

УДК 517.9:629.7.015.3/7

В.И. Макеев¹, С.П. Латин¹, А.П. Мешков¹, Р.В. Сергиенко²¹Сумской государственной университет, Сумы²Академия Сухопутных войск им. гетмана П. Сагайдачного, Львов

СПОСОБЫ УЧЁТА ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ РЕАКТИВНОГО ЗАРЯДА НА ПОЛЁТ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В статье проводится исследование влияния температуры реактивного заряда на единичный импульс тяги и время работы реактивного двигателя. Рассматривается порядок определения поправок в дальность с учётом изменения температуры реактивного заряда. Предлагается математическая модель движения летательных аппаратов на твёрдом топливе, позволяющая учитывать влияние температуры реактивного заряда на изменение единичного импульса тяги и времени работы двигателя.

Ключевые слова: реактивный двигатель, дальность полёта, температура реактивного заряда, единичный импульс тяги, коэффициент дегрессивности горения, время работы двигателя.

Введение

Постановка проблемы. На сегодняшний день при изучении полёта летательных аппаратов (ЛА) важной задачей является исследование влияния параметров работы реактивного двигателя на дальность, выбор оптимальных параметров работы реактивных двигателей на твердом топливе, а также определение поправок в дальность на изменение температуры реактивного заряда. Кроме того, важной практической задачей является учёт влияния температуры реактивного заряда на единичный импульс тяги и время работы двигателя [1, 2].

Целью статьи является исследование влияния температуры реактивного заряда на параметры работы реактивного двигателя, а также способов учёта влияния температуры реактивного заряда на дальность полёта.

Основная часть

При изучении полёта реактивных снарядов (РС), активно-реактивных снарядов (АРС) и активно-реактивных мин (АРМ), важными являются исследования влияния параметров работы реактивного двигателя на дальность полёта, а также определение поправок в дальность на изменение температуры реактивного заряда.

Как известно, любые РС (АРС, АРМ) отличаются от артиллерийских снарядов тем, что кроме обычных сил и моментов, к ним приложены реактивные силы и моменты, создаваемые движением реактивной струи, а у РС и АРМ, кроме того, и моменты, создаваемые оперением [1, 2].

Следуя традициям классической баллистики, при составлении уравнений будем пользоваться баллистической моделью движения. В отличие от обычно принятого раздельного составления уравнений для вращающихся и оперенных снарядов предлагается составлять одновременно уравнения для

тех и других снарядов, учитывая лишь разницу в знаке опрокидывающего и стабилизирующего моментов.

Сила тяги может быть определена по зависимости:

$$P = \mu \cdot u + (p_a - p_0) F_a \quad (1)$$

где μ – секундный расход газов через сопло; p_a – среднее давление газов в выходном сечении; p_0 – атмосферное давление; F_a – площадь выходного сечения; u – среднее по сечению значение скорости истечения газов.

Рассмотрим частный случай учёта силы тяги, наиболее часто встречающийся при решении уравнений движения РС (АРС, АРМ) [3].

В этом случае диаграмма реактивной силы имеет прямоугольную форму, т.е. $P = \text{const}$. Это допущение справедливо при $\frac{\omega}{\varphi_H} > 0,3$, тогда

$$\frac{d\bar{m}}{dt} = -\mu = -\frac{P}{u_e} = \text{const}$$

и, следовательно, масса ЛА является линейной функцией от времени:

$$m_{(t)} = \mu t, \quad (2)$$

где $\mu = \frac{\omega}{g\tau_a}$ – относительный расход топлива; ω – вес реактивного заряда; τ_a – время работы реактивного двигателя; m – начальная масса ЛА; t – время полёта ЛА; g – ускорение силы тяжести.

Тогда

$$P = \mu \cdot u_e = \frac{\omega}{g\tau_a} \cdot u_e,$$

где u_e – эффективная скорость истечения газов.

Изменение температуры порохового заряда приводит к изменению скорости горения пороха и, следовательно, к изменению времени работы двигателя и единичного импульса порохового заряда.

В ряде случаев при изучении влияния работы двигателя на полёт ЛА, определении числовых характеристик закона распределения скорости, угла наклона вектора скорости в точке выключения двигателя влияние других параметров работы реактивного двигателя на дальность полёта, при указанных выше допущениях, учесть невозможно. Кроме того, величина единичного импульса I_1 зависит от таких факторов, как свойства пороха, условия горения реактивного заряда в камере и конфигурации сопла. Так, например, единичный импульс тяги I_1 и время работы двигателя в значительной степени зависят от температуры реактивного заряда, неучёт этого влияния приводит к ошибкам 0,3 – 0,5% в дальности, а этим как показали исследования пренебрегать нельзя [3]. Поэтому учёт этих параметров должен быть обязательным при расчёте поправок на отклонения условий стрельбы от табличных.

На величину I_1 оказывает влияние начальная температура реактивного заряда, так как с изменением начальной температуры реактивного заряда изменяется скорость горения топлива, а также его начальное теплосодержание.

Основной особенностью ракетного двигателя, имеющего сопло с постоянной площадью критического сечения, является сильная зависимость давления в камере от начальной температуры реактивного заряда. Влияние начальной температуры заряда на давление в камере, а также на тяговые характеристики двигателя объясняется тем, что с изменением начальной температуры заряда изменяется скорость горения топлива. Изменения скорости горения топлива обуславливает изменение секундного поступления (прихода) газов, следовательно, равенство прихода газов их расходу через сопло будет иметь место при повышенном или пониженном давлении в камере. Изменение давления в камере, по сравнению с рассчитанным при нормальной температуре заряда ($t_3=+15^\circ\text{C}$), в свою очередь также скажется на скорости горения топлива, что вызовет дополнительное изменение давления в ту же сторону (рис. 1).

Время работы двигателя зависит от параметров двигателя и от физико-химических характеристик порохового заряда, определяющих скорость его горения. Увеличение времени τ_a , работы двигателя приводит к уменьшению скорости ЛА v_K в конце активного участка траектории, как это следует из формулы (3), второй и третий члены правой части которой, отражающие влияние силы сопротивления воздуха и силы тяжести и пропорциональные τ_a , отрицательны (τ_a входит в коэффициенты b и v). Физически это объясняется тем, что при постоянном единичном импульсе или запасе энергии порохового заряда увеличение времени работы двигателя вследствие, например, более медленного горения порохового заряда приводит к более длительному дейст-

вию силы лобового сопротивления воздуха и силы тяжести, тормозящих движение ЛА на активном участке траектории.

Вследствие этого скорость ЛА в конце активного участка траектории уменьшается, что приводит к уменьшению дальности полёта.

$$v_K = u_e \ln \left(1 + \frac{\omega}{q_H} \right) - \alpha \Phi_1(u_c, \mu_K) - \beta \mu_K. \quad (3)$$

При более медленном горении порохового заряда уменьшается интенсивность процесса образования пороховых газов, вследствие чего давление в камере сгорания уменьшается, что приводит к уменьшению текущих значений силы тяги и, следовательно, к уменьшению текущих значений скорости ЛА. По этой причине уменьшаются значения координат и угла наклона касательной как в текущих точках, так и в конце активного участка траектории, что вызывает уменьшение дальности полёта при углах бросания θ_K меньших угла наибольшей дальности.

Баллистический коэффициент c_K в конце активного участка траектории от времени работы двигателя τ_d не зависит [2].

Итак, увеличение времени работы двигателя τ_a приводит к уменьшению дальности полёта ЛА при углах бросания θ_K , меньших угла наибольшей дальности вследствие уменьшения как скорости v_K , так и координат x_K и u_K и угла θ_K в конце активного участка траектории.

При углах бросания, больших угла наибольшей дальности, уменьшение угла θ_K с увеличением времени работы двигателя может оказать преобладающее влияние на дальность, так что дальность полёта увеличится.

Кроме того, при незначительном уменьшении скорости v_K увеличение времени работы двигателя может привести к значительному увеличению координат x_K и u_K , в результате чего дальность полёта ЛА увеличится.

Следовательно, увеличение времени работы двигателя τ_d при малых и средних дальностях полёта (углах бросания, меньших угла наибольшей дальности) приводит к уменьшению дальности полёта ЛА, а при больших дальностях полёта (углах бросания, больших угла наибольшей дальности) может привести к увеличению дальности полёта ЛА.

С увеличением температуры заряда $T_{зр}$ площадь индикаторной диаграммы $P(t)$ (рис. 1), характеризующая полный импульс силы тяги увеличивается, несмотря на уменьшение времени работы двигателя. Следовательно, при неизменном весе порохового заряда (p) с увеличением его температуры увеличивается единичный импульс силы тяги (порохового заряда) и уменьшается время работы двигателя.

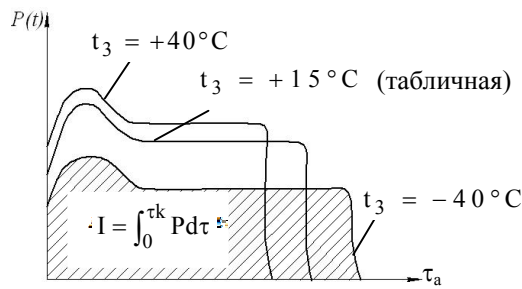


Рис. 1. Изменения тяги двигателя и времени его работы в зависимости от начальной температуры заряда

При небольшом диапазоне изменения температуры реактивного заряда пользуются приближёнными линейными зависимостями единичного импульса I_1 и времени работы двигателя τ_a от температуры реактивного заряда $T_{зр}$:

$$\begin{cases} I_1 = I_{1N} + k_1 (T_{зр} - 15^\circ\text{C}) \\ \tau_a = \tau_{aN} - k_2 (T_{зр} - 15^\circ\text{C}) \end{cases} \quad (4)$$

где I_{1N} и τ_{aN} – нормальное (табличное) значение единичного импульса силы тяги и времени работы двигателя для нормальной (табличной) температуры заряда $T_{зр} = 15^\circ\text{C}$; k_1 и k_2 размерные коэффициенты, определяемые опытным путём: $[k_1] = \text{кг}\cdot\text{с}/\text{кг}\cdot\text{град}$; $[k_2] = \text{с}/\text{град}$ [2].

При больших диапазонах изменения температуры заряда зависимости единичного импульса силы тяги и времени работы двигателя от температуры заряда имеют нелинейный характер и их аппроксимируют по опытным данным более сложными выражениями [3].

Учитывая влияние изменения единичного импульса силы тяги и времени работы двигателя на дальность полёта ЛА, можно заключить, что с увеличением температуры порохового заряда дальность полёта ЛА увеличивается, а с уменьшением – уменьшается.

При больших отклонениях баллистических параметров и особенно температуры реактивного заряда и времени работы двигателя изменения элементов траектории и, в частности, полной дальности полёта ЛА зависят нелинейно от изменения баллистических условий полёта и должны определяться методом разностей с помощью системы дифференциальных уравнений движения ЛА [3].

Исходя из вышеизложенного для исследования влияния параметров работы реактивного двигателя (времени включения реактивного двигателя – $t_{н}$, времени работы двигателя – τ_a и др.) на полёт ЛА в системе дифференциальных уравнений предлагается следующее выражение для определения силы тяги [3]:

$$P(t) = i_p \cdot P_{эТ} - F_a \cdot \Pi(y) \cdot P_o, \quad (5)$$

где

$$P_{эТ} = \dot{\omega}_{эТ} \cdot I_1;$$

$$\dot{\omega}_{эТ} = \frac{\omega}{\tau_a};$$

i_p – коэффициент расхода топлива (дегрессивности горения); P_o – атмосферное давление, $\text{кг}/\text{м}^2$; F_a – площадь выходного сечения сопла; $\dot{\omega}_{эТ}$ – эталонный расход топлива; τ_a – время работы двигателя, $\Pi(y)$ – функция характеризующая давления атмосферы с высотой.

Коэффициент расхода может быть определён соотношением:

$$i_p = \frac{\dot{\omega}}{\dot{\omega}_{эТ}}. \quad (6)$$

Расход топлива в этом случае определяется зависимостью:

$$\dot{\omega} = \dot{\omega}_{эТ} \left[i_p - \frac{2(i_p - 1)}{\tau_a} (t - t_{н}) \right]. \quad (7)$$

Следует отметить, что определение расхода топлива по зависимости (6) будет точно только при относительно небольших изменениях коэффициента расхода

Форма уравнения (6) предлагается, исходя из анализа диаграммы давлений в камере при стендовых испытаниях реактивных двигателей. При изучении и анализе диаграммы стендовых испытаний АРМ 3Ф2 получены следующие величины коэффициента расхода i_p [2]:

при температуре заряда „–“ 40°C :

$$i_p = 1,20 \div 1,24;$$

при температуре заряда „+“ 50°C :

$$i_p = 1,12 \div 1,13.$$

Зависимость коэффициента деградации горения i_p от температуры реактивного заряда $T_{зр}$ приведена в табл. 1 [3].

Таблица 1

Зависимость коэффициента деградации горения i_p от температуры реактивного заряда $T_{зр}$

$T_{зр}$	-40	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	+5	+10	+15	+20	+25	+30	+35	+40	+45	+50
i_p	1,22	1,21	1,20	1,19	1,19	1,18	1,18	1,17	1,17	1,16	1,161	1,15	1,15	1,14	1,14	1,13	1,129	1,125

Величина изменения времени работы двигателя (ϕ_a) и единичного импульса силы тяги (I_1) зависит от чувствительности зарядов к изменению температуры реактивного заряда ($T_{зр}$) и определяется значениями производных $\frac{\partial I_1}{\partial T_{зр}}, \frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}}$.

Зависимость единичного импульса и времени работы двигателя от температуры реактивного заряда приведены на рис. 2. [3]

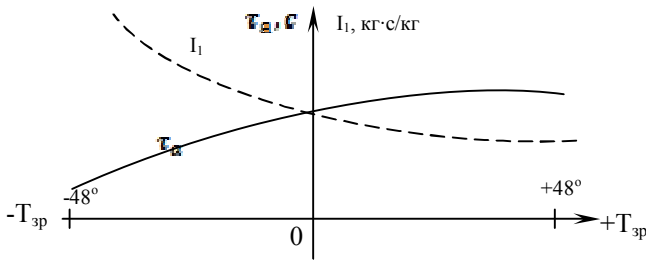


Рис. 2. Зависимость единичного импульса силы тяги I_1 и времени работы двигателя ϕ_a , от температуры реактивного заряда $T_{зр}$

С учётом вышеизложенного выражение для силы тяги будет иметь вид:

$$P(t) = \dot{\omega} \left(I_{1N} + \frac{\partial I_1}{\partial T_{зр}} \cdot \Delta T_{зр} \right) - 13,6 \cdot F_a \cdot \Pi(y) \cdot h_0, \quad (8)$$

где h_0 – атмосферное давление, мм. рт. ст.

Выражение для реактивного ускорения можно определить по формуле:

$$a(t) = \frac{P(t)}{m(t)} = \frac{P(t)g}{q(t)}, \quad (9)$$

где
$$q(t) = q_n - \frac{\omega(t-t_n)}{\tau_{aN} + \frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}} \cdot \Delta T_{зр}};$$

$$\Delta T_{зр} = T_{зр} - 15^\circ\text{C} -$$

отклонение температуры реактивного заряда от табличного значения;

I_{1N} – значение единичного импульса тяги при табличном значении температуры реактивного заряда $T_{зр} = 15^\circ\text{C}$;

τ_{aN} – значение времени работы двигателя при табличном значении температуры реактивного заряда $T_{зр} = 15^\circ\text{C}$.

С учётом (7), (8) выражение для $a(t)$ окончательно примет вид:

$$a(t) = \frac{\left[\dot{\omega} \left(I_{1N} + \frac{\partial I_1}{\partial T_{зр}} \Delta T_{зр} \right) - F_a \cdot \pi(y) \cdot h_0 \cdot 13,6 \right] g}{q_n - \frac{\omega(t-t_n)}{\tau_{aN} + \frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}} \Delta T_{зр}}}, \quad (10)$$

где

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

Неучёт влияния температуры реактивного заряда на единичный импульс тяги и время работы двигателя приводит к ошибкам подготовки установки для (пуска) стрельбы 0,3 – 0,5% дальности [3].

В связи с этим предлагается два способа учёта влияния температуры реактивного заряда на дальность:

1-й способ – расчёт поправочных коэффициентов на изменение единичного импульса тяги $\frac{\partial I_1}{\partial T_{зр}}$ и

времени работы реактивного двигателя $\frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}}$ от

температуры реактивного заряда;

2-й способ – через расчёт поправочных граф Таблиц стрельб, поправки в дальность на изменение

температуры реактивного заряда, $\Delta X = \frac{\partial \tau_a}{\partial T_{зр}}$.

Причём, как показали проведённые исследования, поправочная графа $\Delta X_{T_{зр}}$ должна быть рассчитана отдельно для положительных и отрицательных температур реактивного заряда [3].

С учётом вышеизложенного система дифференциальных уравнений движения центра масс РС, АРС, АРМ может быть представлена в следующем виде:

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

где $a(t)$ – определяется по зависимости (10):

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

$$\cos \gamma = \frac{V - W_{xa} \cdot \cos \theta}{V_r};$$

$$\mu_y = \frac{\omega \cdot t}{g \cdot \tau_a m_n} -$$

относительная часть порохового заряда сгоревшего к моменту времени t ;

$$m_H = \frac{Q_H}{g} - \text{начальная масса ЛА};$$

i – коэффициент формы ЛА;

d – калибр ЛА;

$p(y)$ – изменение давления атмосферы с высотой;

$F_{58}(V_{тф})$ – функция сопротивления воздуха, определяется опытным путём (закон сопротивления 58г);

$\tau_{ON} = 288,9^\circ\text{K}$ – табличное наземное значение виртуальной температуры воздуха;

τ_y – изменение виртуальной температуры с изменением высоты [1];

$R = 29,27$ – газовая постоянная 1 кг сухого воздуха.

Система дифференциальных уравнений движения центра масс летательных аппаратов на твёрдом топливе (11) позволяет учитывать параметры реактивного двигателя через коэффициент регрессивности горения i_p , конструктивные параметры сопла через площадь выходного сечения сопла F_a , температуру реактивного заряда и др.

С помощью системы дифференциальных уравнений (11) представляется возможность получить законы изменения единичного импульса тяги

$$I_1 = f_1(T_{зр})$$

и времени работы двигателя

$$\tau_a = f_2(T_{зр})$$

от температуры реактивного заряда $T_{зр}$, что на данный момент является актуальной задачей.

Выводы

1. В статье приведены зависимости учитывающие влияние температуры реактивного заряда на единичный импульс тяги и время работы реактивного двигателя. Предложена математическая модель движения летательных аппаратов на твёрдом топливе, позволяющая учитывать влияние температуры реактивного заряда на изменение единичного импульса тяги и времени работы двигателя.

2. С помощью системы дифференциальных уравнений движения центра масс реактивных снарядов (АРС, АРМ) можно решать практические вопросы составления таблиц стрельбы, а также выбирать оптимальные параметры реактивного двигателя: время включения и время работы двигателя с целью увеличения дальности полёта как существующих так и перспективных образцов ЛА.

Список литературы

1. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко, С.С. Богодистов. – М.: Машиностроение, 1991. – 640 с.
2. Гантмахер Ф.Р. Теория полёта неуправляемых ракет / Ф.Р. Гантмахер, Л.М. Левин. – М.: Издательство физико-математической литературы, 1959. – 356 с.
3. Макеев В.И. Исследование параметров работы реактивного двигателя на дальность и кучность / В.И. Макеев // Системы обработки информации. – 2008. – № 6 (73). – С. 49-51.

Поступила в редколлегию 21.02.2013

Рецензент: к.т.н., доц. Н.Н. Ляпа, Сумской государственной университет, Сумы.

СПОСОБИ ВРАХУВАННЯ ВПЛИВУ ТЕМПЕРАТУРИ РЕАКТИВНОГО ЗАРЯДУ НА ПОЛІТ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

В.І. Макеев, С.П. Латін, О.П. Мешков, Р.В. Сергієнко

У статті проводиться дослідження впливу температури реактивного заряду на одиничний імпульс тяги і час роботи реактивного двигуна. Розглядається порядок визначення поправок у дальність з урахуванням зміни температури реактивного заряду. Пропонується математична модель руху літальних апаратів на твердому паливі, що дозволяє враховувати вплив температури реактивного заряду на зміну одиничного імпульсу тяги і час роботи двигуна.

Ключові слова: реактивний двигун, дальність польоту, температура реактивного заряду, одиничний імпульс тяги, коефіцієнт регресивності горіння, час роботи двигуна.

WAYS OF CONSIDERING THE INFLUENCE OF JET CHARGE TEMPERATURE ON THE AIRCRAFTS' FLY

V.I. Makeyev, S.P. Latin, A.P. Mieshkov, R.V. Sergienko

The article deals with the study of the influence of jet charge temperature on the unite impulse of traction and operation time of the jet engine. Here we examine the sequence of the distance correction taking into account the temperature changes of the jet charge. The mathematical model of the solid-fuel aircrafts movement is suggested, that allows to take in account the jet charge temperature influence on the unite impulse and engine operation time changes.

Keywords: jet engine, flight range, jet charge temperature, unite impulse of traction, burning degression factor, engine operation time.