

УДК 629.734.7.018.7

П.И. ИВАНОВ

НИИ аэроупругих систем, АРК Крым, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СТРАТЕГИИ БЛИЖНЕГО НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ ПЛАНИРУЮЩЕЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ НА ЦЕЛЬ ПРИ ПОПУТНОМ ВЕТРЕ

В работе предложен один из вариантов оптимальной стратегии ближнего наведения управляемой планирующей парашютной системы (УППС) на цель.

управляемая планирующая парашютная система, оптимальная стратегия ближнего наведения

Введение

Проблема выбора оптимальных стратегий наведения УППС на цель связана с важной практической задачей обеспечения посадки на площадки ограниченных размеров. Последние результаты и материалы, в которых начато решение данной задачи и на которые в данной статье делаются ссылки, изложены в работах [1 – 2].

Нерешенная на сегодняшний день часть общей проблемы, которой посвящена настоящая статья, связана с построением моделей ближнего наведения, анализом их результатов, поиском методов оптимизации, что позволит в перспективе продвинуться в решении задач наведения и повысить надежность доставки грузов к цели.

1. Формулирование проблемы

Целью настоящей работы является исследование возможности вывода системы груз-УППС в плоскость глиссады предпосадочного планирования к цели с траектории планирующего спуска, лежащей в плоскости параллельной линии ветра.

2. Решение проблемы

Полет системы груз-УППС в плоскости параллельной линии ветра (при попутном ветре) минимизирует время доставки груза в район цели, что обес-

печивает достаточный запас высоты и гарантирует возможность маневра в районе цели для точного выхода на цель. В ряде задач ближнего наведения управляемой планирующей парашютной системы (УППС) на цель ставится условие минимизации управляющих воздействий при выходе на глиссаду предпосадочного планирования (ГПП). Под ГПП понимается отрезок наклонной прямой, заканчивающийся в точке O – центре цели и расположенной в плоскости вектора ветра \vec{W} .

На ГПП система груз-парашют может, двигаясь против ветра без управляющих воздействий (за исключением динамического подрыва непосредственно у Земли обеими стропами управления (СУ)), попасть непосредственно в цель. Таким образом, основной задачей на этапе ближнего наведения является вывод системы груз-парашют на ГПП при минимально возможных управляющих воздействиях.

Покажем вначале, что выход по касательной к линии ГПП из режима полета в плоскости ветра с попутным ветром только одним управляющим воздействием (отклонением одной стропы управления) невозможен.

Требуемый радиус разворота r_p для выхода на ГПП как функцию от скорости ветра W в районе цели можно рассчитать из условия совпадения касательных к траектории винтовой линии, сносимой ветром, и к линии ГПП в точке выхода на ГПП. Тангенс угла наклона касательной к траектории винто-

вой линии, сносимой ветром, можно определить по формуле

$$\frac{V_{yp}}{V_{\Pi}} = \frac{V_{yp}}{\sqrt{V_p^2 + W^2 + 2V_p W \cos(\phi - \xi)}},$$

где V_{Π} – путевая скорость; V_{yp} – вертикальная составляющая скорости в режиме установившегося вращения; V_p – горизонтальная составляющая скорости в режиме установившегося вращения; $(\phi - \xi)$ – угол между линией ветра и вектором скорости V_p .

В начальный момент времени, когда система движется в плоскости ветра, угол $(\phi - \xi) = 0$.

В момент выхода на линию ГПП система развернется на угол π и $\cos(\phi - \xi) = -1$, следовательно, тангенс угла наклона касательной к траектории винтовой линии, смещенной ветром, равен

$$\frac{V_{yp}}{V_p - W}.$$

Тангенс угла наклона касательной к линии ГПП равен

$$\frac{V_y}{V_z - W}.$$

Сравнивая между собой два последних равенства, видим, что первое из них заведомо больше второго, так как числитель первого равенства всегда больше числителя второго, а знаменатель первого всегда меньше знаменателя второго (при условии, что $V_z > W$). Здесь V_z – горизонтальная составляющая скорости установившегося полета системы груз-парашют.

Отсюда сразу же следует, что при условии начала разворота из режима движения параллельно линии ветра вдоль ветра, касательные в точке выхода на ГПП не могут совпадать, так как если предположить, что они совпадают, то получим абсурдное равенство – большее равно меньшему, чего не может быть.

Отсюда следует вывод.

Если в начальный момент времени система движется параллельно линии ветра OW , то разворот в сторону ГПП на угол π не обеспечивает выход на ГПП по касательной, так как тангенс угла наклона касательной к траектории системы в точке $\phi = \pi$ всегда больше тангенса угла наклона ГПП при данной скорости ветра.

Если же приравнять выражения

$$\frac{V_{yp}}{\sqrt{V_p^2 + W^2 + 2V_p W \cos(\phi - \xi)}} = \frac{V_y}{V_z - W},$$

то отсюда можно определить угол поворота $(\phi - \xi)$, при котором обеспечивается равенство касательных

$$\cos(\phi - \xi) = \frac{V_{yp}^2 (V_z - W)^2 - V_y^2 (V_p^2 + W^2)}{2V_p W V_y^2}.$$

Получим уравнение линии полета и построим алгоритм метода выхода в плоскость ГПП над ГПП из режима полета параллельно линии ветра.

Если удалось выйти в плоскость, параллельную линии ветра (параллельную плоскости ГПП), то необходимо определить в системе GPS координаты точки M_{Π} ($x_{\Pi}, y_{\Pi}, z_{\Pi}$) относительно цели O (т.е. радиус-вектор \vec{r}_{Π}). Необходимо отметить, что радиус-вектор \vec{r}_{omn} относительных (относительно цели O) координат положения системы в пространстве определяется как разность векторов абсолютных расстояний относительно спутника GPS-положения системы \vec{r}_c и цели \vec{r}_0 :

$$\vec{r}_{omn} = \vec{r}_c - \vec{r}_0.$$

Уравнение траектории полета ППС в векторной форме имеет вид

$$(\vec{r} - \vec{r}_{\Pi}) \times \vec{V}_{\Pi} = 0,$$

где \vec{r} – радиус-вектор точки на ГПП; \vec{r}_{Π} – радиус-вектор точки M_{Π} ; $\vec{V}_{\Pi} = V_{\Pi x}i - V_y j + V_{\Pi z}k$ – путевая скорость системы груз-ППС.

Симметрическое уравнение прямой примет вид

$$\frac{x - x_{\Pi}}{V_{\Pi x}} = \frac{y - y_{\Pi}}{-V_y} = \frac{z - z_{\Pi}}{V_{\Pi z}} = t.$$

Значит, параметрические уравнения прямой примут следующий вид:

$$\begin{aligned}x &= x_{II} + V_{IIx}t; \\y &= y_{II} - V_{IIy}t; \\z &= z_{II} + V_{IIz}t.\end{aligned}$$

Здесь параметр t играет роль времени движения системы по прямой – траектории полета системы.

Если система движется в плоскости ветра, то:

$$V_{II} = V_2 + W; \quad V_{IIx} = V_{II} \cos \xi; \quad V_{IIz} = V_{II} \sin \xi,$$

где ξ – угол ветра, который отсчитывается от оси Ox по часовой стрелке.

Отсюда параметрические уравнения прямой – траектории движения системы в плоскости ветра:

$$\begin{aligned}x &= x_{II} + (V_2 + W) \cos \xi \cdot t; \\y &= y_{II} - V_{IIy}t; \\z &= z_{II} + (V_2 + W) \sin \xi \cdot t.\end{aligned}$$

Задаваясь временем движения t в любой момент получим координаты точки системы груз-ППС на ее траектории. С определенной точки этой траектории, отклонением СУ на величину $\delta l(r_p)$ и развороте на 180° , можно перейти в плоскость ГПП непосредственно над ГПП. Здесь r_p – радиус разворота.

Алгоритм метода выхода в плоскость ГПП из режима полета параллельно плоскости ГПП для бортового компьютера системы груз-ППС состоит в следующем.

1. Определяется угол ветра ξ в районе цели и выполняется вывод системы груз-ППС в плоскость, параллельную вектору скорости \vec{W} .

2. По GPS определяются координаты произвольной точки $M_{II}(x_{II}, y_{II}, z_{II})$ положения системы на траектории. Отсчет от точки M_{II} будет теперь соответствовать моменту времени $t = 0$.

3. Организуется цикл по времени t для расчета момента начала управления для перехода на ГПП.

В данном цикле:

А. Опускается перпендикуляр из точки M_{II} на плоскость линии ветра OW и вычисляются координаты точки пересечения: x_E, y_E, z_E :

$$\begin{aligned}x_E &= (z_{II} \sin \xi + x_{II} \cos \xi) \cos \xi; \\z_E &= (z_{II} \sin \xi + x_{II} \cos \xi) \sin \xi; \\y_E &= y_{II}.\end{aligned}$$

Б. Определяются длина перпендикуляра и радиус разворота r_p системы для выхода в плоскость ГПП

$$r_p = \frac{(x_{II} \sin \xi - z_{II} \cos \xi)}{2}.$$

В. Определяется скорость разворота $V_p = k_1 V_2$ и угловая скорость установившегося режима вращения $\omega = \frac{V_p}{r_p}$, где $k_1 = 0,6 - 1$ – эмпирический коэффициент.

Г. Определяется вертикальная составляющая V_{yp} скорости снижения в режиме установившегося вращения в развороте

$$V_{yp} \approx V \sqrt{\frac{g^2 + V_p^2}{\omega^2 + V_p^2}} \cdot \left(1 + K^2 \left(1 - \frac{k_1^2 g}{\omega \sqrt{g^2 + V_p^2}} \right) \right),$$

где K – аэродинамическое качество системы; g – ускорение свободного падения; V – скорость полета системы воздушная.

Д. Определяются координаты точки B – выхода системы в плоскость ГПП: x_B, y_B, z_B :

$$\begin{aligned}x_B &= x_E + \frac{\pi W \cos \xi}{\omega}; \\z_B &= z_E + \frac{\pi W \sin \xi}{\omega}; \\y_B &= y_E - V_{yp} \frac{\pi}{\omega}.\end{aligned}$$

Е. Вычисляется высота y_1 точки линии ГПП с координатами x_B, z_B :

$$y_1 = \frac{x_B V_y}{V_x^{\Gamma III} - W_x} \quad \text{или} \quad y_1 = \frac{z_B V_y}{V_z^{\Gamma III} - W_z},$$

где $V_x^{\Gamma III} = V_2 \cos \xi$; $V_z^{\Gamma III} = V_2 \sin \xi$.

Ж. Определяется положение системы груз-парашют относительно цели. Для этого необходимо выполнить следующие проверки и операции.

1. Если угол ветра $0 < \xi < \pi$, то:

если $x > x_1$ (где $x_1 = z_1 \frac{W_x}{W_z} = z_1 \text{ctg} \xi$, причем

$z = z_1$), то цель находится справа и нужно отклонять правую СУ на величину $\delta l(r_p)$;

если $x < x_1$, то цель находится слева и нужно отклонять левую СУ на величину $\delta l(r_p)$.

2. Если угол ветра $\pi < \xi < 2\pi$, то:

если $x > x_1$ (где $x_1 = z_1 \frac{W_x}{W_z} = z_1 \text{ctg} \xi$, причем

$z = z_1$), то цель находится слева и нужно отклонять левую СУ на величину $\delta l(r_p)$;

если $x < x_1$, то цель находится справа и нужно отклонять правую СУ на величину $\delta l(r_p)$.

3. Если угол ветра $\xi = 0$, или $\xi = 2\pi$ то: если $z < 0$, то цель справа; если $z > 0$, то цель слева.

4. Если угол ветра $\xi = \pi$, то: если $z > 0$, то цель справа; если $z < 0$, то цель слева.

3. Сравниваются значения высот y_1 и y_B .

Если $y_B > y_1 + L_p$, где L_p размах крыла ППС, то необходимо продолжать полет до момента, пока не начнет выполняться равенство $y_B \leq y_1 + L_p$. Параметр цикла – время t , принимает следующее значение, и все пункты, начиная с третьего, повторяются.

Если $y_B \leq y_1 + L_p$, то необходимо отклонить соответствующую СУ (определенную в пункте ж) на величину $\delta l(r_p)$, вычисляемую по формуле

$$\delta l = \sqrt{\frac{U+1}{U-1}} - 1,$$

где $U = \frac{\omega^2 L_p^2 + 12V^2}{6\omega L_p V}$ и $\omega = \frac{V_p}{r_p}$.

По истечении времени $t = \frac{\pi r_p}{V_p}$ необходимо от-

пустить затянутую стропу управления.

В этот момент система груз-парашют окажется вблизи глассады предпосадочного планирования и будет двигаться параллельно ей.

Заключение

1. Показано, что если система движется в плоскости, параллельной ветру, то разворот на угол π для выхода в плоскость ГПП не может обеспечить выход по касательной к линии глассады предпосадочного планирования.

2. Предложен один из возможных алгоритмов программы ближнего наведения для бортового компьютера системы груз-парашют на цель, при котором система выходит в окрестность линии ГПП.

Перспективы дальнейших исследований состоят в расширении возможного перечня моделей для исследования и оптимизации стратегий ближнего наведения системы груз-УППС на цель.

Литература

1. Гимадиева Т.З. К вопросу оптимального управления планирующей парашютной системой // Динамические системы – Симферополь: СГУ, 1998. – № 14. – С. 71 – 77.

2. Иванов П.И. Выбор оптимальных стратегий наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – №2 (10). – С. 49 – 53.

Поступила в редакцию 1.10.2004

Рецензент: канд. физ.-мат.наук, доцент Г.С. Абрамов, Херсонский государственный технический университет, Херсон.