

Разработка алгоритма наведения запускаемого объекта на подвижную мишень

© И.М. Илюхин, Н.М. Костылёв

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Предложен алгоритм работы и функциональная схема системы наведения запускаемого объекта на перемещающуюся мишень на базе цифрового вычислителя и оптико-электронных приборов. Алгоритм учитывает действие на запускаемый объект силы сопротивления воздушной среды. На основе предложенного алгоритма разработана программа цифрового вычислителя, позволяющая осуществить наведение объекта на перемещающуюся мишень. Приведены блок-схема разработанной программы и оценка погрешности системы наведения.

Ключевые слова: система наведения, объект управления, линия визирования, угол упреждения, угол наведения, визирная система, опорная метка, оптический локатор, цифровой вычислитель, погрешности наведения.

Точное выведение объекта управления в требуемую точку пространства или его наведение на перемещающуюся мишень является часто встречающейся задачей в различных областях науки и техники. Возможны два основных метода ее решения:

- наводящийся объект оснащается маршевым двигателем и собственной системой управления, которая позволяет требуемым образом корректировать траекторию его сближения с мишенью, т. е. реализуется метод самонаведения объекта;

- объект наведения сначала выводится носителем его пусковой установки в требуемую точку пространства, запуск из которой обеспечивает ему последующую встречу с мишенью без какой-либо коррекции траектории движения, т. е. реализуется метод предварительного наведения объекта путем соответствующего управления системой запуска объекта управления.

Второй метод не требует размещения на объекте наведения дорогостоящего оборудования, как правило, одноразового использования, а поэтому часто применяется для наведения по требуемой траектории достаточно простых и малогабаритных объектов управления. Ниже приведен процесс реализации такого метода наведения.

В общем случае, для того чтобы траектория запускаемого объекта проходила через мишень, необходимо к моменту запуска определенным образом развернуть систему запуска относительно линии визирования, непрерывно направляемой на мишень. Угол φ разворота

системы запуска относительно линии визирования называется углом наведения, с его помощью учитываются:

- 1) понижение траектории движения запускаемого объекта в вертикальной плоскости под действием силы его тяжести — угол α ;
- 2) перемещение мишени за время полета запускаемого объекта — угол упреждения ψ , который строится в плоскости, содержащей векторы скорости мишени $v_{ц}$ и запускаемого объекта v_c ;
- 3) наличие линейного параллакса между линией визирования и продольной осью системы запуска — параллактическая поправка ψ_p ;
- 4) скольжение запускаемого объекта β_c , возникающее при несовпадении векторов скорости запускаемого объекта и системы запуска.

Совокупность устройств, обеспечивающих расчет составляющих угла наведения системы запуска и ее разворот на угол φ относительно линии визирования мишени, называется системой наведения. Она включает в себя визирное устройство, вычислитель составляющих угла наведения, датчики необходимой информации и исполнительные органы. Последние по команде вычислителя осуществляют разворот либо линии визирования относительно продольной оси системы запуска, либо системы запуска относительно линии визирования, которая непрерывно удерживается оператором в направлении мишени (в первом случае за счет соответствующего разворота системы запуска).

Системы наведения прошли несколько этапов своего совершенствования, начиная с простейших сеточных систем, позволяющих оператору интуитивно развернуть систему запуска на угол упреждения, и кончая оптико-электронными системами, включающими оптический визир-дальномер и гироманитный или электромеханический построитель составляющих угла наведения системы запуска [1–3].

В настоящей работе предлагается алгоритм решения задачи наведения при запуске объекта из неподвижно закрепленной системы запуска, который реализуется на базе современных аппаратных средств: цифрового вычислителя и оптико-электронных приборов для измерения и отображения необходимой информации на экране индикатора.

Схема наведения, отображающая процесс «сближения» системы запуска с мишенью (целью Ц) и положение канала системы запуска относительно линии визирования в момент запуска, представлена на рис. 1. Оператор, обнаружив и опознав мишень в точке O , наводит на нее оптический локатор, который в процессе последующего непрерывного слежения измеряет текущую дальность l до мишени (цели) и ее относительную угловую скорость ω_0 . Поскольку локатор измеряет эти параметры дискретно через известный достаточно малый интер-

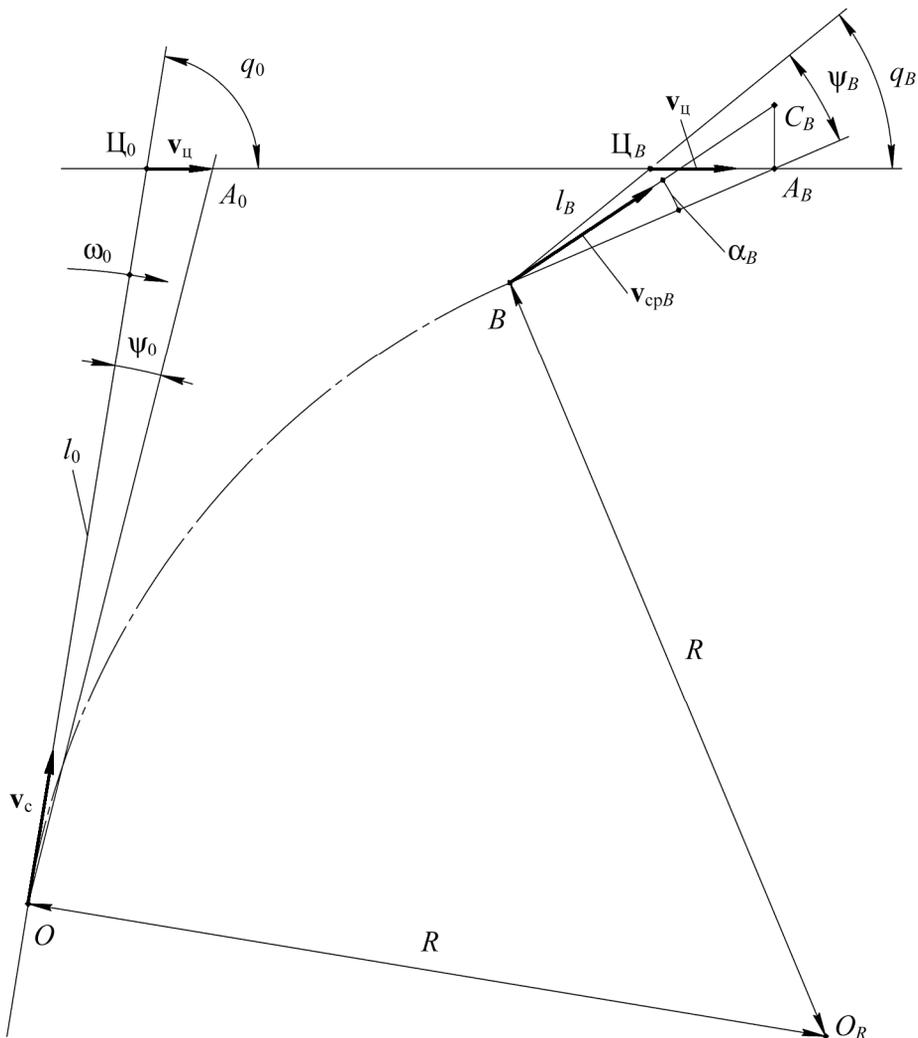


Рис. 1. Траектория сближения объекта управления с движущейся мишенью (Ц — цель)

вал времени Δt , цифровой вычислитель на основе введенной в него исходной информации в момент, когда продольная ось системы запуска еще направлена на мишень (точка O), сначала рассчитывает значение ее скорости и начального курсового угла соответственно

$$v_{ц} = [(\omega_0 l_0)^2 + (v_c - \Delta l_0 / \Delta t)^2]^{1/2}; \quad q_0 = \arcsin(\omega_0 l_0 / v_{ц}),$$

где Δl_0 — разность двух последовательных измерений дальности.

Затем с учетом действия на снаряд силы сопротивления воздушной среды программа вычисляет текущие значения составляющих угла наведения системы запуска (углы упреждения ψ_B и наведения α_B), а также курсовой угол мишени q_B . В результате вырабаты-

ваются команды на соответствующее смещение опорной метки M на экране индикатора. Экран расположен в фокальной плоскости объектива коллиматорного визира, поэтому оператор видит изображение метки в бесконечности. Это позволяет ему так воздействовать на систему управления (СУ) системы запуска, чтобы изображение опорной метки M было постоянно совмещено с мишенью (целью Ψ_B). При таком режиме управления продольная ось X_C в момент запуска (точка B траектории сближения) будет направлена в точку наведения C_B , тем самым обеспечивая «встречу» запускаемого объекта с мишенью в точке A_B . Полагая, что мишень не маневрирует, т. е. $v_{ц} = \text{const}$, а система наведения сближается с ней по дуге окружности радиусом

$$R = l_0 / \text{tg}(q_0/2),$$

из анализа рис. 1 можно получить соотношение

$$\frac{v_{ц}}{v_c} = \frac{\sin q_0 - \text{tg}(q_0/2) \cos q_0 - \sin(q_B - \Psi_B) + l_B \cos q_B / R}{q_0 - q_B + \Psi_B},$$

с помощью которого можно успешно выполнить наведение с перегрузкой

$$n = v_c^2 / (R g),$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ — ускорение силы тяжести.

Обобщенная функциональная схема подобной системы наведения представлена на рис. 2 и включает в себя: коллиматорную визирную систему (КВС), оптический локатор (ОЛ), цифровой вычислитель (ЦВ), автоматические датчики высоты (D_B) и скорости (D_C), лазерный визир (ЛВ), полупрозрачный отражатель, жидкокристаллический экран (ЖКЭ), объектив (ОБ). Значение известных параметров запускаемого объекта управления (C_0, v_0, S_c, m_c) оператор вводит в вычислитель перед началом наведения.

Расчет составляющих угла наведения цифровой вычислитель может реализовать, например, в следующей последовательности. Согласно схеме наведения, в каждый момент времени угол упреждения может быть рассчитан из упредительного треугольника (например, для момента начала из треугольника $O\Psi_0 A_0$) (см. рис. 1):

$$\sin \Psi_0 = v_{ц} \sin q_0 / v(l_0)_{cp} = \omega_0 l_0 / [v(l_0)_{cp} - v_c]. \quad (1)$$

Здесь значения ω_0, l_0 и v_c непрерывно измеряются оптическим локатором и датчиком скорости, а средняя скорость запускаемого объекта $v(l)_{cp}$ с учетом действия на него силы сопротивления воздушной среды и текущий курсовой угол q мишени рассчитываются методом последовательных приближений.

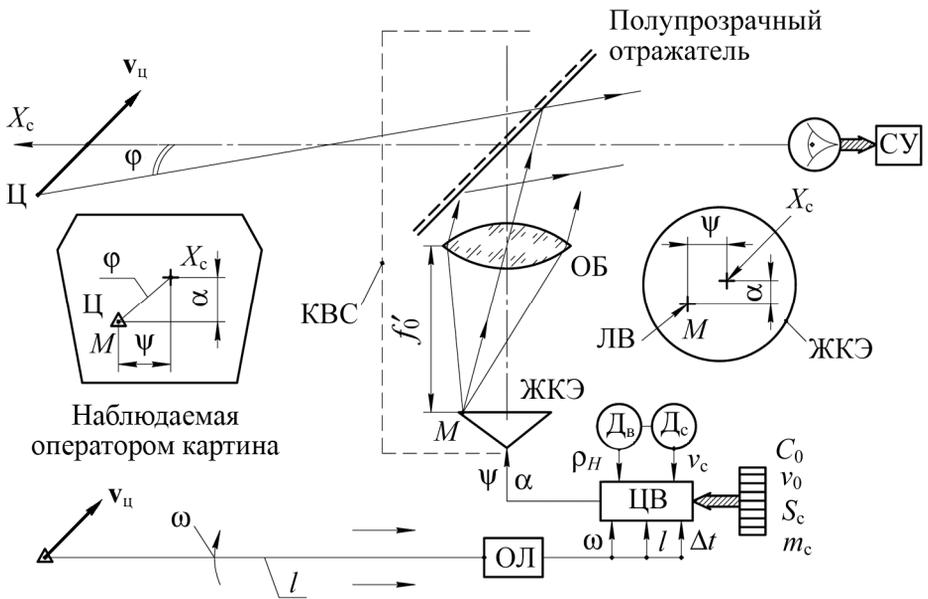


Рис. 2. Функциональная схема системы наведения

Сила сопротивления воздушной среды в соответствии с законами аэродинамики в каждый момент времени t_i имеет вид

$$F_i = C_0 \rho_H S_c v(t_i)_c^2 / 2, \quad (2)$$

где C_0 — безразмерный коэффициент, экспериментально определяемый для каждого типа запускаемого объекта; ρ_H — плотность воздуха на текущей высоте, измеряемой датчиком высоты, $\text{кг}/\text{м}^3$; S_c — известная площадь наибольшего поперечного сечения запускаемого объекта, м^2 ; $v(t_i)_c$ — текущая непрерывно замедляющаяся скорость движения объекта, $\text{м}/\text{с}$. Тогда, согласно второму закону Ньютона,

$$v(t_i)_c = (v_0 + v_c) - F_i t_i / m_c, \quad (3)$$

где v_0 — известная собственная скорость запускаемого объекта в момент запуска; m_c — его масса, кг .

После подстановки в уравнение (3) значения F_i можно получить квадратное относительно $v(t_i)_c$ уравнение, которое имеет единственное решение

$$v(t_i)_c = \frac{[1 - 2C_0 \rho_H S_c (v_0 + v_c) t_i / m_c]^{1/2} - 1}{C_0 \rho_H S_c t_i / m_c}. \quad (4)$$

Для каждой измеренной дальности l_i до мишени, полагая сначала, что $v(l_i)_{cp} = v_0 + v_c$, рассчитывается «ожидаемое» время полета запускаемого объекта до мишени $t_0 = l_i / (v_0 + v_c)$, а затем, согласно со-

отношению (4), несколько значений $v(t_i)_c$, например для моментов времени $v(t_i = t_0/2)_c$ и $v(t_i = t_0)_c$. В результате получаем первое значение средней скорости запускаемого объекта:

$$v(l_i)_{cp} = [(v_0 + v_c) + v(t_0/2) + v(t_0)_c]/3.$$

Число разбиений временного интервала t_0 при расчете $v(l_i)_{cp}$ может быть увеличено с учетом быстродействия используемого вычислителя и частоты обновления измеряемых локатором значений текущей дальности до мишени.

Имея первое значение $v(l_i)_{cp}$, согласно выражению (1), можно рассчитать первое значение угла упреждения и курсового угла мишени соответственно:

$$\sin \psi_1 = \frac{\omega_i l_i}{v(l_i)_{cp} - v_c}; \quad \sin q_1 = \frac{\omega_i l_i v(l_i)_{cp}}{v_{ц} [v(l_i)_{cp} - v_c]}.$$

Это позволяет определить сначала первое текущее значение упрежденной дальности (реальной дальности полета запускаемого объекта)

$$l_Y = l_i \sin q_1 / \sin (q_1 - \psi_1),$$

а затем и время полета запускаемого объекта на этой дальности

$$t_Y = l_Y / v(l_i)_{cp}.$$

Для полученного значения t_Y разбиением его на интервалы по отношению (4) вновь рассчитываются три значения $v(t_i)_c$, а по ним — уточненное значение $v(l_i)_{cp}$. Это позволяет по предложенному алгоритму уточнить ранее полученные значения ψ , q , l_Y , t_Y , повторяя цикл уточнения, например до тех пор, пока $v(l_{Y1})_{cp} - v(l_{Y2})_{cp} \leq 1$ м/с.

Скорость большинства запускаемых объектов не превышает $v_0 \geq 1200$ м/с, следовательно, погрешность выполнения расчета и построения основных составляющих угла наведения системы запуска предлагаемым алгоритмом не будет превышать 0,1 %. Поэтому погрешность наведения будет определяться лишь упрежденной дальностью l_B до мишени в момент запуска, а также конечной разрешающей способностью оператора ψ_c на этапе совмещения им опорной метки с мишенью. Так, при наиболее ожидаемых значениях $l_B = 1000$ м, $\delta_p = 1$ мрад и $\psi_c = 1$ мрад погрешность наведения будет не более $\pm 1,5$ м.



Рис. 3. Алгоритм работы цифрового вычислителя

После окончательного расчета текущих значений t_Y и l_Y определяется значение угла наведения

$$\alpha = g t_Y^2 / (2l_Y).$$

Предложенная последовательность расчета текущих значений углов ψ_i и α_i повторяется для каждого нового измерения параметров

$\omega_i, l_i, v_c, v_{ц}$ вплоть до момента запуска, когда текущая дальность до мишени, по мнению оператора, будет оптимальной. Для контроля этого момента числовые значения текущей дальности до мишени отображаются на экране индикатора оптического визира.

Алгоритм работы цифрового вычислителя и всей системы наведения представлен на рис. 3. Программа реализована на языке C++ и может быть использована на большинстве современных микроконтроллеров. Следует отметить, что данный подход позволяет обеспечить минимальную вычислительную сложность расчетов, а следовательно, снизить требования к вычислительным устройствам.

Предложенный алгоритм работы и состав аппаратных средств оптико-электронной системы наведения позволяют почти в автоматическом режиме реализовать процесс наведения на мишень. Алгоритм учитывает влияние силы сопротивления воздушной среды и обеспечивает получение значения ожидаемой погрешности наведения не более $\pm 1,5$ м, так как линейный параллакс системы запуска может быть скомпенсирован при ее установке, а скольжение запускаемого объекта при правильном управлении отсутствует.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Романов Д.И. *Оружие воздушного боя*. Москва, Воениздат, 2005, 247 с.
- [2] Лазарев Л.П. *Оптико-электронные приборы наведения*. Москва, Машиностроение, 1989, 567 с.
- [3] Кулагин С.В. *Оптико-механические приборы*. Москва, Машиностроение, 1975, 400 с.

Статья поступила в редакцию 03.07.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Илюхин И.М., Костылёв Н.М. Разработка алгоритма наведения запускаемого объекта на подвижную мишень. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 9. URL: <http://engjournal.ru/catalog/pribor/optica/919.html>

Илюхин Игорь Михайлович родился в 1937 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1961 г. Канд. техн. наук, профессор кафедры «Лазерные и оптико-электронные системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 50 научных работ в области проектирования и производства оптико-электронных приборов систем управления.

Костылёв Никита Михайлович родился в 1987 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2010 г. Аспирант кафедры «Лазерные и оптико-электронные системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специализируется в области проектирования оптико-электронных приборов наблюдения. e-mail: kostylevnm@gmail.com