $x_{pz}$  (длина отрезка  $O_{ц}O_{п}$ ) запишем формулу (рис. 6):

$$x_{pz} = \sum_{i=1}^n x_{pzi}.$$

Для угла  $\alpha_{pzi}$  запишем выражение (рис. 6):

$$\alpha_{pzi} = \arctg \frac{x_{pzi}}{L} \approx \frac{x_{pzi}}{L},$$

а для угла  $\alpha_{pz}$  (рис. 6) получим:

$$\alpha_{pz} = \arctg \frac{x_{pz}}{O_{ст}O_{ц}}.$$

Если точка попадания находится внутри отрезка  $L$  (рис. 6,  $\ell < L$ ), то для отклонения  $x_{pб\ell}$  получим формулу:

$$\frac{x_{pб\ell}}{x_{pбп}} = \frac{\ell}{L};$$

$$x_{pб\ell} = \frac{\ell}{L} x_{pбп}.$$

## Выводы

Рассмотрена физическая и математическая модели воздействия на ракету силы ветра в процессе полета ракеты. Полученные теоретические результаты могут быть применены для получения практических результатов для различных видов ракет.

## Список литературы

1. Барштейн М.Ф. Воздействие ветра на здания и сооружения // Динамический расчет зданий и сооружений. – М.: Стройиздат, 1984. – С. 169-196.
2. Прокопов В.О., Олійник Ю.А., Пугач В.В., Тіхонов І.М. Определение вероятности возникновения средней скорости ветра в заданном интервале значений. Збірник наукових праць // Системи обробки інформації. – Х.: ХУПС, 2006. – Вып. 6 (55). – С. 146-152.
3. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Механика. – Т. 2. – М.: Наука, 1965. – 208 с.

Поступила в редколлегию 11.11.2008

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

## ВПЛИВ СИЛИ ВІТРУ НА ВІДХИЛЕННЯ РАКЕТИ ВІД ТОЧКИ ЦІЛІ

Ю.А. Олійник, Я.М. Кожушко, О.С. Балабуха

При запуску ракет системи "земля-земля" необхідно враховувати відхилення ракети від точки цілі, викликане силою вітру. Для зміни чи коректування параметрів наведення і польоту ракети потрібно керуватися математичною моделлю впливу вітру на ракету. У статті розглянуті фізична і математична моделі відхилення ракети під впливом сили вітру на основі існуючих даних про процес польоту ракети "земля-земля" і опису швидкості і сили вітру в атмосфері Землі. У розглянуту фізичну модель уведено допущення, що спрощує математичну модель.

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

## WIND FORCE EFFECT ON MISSILE DEVIATION FROM TARGET POINT

Yu.A. Oleynik, Ya.M. Kozhushko, Al.S. Balabukha

It's necessary to take into consideration the missile deviation from target point caused wind force during missile launching of the "land-land" system. It's necessary to follow the mathematical model of wind effect on missile for change or correcting of guidance parameters and rocket flight. The physical and mathematical models of missile deviation under wind force effect on base of existing data about process of rocket flight "land-land" and description of speed wind and force in Earth atmosphere are considered physical model. Its the simplifies mathematical model

**Keywords:** missile deviation, missile acceleration, lateral wind force, winds speed.