
УДК 519.876.2:629.7.015.3/.7

В. И. Макеев, Н. Н. Ляпа кандидаты техн. наук,
С. П. Латин, П. Е. Трофименко кандидаты воен. наук,
Сумской государственной университет
(Украина, 40007, Сумы, ул. Римского-Корсакова, 2,
тел. (0542) 62-83-15, E-mail: pavel200808@meta.ua)

Математическая модель динамики полета летательных аппаратов в возмущенной среде

Предложена математическая модель движения летательных аппаратов, позволяющая исследовать влияние параметров работы реактивного двигателя на дальность и кучность полета. Рассмотрено влияние температуры реактивного заряда на единичный импульс тяги и время работы двигателя. Разработана методика учета влияния ветра на активном и пассивном участках траектории для летательных аппаратов, стабилизируемых различными способами.

Запропоновано математичну модель руху літальних апаратів, яка дозволяє досліджувати вплив параметрів роботи реактивного двигуна на дальність і кучність польоту. Розглянуто вплив температури реактивного заряду на одиничний імпульс тяги і час роботи двигуна. Розроблено методику врахування впливу вітру на активній і пасивній ділянках траєкторії для літальних апаратів, які стабілізуються різними способами.

К л ю ч е в ы е с л о в а: летательный аппарат, реактивный двигатель, температура реактивного заряда, единичный импульс тяги, система уравнений движения центра масс.

В работах [1, 2] приведены системы дифференциальных уравнений (СДУ) движения летательных аппаратов (ЛА), однако не рассмотрено влияние температуры реактивного заряда на единичный импульс и время работы двигателя, а также влияние ветра на активном участке траектории для оперенных ЛА (ОЛА). Между тем, влияние ветра на активном участке траектории — важный фактор, определяющий полет ОЛА на пассивном участке траектории.

В настоящее время отсутствует механизм учета влияния температуры реактивного заряда на единичный импульс тяги и время работы двигателя, а также учета прямого и перекрестного влияния ветра на полет ОЛА. Выбор оптимальных параметров работы реактивных двигателей на твердом топливе также является актуальной задачей, так как от этих пара-

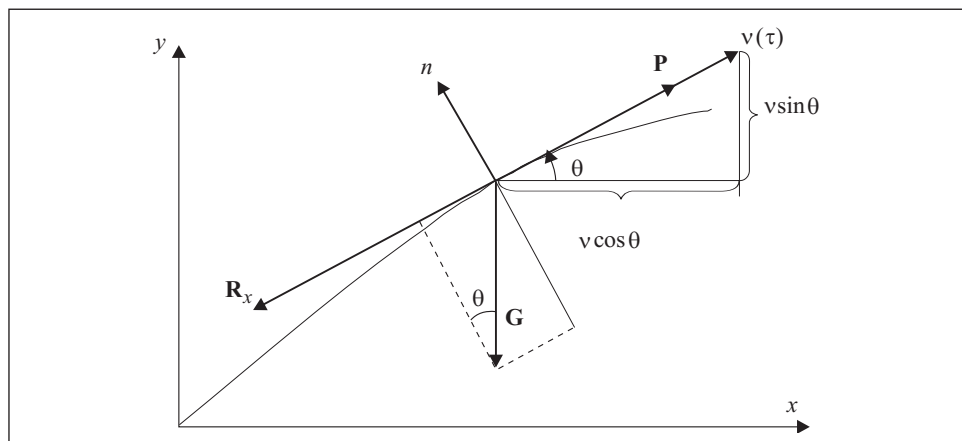


Рис. 1. Силы, действующие на полет ЛА

метров зависит дальность полета и так называемая кучность определенных типов ЛА, т.е. показатель, характеризующий рассеивание ЛА по дальности, направлению и высоте полета. В связи с этим представляется целесообразной разработка СДУ движения неуправляемых ЛА на твердом топливе с учетом влияния перечисленных факторов.

Постановка задачи. Как известно, любые ОЛА отличаются от ЛА, стабилизируемых вращением, тем, что кроме обычных сил и моментов, к ним приложены реактивные силы и моменты, создаваемые движением реактивной струи, и моменты, создаваемые оперением.

Рассмотрим поступательное движение, или движение центра масс (ЦМ), неуправляемого ЛА на активном участке траектории в вертикальной плоскости бросания при следующих допущениях:

ЛА представляет собой материальную точку переменной массы;

ЛА движется под действием силы тяги двигателя P , силы лобового сопротивления R_x и силы тяжести G .

Эти допущения означают, что не учитываются колебания ЛА (угол нутации $\delta = 0$), продольная ось ЛА и вектор силы тяги совпадают с направлением вектора скорости.

В качестве исходной зависимости примем векторное уравнение поступательного движения ЛА под действием указанных трех сил (рис. 1):

$$m\omega = P + R_x + G, \quad (1)$$

где ω — вектор полного ускорения центра масс ЛА; m — масса ЛА в рассматриваемый момент времени. Спроектировав векторное уравнение

движения центра масс ЛА (1) на касательную τ и нормаль n к траектории и преобразуя их, получим СДУ движения центра масс ЛА в возмущенной среде [1, 3]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{m}(P - R_X) - g \sin\theta; \\ \dot{\theta} &= -\frac{g \sin\theta}{V}; \\ \dot{y} &= V \sin\theta; \\ \dot{x} &= V \cos\theta. \end{aligned} \quad (2)$$

Система дифференциальных уравнений (2) не дает ответа на вопросы: как учитывать влияние температуры реактивного заряда на единичный импульс тяги и время работы двигателя (ошибки в определении дальности полета при этом составляют 7—10 % максимального значения дальности) и как учитывать прямое и перекрестное влияние ветра на активном участке траектории для ОЛА.

Для вывода СДУ движения ЛА с учетом указанных сил дополнительно рассмотрим влияние температуры реактивного заряда на параметры работы двигателя и влияние ветра на активном и пассивном участках траектории для ЛА, стабилизируемых различными способами.

Влияние температуры реактивного заряда на работу реактивного двигателя. Силу тяги определим по формуле [3] $P = \mu u_e$, где u_e — эффективная скорость истечения газов,

$$u_e = u_a + \frac{(p_a - p)}{\mu} F_a;$$

μ — относительный расход топлива, $\mu = \frac{\omega}{g\tau_a}$, ω — вес реактивного заряда,

τ_a — время работы реактивного двигателя; u_a — скорость истечения газов в выходном сечении сопла; F_a — площадь выходного сечения сопла; p_a — давление газов в выходном сечении сопла; p — давление воздуха на высоте полета ракеты.

Изменение температуры порохового заряда $T_{зр}$ приводит к изменению скорости горения пороха и, следовательно, к изменению времени работы двигателя и единичного импульса I_1 тяги двигателя. При небольшом диа-

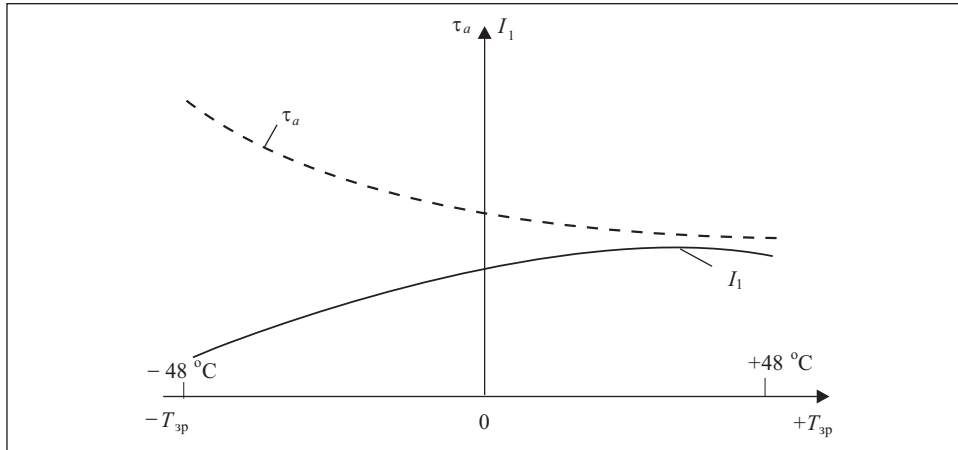


Рис. 2. Зависимость I_1 (кг · с/кг) и τ_a (с) от $T_{зр}$ ($^{\circ}\text{C}$)

пазоне изменения значения $T_{зр}$ воспользуемся приближенными линейными зависимостями I_1 и τ_a от $T_{зр}$ [3]:

$$I_1 = I_{1N} + k_1(T_{зр} - 15^{\circ}\text{C}); \quad \tau_a = \tau_{aN} - k_2(T_{зр} - 15^{\circ}\text{C}),$$

где I_{1N} и τ_{aN} — табличные значения единичного импульса силы тяги и времени работы двигателя для табличного значения температуры заряда $T_{зр} = 15^{\circ}\text{C}$; k_1 и k_2 — размерные коэффициенты, $k_1 = \text{кг} \cdot \text{с}/\text{кг} \cdot \text{град}$, $k_2 = \text{с}/\text{град}$. В результате расчетов, проведенных с помощью СДУ, установлено, что при больших диапазонах изменения $T_{зр}$ зависимости I_1 и τ_a от $T_{зр}$ имеют нелинейный характер (рис. 2) [4].

Величина изменения значений τ_a и I_1 зависит от чувствительности зарядов к изменению значения $T_{зр}$ и определяется значениями производных $\frac{\partial I_1}{\partial T_{зр}}$, $\frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}}$. С учетом изложенного выражение для силы тяги имеет вид [4]

$$P(t) = \dot{\omega} \left(I_{1N} + \frac{\partial I_1}{\partial T_{зр}} \Delta T_{зр} \right) - 13,6 F_a \pi(y) h_0,$$

где h_0 — атмосферное давление, мм. рт. ст.; $\pi(y)$ — функция распределения давления воздуха при высоте y ; $\dot{\omega}$ — расход топлива в секунду; q_0 — начальный вес ракеты; t — время полета ракеты.

Реактивное ускорение определим по формуле

$$a(t) = \frac{P(t)}{m(t)} = \frac{P(t)g}{q(t)}. \quad (3)$$

Здесь

$$q(t) = q_0 - q(t) = q_0 - \frac{\omega(t-t_b)}{\tau_{aN} + \frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}} \Delta T_{зр}}; \Delta T_{зр} = T_{зр} - 15(^\circ\text{C}),$$

где t_b — время включения двигателя. Тогда выражение (3) окончательно примет вид

$$a(t) = \frac{\left[\dot{\omega} \left(I_{1N} + \frac{\partial I_1}{\partial T_{зр}} \Delta T_{зр} \right) - F_a \pi(y) h_0 13,6 \right] g}{q_0 - \frac{\omega(t-t_b)}{\tau_{aN} + \frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}} \Delta T_{зр}}}. \quad (4)$$

Здесь

$$\dot{\omega} = \frac{\omega}{\tau_{aN} + \frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}} \Delta T_{зр}} \left[i_p - \frac{2(i_p - 1)}{\tau_{aN} + \frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}} \Delta T_{зр}} (t - t_b) \right],$$

где i_p — коэффициент депрессивности горения топлива, $i_p = \dot{\omega} / \dot{\omega}_{эт}$; $\dot{\omega}_{эт}$ — эталонный секундный расход топлива.

Как видно из (4), для учета влияния температуры реактивного заряда необходимо знать эмпирические зависимости I_1 и τ_a от $T_{зр}$ или коэффициенты, полученные экспериментально, с помощью которых эти зависимости определяются.

Влияние ветра на движение ЛА. При изучении действия ветра на полет ЛА основными являются задачи, связанные с установлением механизма непосредственного действия ветра на движущийся ЛА. Излагаемый метод учитывает раздельное влияние постоянного продольного и бокового ветра на движение центра масс ЛА.

Решение задачи о движении центра масс ЛА выполнялось при допущении, что атмосфера относительно Земли неподвижна. Естественно, атмосфера перемещается с определенной скоростью \mathbf{W} . Поэтому скорость ЛА в векторном виде относительно атмосферы — относительная скорость ракеты (рис. 3) — имеет вид

$$\mathbf{V}_r = \mathbf{V} - \mathbf{W}, \quad (5)$$

где \mathbf{V} — скорость ракеты.

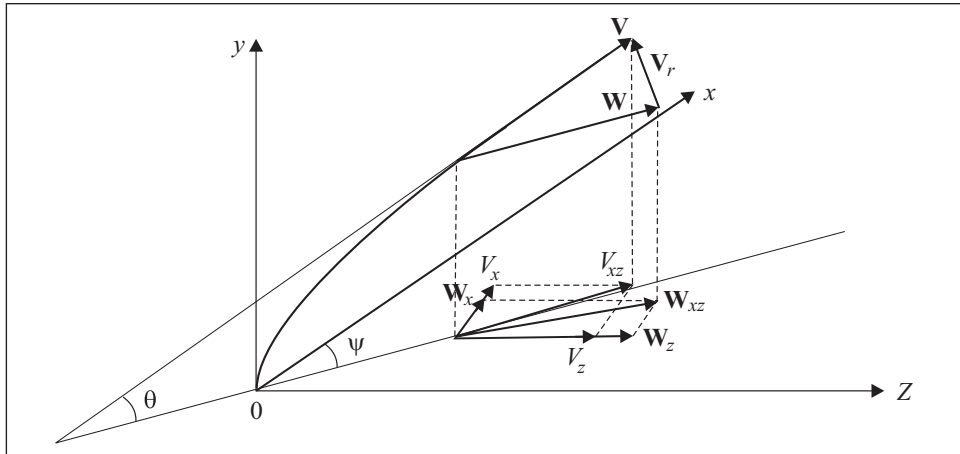


Рис. 3. Определение относительной скорости полета ракеты

В общем виде скорость ветра \mathbf{W} изменяется и по величине, и по направлению. Ветер характеризуется вектором \mathbf{W} . Поскольку вертикальная составляющая вектора \mathbf{W}_y стремится к нулю, ею можно пренебречь. Поэтому учет ветра сводится к учету двух его составляющих: продольной W_x и боковой W_z .

Значение относительной скорости V_r для ЛА, стабилизируемых вращением, определим, используя рис. 3. Учитывая выражение (5) и равенство $W^2 = W_x^2 + W_z^2$, получим

$$V_r = |\mathbf{V}_r| = \sqrt{\mathbf{V}_r^2} = \sqrt{(\mathbf{V} - \mathbf{W})^2} = \sqrt{V^2 - 2\mathbf{V}\mathbf{W} + W^2}. \quad (6)$$

Преобразуя равенство (6), находим

$$V_r = \sqrt{V^2 - 2(V_x W_x + V_y W_y + V_z W_z) + W^2}. \quad (7)$$

Положим $W_y = 0$. Тогда

$$V_x = V \cos \theta \cos \Psi; \quad V_z = V \cos \theta \sin \Psi, \quad (8)$$

где θ — угол бросания; Ψ — угловое отклонение вектора скорости в горизонтальной плоскости. Подставив (8) в (7), получим

$$V_r = V \sqrt{1 - \frac{2(W_x \cos \theta \cos \Psi + W_z \cos \theta \sin \Psi)}{V} + \frac{W^2}{V^2}}. \quad (9)$$

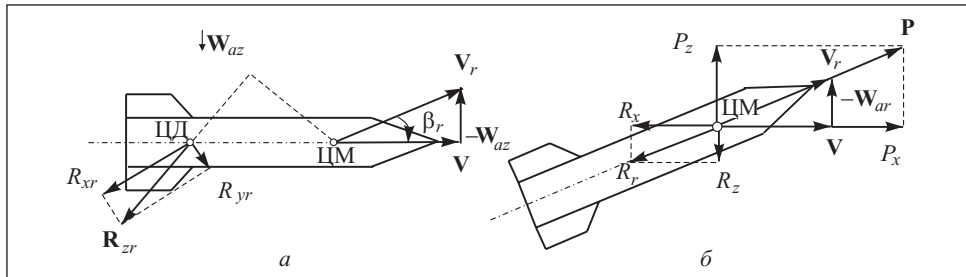


Рис. 4. Прямое влияние бокового ветра на полет ОЛА на активном участке траектории: *a* — возникновение угла скольжения β_r и боковой аэродинамической силы R_{zr} ; *б* — поворот ОЛА под влиянием стабилизирующего момента и появление боковой составляющей силы тяги $P_z \gg R_z$; ЦД — центр давления ОЛА

С помощью (9) можно учитывать влияние ветра на полет ЛА с активно-реактивным двигателем на всей траектории, а для ОЛА — на пассивном участке траектории [5].

Влияние бокового ветра на активном участке траектории на полет ОЛА. Рассмотрим так называемое прямое влияние бокового ветра на полет ОЛА (рис. 4) на активном участке траектории. При действии бокового ветра со скоростью W_{az} на ОЛА, летящий со скоростью V относительно Земли, изменяется вектор относительной скорости: $V_r = V - W_{az}$, т.е. скорости полета ЛА относительно воздуха, и появляется угол скольжения $\beta_r \approx -W_{az} / V$. Вектор относительной скорости V_r отклоняется от продольной оси ОЛА в ту сторону, откуда дует ветер (рис. 4, *a*). При появлении угла скольжения β_r изменяются величина и направление силы лобового сопротивления R_{xr} и возникает боковая аэродинамическая сила R_{zr} , направленная в сторону направления ветра.

Под действием боковой составляющей силы тяги P_z ОЛА получает боковую скорость и перемещается в направлении, противоположном направлению ветра на активном участке траектории (рис. 4, *б*). В конце активного участка траектории вектор скорости ОЛА отклоняется от плоскости пуска на некоторый угол ψ_k (рис. 5).

Используя ветровой коэффициент γ_W , определим угловое отклонение вектора скорости в конце активного участка траектории от плоскости бросания: $\Psi_k = -\gamma_W W_{az}$, где γ_W — угловое отклонение (рад/м·с) вектора скорости V_k в конце активного участка траектории от плоскости пуска, обусловленное действием постоянного бокового ветра W_{az} со скоростью 1м/с.

Боковое линейное отклонение точки падения ОЛА (рис. 6) определим так:

$$Z_{W_{az}} = z_k + \Psi_{kr} X_{II} = z_k + \frac{\Psi_k}{\cos \theta_k} X_{II},$$

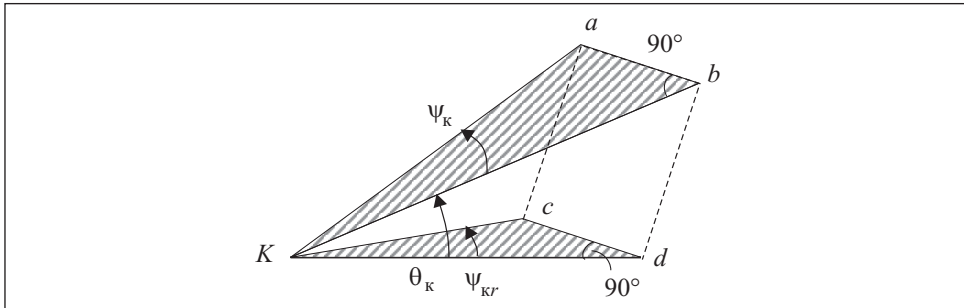


Рис. 5. Проекция угла ψ_k — в боковой наклонной плоскости на горизонтальную плоскость ψ_{kr}

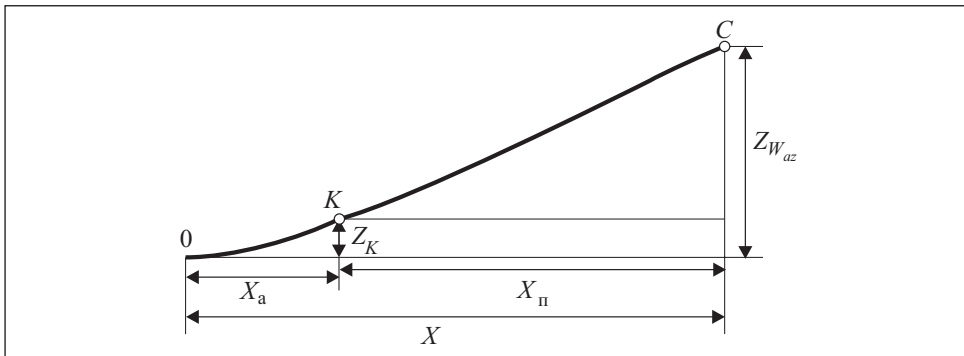


Рис. 6. Определение бокового линейного отклонения точки падения ОЛА: X — полная дальность полета; K — точка выключения двигателя; C — точка падения; X_a и $X_п$ — дальность активного и пассивного участков траектории

где z_k — боковое линейное отклонение конца активного участка траектории. Тогда выражение для бокового линейного отклонения точки падения ОЛА под действием бокового ветра на активном участке траектории со скоростью W_{az} будет иметь вид

$$z_{W_{az}} = -\frac{\gamma_W W_{az}}{\cos\theta_k} X.$$

Прямое влияние продольного ветра на полет ОЛА на активном участке траектории — схематически представлено на рис. 7. Вектор относительной скорости определяем из равенства $\mathbf{V}_r = \mathbf{V} - \mathbf{W}_{ax}$. Результаты анализа расчетов, проведенных в работе [5], свидетельствуют о том, что наибольшее влияние на дальность полета продольный ветер на активном участке траектории оказывает при изменении угла θ_k . Абсолютная величина изменения угла θ_k под действием продольного ветра на актив-

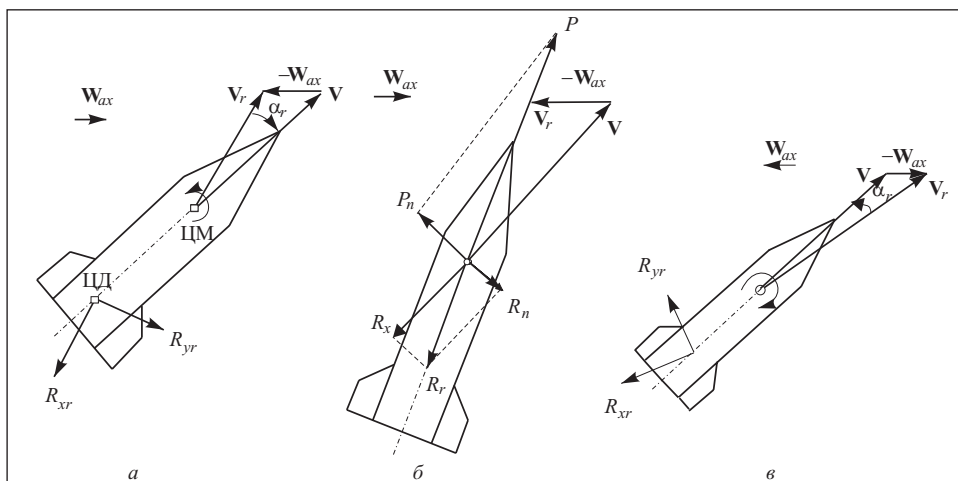


Рис. 7. Относительная скорость V_r и угол атаки α_r при продольном ветре на активном участке траектории: а — при $W_{ax} > 0$; б — нормальные составляющие P_n и R_n при $W_{ax} > 0$; в — при $W_{ax} < 0$

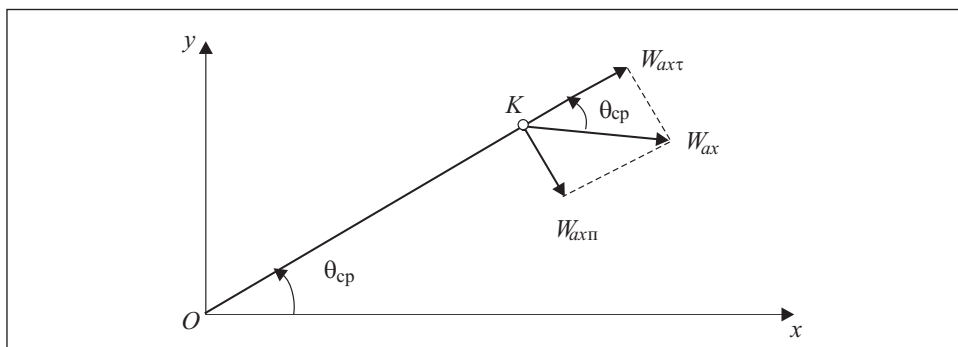


Рис. 8. Определение нормальной $W_{axп}$ и касательной $W_{axт}$ составляющих скорости продольного ветра на активном участке траектории: θ_{cp} — среднее значение угла бросания в точке включения двигателя

ном участке траектории может быть определена с помощью ветрового коэффициента прямого влияния γ_W .

Нормальная составляющая скорости продольного ветра (рис. 8) имеет вид $W_{axп} = W_{ax} \sin \theta_{cp}$. Угловое отклонение вектора скорости V_k в вертикальной плоскости или изменение угла θ_k определяется как произведение коэффициента γ_W на нормальную составляющую скорости продольного ветра на активном участке траектории:

$$\delta \theta_k = \gamma_W W_{axп} = \gamma_W W_{ax} \sin \theta_{cp},$$

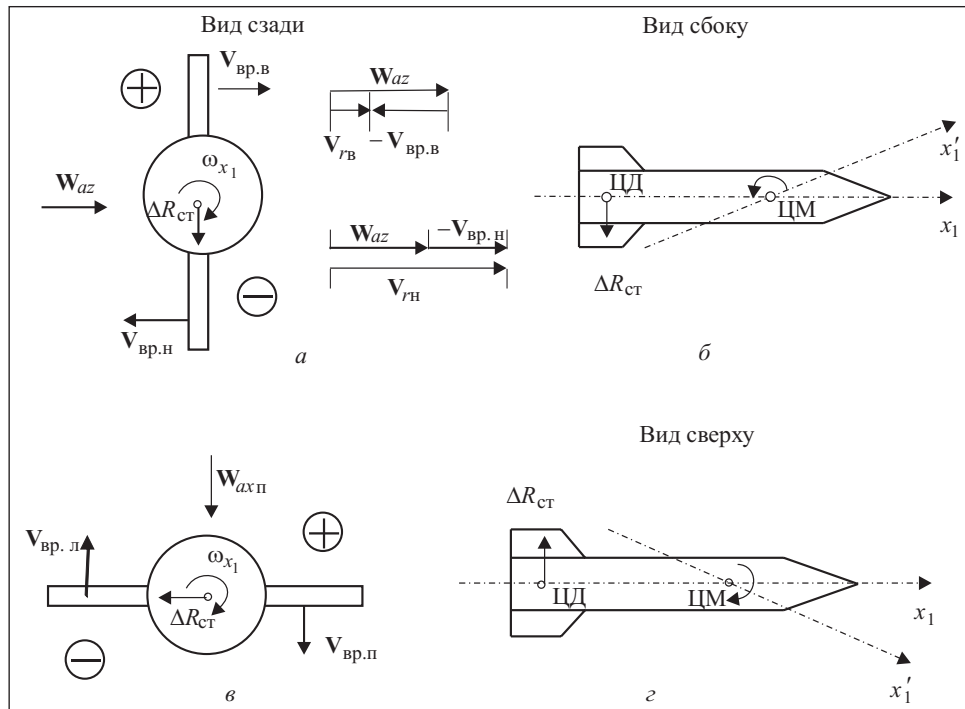


Рис. 9. Перекрестное влияние бокового W_{az} и продольного W_{ax} ветра на активном участке траектории на полет проворачивающегося ОЛА: а — относительные скорости обтекания воздухом верхнего $V_{rв}$ и нижнего $V_{rн}$ пера и добавочная сила давления на стабилизатор $\Delta R_{ст}$; б — направление поворота ОЛА в вертикальной плоскости под действием момента силы $\Delta R_{ст}$; в — (+) и (–) — области избыточного давления и разрежения и добавочная сила давления на стабилизатор $\Delta R_{ст}$; г — направление поворота ОЛА в боковой плоскости под действием момента силы $\Delta R_{ст}$; ω_{x1} — угловая скорость поворота ОЛА вокруг продольной оси; $V_{вр.в}$ и $V_{вр.н}$ — линейные скорости вращения верхнего и нижнего перьев

где $W_{ax} = W_{axт} \cos\theta_{cp}$. Зная величину изменения угла наклона касательной в конце активного участка траектории $\delta\theta_k$, методом дифференциалов [1, 2] можно определить соответствующее изменение дальности полета ОЛА. Умножив величину $\delta\theta_k$ на поправочный коэффициент $\frac{\partial X_{п}}{\partial \theta_k}$, учитывающий изменение дальности полета ОЛА вследствие изменения угла θ_k , получим

$$\delta X_{W_{ax}} = \frac{\partial X_{п}}{\partial \theta_k} \delta\theta_k = \frac{\partial X_{п}}{\partial \theta_k} \gamma_W W_{ax} \sin\theta_{cp}.$$

Перекрестное влияние ветра на полет ОЛА на активном участке траектории. Проворачивание ОЛА вокруг продольной оси обуславливает

появление наряду с прямым так называемого перекрестного или вторичного влияния ветра на активном участке траектории на полет ОЛА. Оно заключается в отклонении активного участка траектории в плоскости, перпендикулярной направлению ветра. Перекрестное влияние ветра на активном участке траектории на полет проворачивающегося ОЛА объясняется возникновением добавочных сил давления в области стабилизатора, вызывающих поворот ОЛА вокруг центра масс в плоскости, перпендикулярной вектору скорости бокового W_{az} и продольного W_{ax} ветра (рис. 9).

Перекрестное влияние ветра на активном участке траектории на полет проворачивающегося ОЛА учитывается с помощью ветрового коэффициента перекрестного влияния γ_m [5]. При учете перекрестного влияния бокового ветра на активном участке траектории отклонение угла θ_k определим по формуле $\delta\theta_{kW_{az}} = \gamma_m W_{az}$ и получим соответствующее отклонение дальности полета ОЛА под действием бокового ветра:

$$\delta X_{W_{az}} = \frac{\partial X_{п}}{\partial \theta_k} \delta\theta_{kW_{az}} = \frac{\partial X_{п}}{\partial \theta_k} \gamma_m W_{az}.$$

При учете перекрестного влияния продольного ветра на активном участке траектории определим угол ψ_k отклонения вектора скорости ОЛА V_k в конце активного участка траектории в боковой наклонной плоскости: $\psi_{kW_{ax}} = \gamma_m W_{axп} = \gamma_m W_{ax} \sin\theta_{cp}$. При этом среднее значение нормальной составляющей скорости продольного ветра на активном участке траектории будет $W_{axп} = W_{ax} \sin\theta_{cp}$. Тогда боковое линейное отклонение точки падения ОЛА под действием продольного ветра определим из выражения

$$Z_{W_{ax}} = \frac{\psi_{kW_{ax}}}{\cos\theta_k} X = \frac{\gamma_m W_{ax} \sin\theta_{cp}}{\cos\theta_k} X.$$

На основании этого зависимость (9) для ОЛА примет следующий вид [5]:

$$V_r = V \sqrt{1 - \frac{2(W_{xa} \cos(\theta + \delta\theta) \cos(\psi + \Delta\psi) + W_{za} \cos(\theta + \delta\theta) \sin(\psi + \Delta\psi))}{V} + \frac{W_a^2}{V^2}} = \\ = V \sqrt{1 - \frac{2W_{xa} (\cos\theta \cos\delta\theta - \sin\theta \sin\delta\theta) (\cos\psi \cos\Delta\psi - \sin\psi \sin\Delta\psi) -}{V} - \frac{2W_{za} (\cos\theta \cos\delta\theta - \sin\theta \sin\delta\theta) (\sin\psi \cos\Delta\psi + \cos\psi \sin\Delta\psi)}{V} + \frac{W_a^2}{V^2}}, \quad (10)$$

где $\theta \rightarrow \theta + \delta\theta$; $\psi = \psi + \Delta\psi$; $W_a^2 = W_{xa}^2 + W_{za}^2$.

Система дифференциальных уравнений движения ЛА. Используя систему уравнений (1), зависимости (4), (9), (10) и данные работ [4—6],

получаем СДУ движения неуправляемых ЛА на твердом топливе в воздушной среде:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos\theta \cos\psi; \\ \dot{y} &= V \sin\theta; \\ \dot{z} &= V \cos\theta \sin\psi; \\ \dot{V} &= a(t) - a_x \cos\gamma - g \sin\theta; \\ \dot{\theta} &= -\frac{\cos\theta g}{V_r} - \frac{a_x \cos\gamma W_{xa} \sin\theta}{V_r^2}; \\ \dot{\psi} &= \frac{a_x \cos\gamma W_{za}}{V_r^2}; \\ \dot{\pi}(y) &= -\frac{\pi(y) \dot{y}}{R[\tau(y) + \Delta\tau]}. \end{aligned} \quad (11)$$

Здесь $a(t)$ определено по (4): для оперенных ЛА

$$a_x = \frac{id^2}{q_n} 10^3 \pi(y) \frac{\tau_{ON}}{\tau_y} \frac{F_{58}(V_{r\tau}) \cos\gamma}{1 - \mu_y};$$

для ЛА, стабилизируемых вращением,

$$a_x = 0,474 \frac{id^2}{q_0 + \Delta q} \pi(y) V_{r\tau}^2 C_x(V_{r\tau});$$

$\cos\gamma = \frac{V - W_{xa} \cos\theta}{V_r}$; $\mu_y = \frac{\omega t}{g \tau_a m_n}$; для ЛА с активно-реактивным двигателем

V_r определено по (9), а для оперенных ЛА с реактивным двигателем на твердом топливе — по (10); $V_{r\tau} = V_r \sqrt{\frac{\tau_{ON}}{\tau_y + \Delta\tau}}$ — относительная скорость

полета ОЛА с учетом температуры воздуха.

В случае прямого влияния ветра:

а) при боковом ветре W_{az}

$$\Delta\psi_k = -\frac{\gamma_W W_{az}}{\cos\theta_k}; \quad \psi = \psi_k + \Delta\psi; \quad \Delta Z_{W_{az}} = \frac{Z_{W_{az}} - Z_T}{0,001 X_T} \text{ (тыс);}$$

б) при продольном ветре W_{ax}

$$\Delta\theta_{k_{W_{ax}}} = \gamma_W W_{ax} \sin\theta_{cp}; \quad \theta_{cp} = \frac{\theta_0 + \theta_k}{2}; \quad \theta = \theta_k + \Delta\theta_{k_{W_{ax}}};$$

$$\Delta\Pi_{W_{az}} = \Delta\theta_{k_{W_{ax}}} 3000/\pi \text{ (тыс).}$$

В случае перекрестного влияния ветра:

а) при боковом ветре W_{az}

$$\Delta\theta_{\kappa W_{az}} = \gamma_m W_{az}; \quad \theta = \theta_{\kappa} + \Delta\theta_{\kappa W_{az}}; \quad \Delta\Pi_{W_{az}} = \Delta\theta_{\kappa W_{az}} \cdot 3000/\pi \text{ (тыс.)}.$$

б) при продольном ветре W_{ax}

$$\Delta\Psi_{W_{ax}} = \frac{\gamma_m W_{ax} \sin\theta_{\text{ср}}}{\cos\theta_{\kappa}}; \quad \theta_{\text{ср}} = \frac{\theta_0 + \theta_{\kappa}}{2}; \quad \Psi = \Psi_{\kappa} + \Delta\Psi_{\kappa W_{ax}}; \quad \Delta Z_{W_{ax}} = \frac{Z_{W_{ax}} - Z_{\Gamma}}{0,001X_{\Gamma}} \text{ (тыс.)}.$$

$$\tau_y = (288,9 - 6,328 \cdot 10^{-3} y) \text{ при } 0 \leq y \leq 9324 \text{ м};$$

$$\tau_y = 230 - 6,328 \cdot 10^{-3} (y - 9324) + 1,172 \cdot 10^{-6} (y - 9324)^2 \text{ при } 9324 < y \leq 12000 \text{ м};$$

$$\tau_y = 221,5 \text{ при } y > 12000 \text{ м}.$$

С помощью СДУ (11), используя современную методику расчета аэродинамических коэффициентов [7], представляется возможным с высокой степенью точности и в полном объеме учитывать условия полета ЛА с различными способами стабилизации, что значительно повышает эффективность их применения.

Выводы

1. Система дифференциальных уравнений (11) движения неуправляемых ЛА на твердом топливе позволяет учитывать параметры порохового заряда с помощью коэффициента дегрессивности горения.

2. Представляется возможным с помощью СДУ (11) сформулировать законы изменения единичного импульса тяги и времени работы двигателя в зависимости от температуры реактивного заряда, что в настоящее время является актуальной задачей.

3. Для ОЛА необходимо ввести поправочные графы $\partial x / \partial I_1$ и $\partial x / \partial \tau_a$ в полные таблицы полета (полетное задание).

4. Система дифференциальных уравнений (11) позволяет учитывать влияние ветра на активном и пассивном участках траектории для ОЛА и для ЛА с активно-реактивным двигателем.

5. Система дифференциальных уравнений (11) основана на современной методике расчета аэродинамических коэффициентов [7], что существенно повышает достоверность полученных результатов.

6. С помощью предложенной СДУ можно решать следующие практические вопросы:

составлять таблицы полета (полетное задание) как для существующих так и для перспективных образцов ЛА;

выбирать оптимальные параметры работы реактивного двигателя с целью увеличения дальности полета и улучшения кучности различных видов ЛА.

The article introduces a mathematical model of movement of a flying vehicle. The model allows to analyze the influence of the operation parameters of a jet engine on the range and close grouping of shots. Attention is focused on the influence of the jet charge temperature on the unit propulsive burn and engine running time. The article deals with the methods of allowance for wind influence in active and passive path areas for flying vehicles with different stabilization means.

1. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика. — М. : «Машиностроение», 2005. — 607 с.
2. Лысенко Л. Н., Грабин В. В. и др. Баллистика ствольных систем. Справочная библиотека разработчика-исследователя. — М. : «Машиностроение», 2006. — 461 с.
3. Равдин И. Ф. Внешняя баллистика неуправляемых реактивных снарядов. — Л. : Военная артиллерийская академия, 1972. — 184 с.
4. Макеев В. И., Трофименко П. Е. Исследование влияния параметров работы реактивного двигателя на дальность и кучность стрельбы реактивных снарядов // Системы обработки информации. Вып. 6 (73). — Харьков: Харьковский университет воздушных сил, 2008. — С. 77—81.
5. Макеев В. И., Трофименко П. Е. Дослідження впливу вітру на політ некерованих оперених реактивних снарядів і реактивних снарядів, що обертаються // Військово-технічний збірник. Вип. 1. — Львів : Львівський ін-т сухопутних військ. — 2009. — С. 12—21.
6. Макеев В. И. та ін. Математична модель просторового руху літального апарату на твердому паливі в атмосфері // Вісник Сум ДУ. Вип. 2. — Суми : Сумський державний університет, 2008. — С. 5—12.
7. Монченко Н. М. Инженерный расчетный метод определения аэродинамических характеристик снарядов ствольной артиллерии. Научный сборник. — М. : НИИ-3, 1982. — 34 с.

Поступила 21.06.11;
после доработки 26.09.11

МАКЕЕВ Василий Ильич, канд. техн. наук, доцент кафедры военной подготовки Сумского госуниверситета. В 1975 г. окончил Военную артиллерийскую академию (г. Ленинград). Область научных исследований — баллистическая подготовка пусков ракет и артиллерии.

ЛЯПА Николай Николаевич, канд. техн. наук, начальник кафедры военной подготовки Сумского госуниверситета, который окончил в 1997 г. Область научных исследований — системы и процессы управления.

ЛАТИН Сергей Петрович, канд. воен. наук, доцент кафедры военной подготовки Сумского госуниверситета. В 1997 г. окончил Академию вооруженных сил Украины (г. Киев). Область научных исследований — боевое применение соединений, частей и подразделений в операции (бою).

ТРОФИМЕНКО Павел Евгеньевич, канд. воен. наук, профессор, профессор кафедры военной подготовки Сумского госуниверситета. В 1975 г. окончил Военную артиллерийскую академию (г. Ленинград). Область научных исследований — боевое применение соединений, частей и подразделений в операции (бою).