

УДК 629.734.7.018.7

**П.И. ИВАНОВ**

*НИИ аэроупругих систем, АР Крым, Украина*

## **ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ СТРАТЕГИЙ НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ ПЛАНИРУЮЩЕЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ НА ЦЕЛЬ**

Проанализированы варианты оптимальных стратегий наведения управляемой планирующей парашютной системы (УППС) на цель по критериям вероятности попадания в цель и степени рассеивания относительно цели.

**управляемая планирующая парашютная система, оптимальная стратегия наведения**

### **Введение**

Проблема выбора оптимальных стратегий наведения УППС на цель по критериям максимально возможной вероятности попадания в цель и минимально возможного рассеивания точек приземления при случайном распределении ветра является одной из актуальных проблем и связана с важной практической задачей обеспечения посадки на площадки ограниченных размеров в труднодоступных районах местности. 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 статистических испытаний, анализом их результатов, поиском методов оптимизации, что позволит в перспективе продвигаться в решении задач наведения и существенно повысить надежность доставки грузов к цели.

### **1. Формулирование проблемы**

Целью настоящей работы является исследование характера изменения статистической оценки вероятности приведения УППС к цели, оценки степени рассеивания точек приземления системы (при случайном ветре) от ее аэродинамического качества для выбранных стратегий управления.

### **2. Решение проблемы**

Существует ряд критериев оптимальности при выборе стратегии дальнего наведения УППС с грузом на цель:

- минимально возможное удаление от цели (линии кратчайшего пути – ЛКП);
- минимально возможное время полета в окрестность цели (максимизация скорости полета за счет оптимального использования ветра по высотам).

Минимизация отклонения от ЛКП при достаточно большом модуле скорости позволит минимизировать удаление от цели в случае посадки с недолетом до цели, а максимизация скорости – минимизировать время полета к цели и обеспечить запас высоты, позволяющий решить проблему маневра и успешного выхода на глиссаду предпосадочного планирования.

Рассмотрим первую стратегию, минимизирующую удаление от ЛКП при наведении УППС с грузом на цель, что в конечном итоге позволит минимизировать удаление от цели.

Основная идея управления здесь состоит в том, чтобы по возможности совместить вектор путевой скорости системы  $\bar{V}$  с проекцией на горизонтальную плоскость линии кратчайшего пути при данных метеоусловиях (скорости  $W$  и направления  $\psi$  ветра) на данной высоте полета  $H$  (рис. 1).

Если же это не удастся сделать, то необходимо выбрать такую стратегию, при которой отклонение вектора скорости  $\vec{V}$  от проекции ЛКП было бы минимально возможным при сохранении максимально возможного значения модуля скорости  $\vec{V}$  (рис. 2).

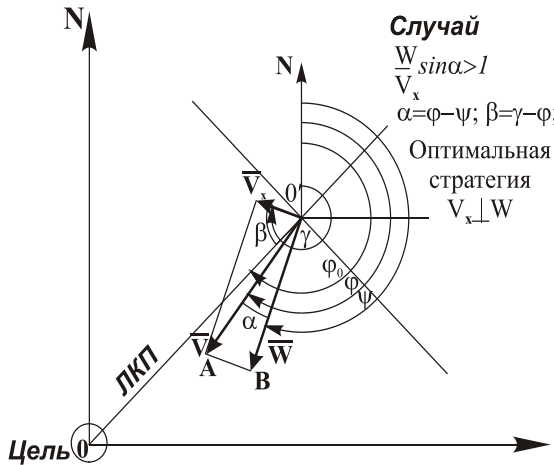


Рис. 1. Схема наведения при благоприятном ветре

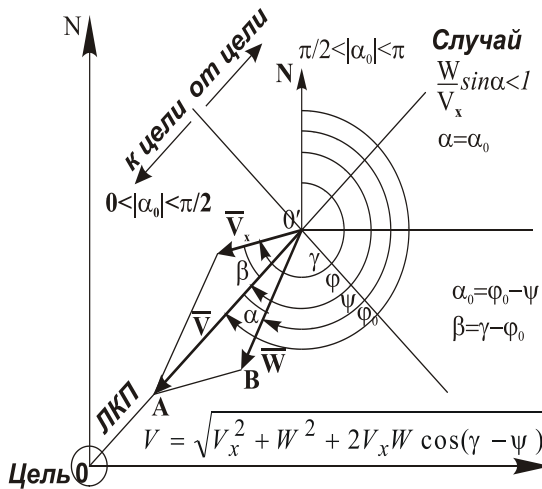


Рис. 2. Схема наведения при невозможности совмещения вектора путевой скорости с ЛКП

Управление системой «груз – УППС» осуществляется бортовой системой автоматики поворотом продольной плоскости системы, в которой лежит горизонтальная проекция  $\vec{V}_x$  вектора воздушной скорости системы, на угол  $\gamma$ , отсчитываемый от направления на север по часовой стрелке.

Направление ЛКП –  $\varphi_0$ , направление вектора путевой скорости системы  $\vec{V}$  –  $\varphi$  (см. рис. 1, 2).

Случай, когда удастся совместить вектор путевой скорости системы  $\vec{V}$  с проекцией на горизонтальную плоскость линии кратчайшего пути (ЛКП) при данных метеоусловиях, к сожалению, реализуется для достаточно узкого диапазона скоростей и направлений ветра. Из треугольника  $AO'B$  следует:

$$\frac{V_x}{\sin \alpha} = \frac{W}{\sin \beta} = \frac{V}{\sin(\alpha + \beta)}, \quad (1)$$

где обозначения для углов следующие:  $\alpha = \gamma - \varphi_0$ ,  $\beta = \varphi_0 - \psi$ . В данном случае  $\varphi = \varphi_0$ .

Из (1) следует, что

$$\sin \beta = \frac{W}{V_x} \sin \alpha \leq 1. \quad (2)$$

Таким образом, совмещение вектора  $\vec{V}$  с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость возможно до тех пор, пока остается справедливым неравенство (2).

Граничная линия, разделяющая зоны возможного и невозможного совмещений вектора  $\vec{V}$  с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость, определяется уравнением

$$\frac{W}{V_x} = \frac{1}{\sin \alpha}, \quad (3)$$

график которой представлен на рис. 3.



Рис. 3. Граница раздела зон

Практический интерес представляют только ветви в интервале от  $-\pi$  до  $\pi$ ; именно в этом интервале относительно ЛКП может изменяться вектор скорости ветра  $\bar{W}$ .

Если  $\bar{W}$  лежит в интервале от  $-\pi/2$  до  $+\pi/2$  относительно ЛКП, то система будет двигаться по направлению к цели; если же в интервалах от  $-\pi/2$  до  $-\pi$  и от  $+\pi/2$  до  $\pi$ , то система будет двигаться от цели.

Рассмотрим интервал от  $-\pi/2$  до  $+\pi/2$  относительно ЛКП.

Для точек, лежащих ниже кривой (3), где выполняется неравенство (2), удастся реализовать управление  $\gamma$ , при котором возможно совмещение вектора  $\bar{V}$  с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость, минимизирующее отклонение от цели и в ряде случаев – время полета к цели.

Для точек, лежащих выше кривой (3), где не выполняется неравенство (2), не удастся реализовать управление  $\gamma$ , при котором возможно совмещение вектора  $\bar{V}$  с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость. В этом случае должна быть выбрана стратегия управления  $\gamma$  такая, чтобы получить как можно меньшее отклонение  $h$  от ЛКП при максимально возможной скорости системы  $\bar{V}$ .

В интервале от  $-\pi/2$  до  $+\pi/2$  относительно ЛКП, когда не удастся совместить вектор  $\bar{V}$  с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость, но система будет двигаться по направлению к окрестности цели, можно выбрать стратегию  $V_x \perp W$  (см. рис. 2).

В данном случае  $\alpha = \gamma - \varphi$ ,  $\beta = \varphi - \psi$ , и здесь уже  $\varphi \neq \varphi_0$ .

Из геометрического анализа следует, что в этом случае отклонение от ЛКП будет минимально возможным. Так, например, из рис. 2 видно, что при заданном положении вектора  $\bar{W}$  минимальное уда-

ление от цели обеспечивает стратегия  $\bar{V}_x \perp \bar{W}$  при условии, что вектор  $\bar{V}_x$  ориентирован в сторону ЛКП.

В случае, когда вектор скорости ветра ориентирован от цели ( $\bar{W}$  лежит в интервале от  $-\pi/2$  до  $+\pi/2$  относительно ЛКП), должна быть выбрана стратегия  $\gamma = \varphi_0$ , т.е. вектор воздушной скорости системы  $\bar{V}_x$  должен быть ориентирован по ЛКП к цели. И в этом случае из геометрического анализа векторов следует, что отклонение от ЛКП должно быть минимально возможным.

В общем случае в качестве критерия оптимальности управления в первой стратегии принимается гипотеза о том, что из всех возможных управлений  $\gamma$  оптимальным будет считаться такое, при котором удаление от цели  $l$  после посадки системы «груз – УППС» будет минимальным.

Наряду с первой стратегией, минимизирующей на каждом шаге величину отклонения от цели, существует и другая стратегия, которая состоит в минимизации времени полета к цели, т.е. выборе максимально возможной скорости полета к цели, в надежде на то, что запас высоты и благоприятные метеоусловия в районе цели позволят достичь ее.

Эта стратегия, в частности, реализуется при постоянной ориентации вектора  $\bar{V}_x$  на цель.

Можно также комбинировать тактику: при малых отклонениях от ЛКП вектора  $\bar{W}$  полностью совмещать вектор  $\bar{V}_x$  с вектором  $\bar{W}$ , что минимизирует время полета к цели, а значит, максимизирует запас высоты в окрестности цели, а при больших отклонениях выполнять ориентацию вектора  $\bar{V}_x$  на цель. Вопрос здесь заключается в том, при каком значении угла отклонения вектора  $\bar{W}$  от ЛКП нужно менять тактику.

В процессе статистического моделирования наведения УППС на цель рассматривались три основные стратегии.

1. Стратегия минимального отклонения от ЛКП, когда при выполнении условия (2) вектор путевой скорости совмещался с ЛКП, а при невыполнении его выбиралась тактика  $\bar{V}_x \perp \bar{W}$  так, чтобы минимизировать угол отклонения от ЛКП.

В случае, когда вектор скорости ветра ориентирован от цели ( $\bar{W}$  лежит в интервале от  $-\pi/2$  до  $+\pi/2$  относительно ЛКП), выбиралась стратегия  $\gamma = \varphi_0$ , т.е. вектор воздушной скорости системы  $\bar{V}_x$  ориентировался по ЛКП к цели.

2. Стратегия максимального режима путевой скорости, при которой если угол направления вектора скорости ветра  $\bar{W}$  от ЛКП не превышал  $\pm 15^\circ$ , то вектор  $\bar{V}_x$  ориентировался по вектору  $\bar{W}$ , с тем чтобы максимизировать модуль вектора путевой скорости и минимизировать время полета в район цели.

Во всех остальных случаях выбиралась тактика, когда вектор воздушной скорости системы  $\bar{V}_x$  ориентировался по ЛКП к цели.

3. Стратегия, при которой для всех случаев положения вектора  $\bar{W}$  по высотам вектор воздушной скорости системы  $\bar{V}_x$  ориентировался по ЛКП к цели. Отметим практическое преимущество последней стратегии по сравнению с двумя предыдущими – она не требует информации о ветре для бортового компьютера системы «груз – УППС».

Каждая из экспериментальных точек, представленных на приведенных ниже графиках, есть результат осреднения 2500 статистических испытаний (по методу Монте-Карло) управляемых полетов моделей УППС к цели с различной величиной аэродинамического качества при равномерных законах распределения случайных величин скорости ( $W = 0 \dots 20$  м/с) и направления ветра ( $\psi = 0 \dots 360^\circ$ ) по высотам  $H$  от 0 до 1500 м с интервалом их изменения  $\Delta H = 100$  м.

На рис. 4 представлены результаты статистических испытаний по определению точки максимума вероятности приведения в цель в зависимости от угла отклонения  $\xi = (\varphi_0 - \psi)$  вектора ветра от ЛКП. Показано, что при значении угла  $\xi = 15^\circ$  вероятность достижения цели достигает своего максимума.

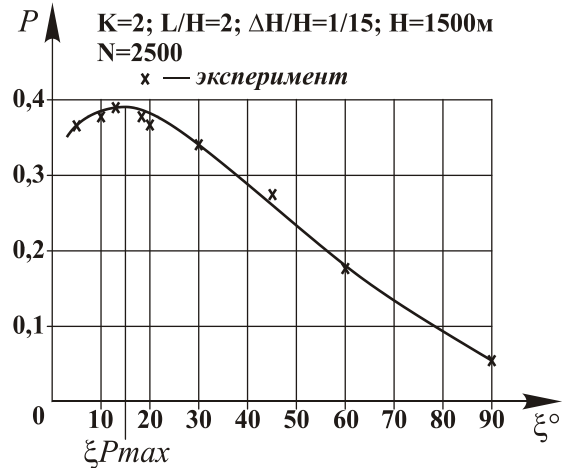


Рис. 4. К определению точки максимума вероятности приведения системы в цель в зависимости от угла отклонения вектора ветра от ЛКП

На рис. 5 представлены результаты статистических испытаний по определению статистических оценок вероятностей попадания в цель системы «груз – УППС» для стратегий 1 и 3.

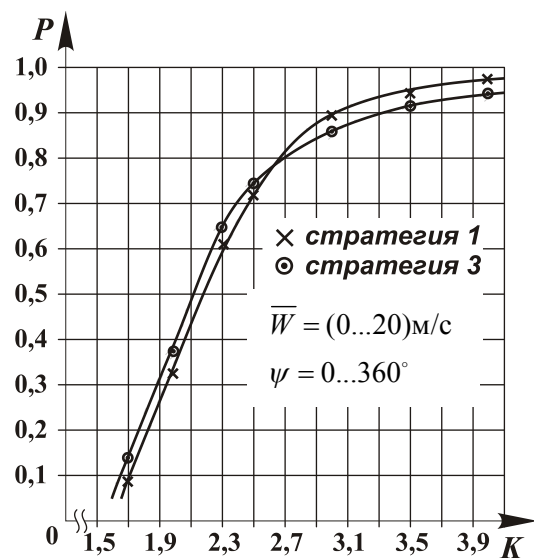


Рис. 5. Статистические оценки вероятностей попадания системы «груз – УППС» в цель в зависимости от аэродинамического качества системы

Как показали статистические испытания, вероятность попадания в цель при реализации стратегии 3 примерно на 5% выше, чем при реализации стратегии 1 при изменении аэродинамического качества в интервале  $K = 2,7 \dots 3$ .

Далее реализуется примерно 5%-е превосходство стратегии 1 над стратегией 3.

Для стратегии 2 точки статистической оценки вероятностей укладываются внутри 5%-го интервала между стратегиями 1 и 3.

Среднеквадратическое отклонение  $\sigma$  точек посадки относительно цели при рассмотренном отношении «дальность – высота» точки сбрасывания УППС от цели  $L/H = 2$  убывает для любой стратегии с увеличением аэродинамического качества от 1,7 до 2,7...3, где и находится точка минимума величины  $\sigma$  для всех трех стратегий, а далее снова начинает возрастать (рис. 6).

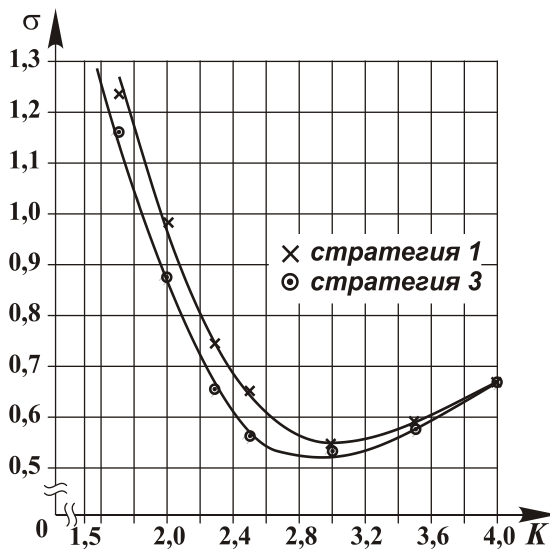


Рис. 6. Зависимость СКО точек посадки относительно цели от аэродинамического качества системы

Таким образом, можно сделать вывод о том, что существует оптимальная величина аэродинамического качества  $K = 2,7 \dots 3$  при заданном отношении  $L/H = 2$ , при котором величина  $\sigma$  достигает своего минимального значения. Хотя ранее существовало мнение, что чем больше величина аэродинами-

ческого качества, тем меньше должна быть величина  $\sigma$ .

Следует отметить некоторое превосходство стратегии 1 над стратегией 3 по величине рассеивания  $\sigma$  вплоть до величины  $K = 3,5$ .

Отметим, что точки  $\sigma$  стратегии 2 ложатся в интервал между точками стратегий 1 и 3.

## Заключение

1. Обнаружено существование точки минимума величины среднеквадратического отклонения места посадки от цели в зависимости от аэродинамического качества системы, что позволяет заранее определиться с выбором оптимальной величины аэродинамического качества системы для достижения заданной цели.

2. Установлен характер изменения статистической оценки вероятности приведения УППС к цели от аэродинамического качества системы для выбранных стратегий управления и наведения.

Перспективы дальнейших исследований состоят в расширении возможного перечня моделей для статистических испытаний по выбранным критериям оптимальности, поиск новых критериев, а также расширение диапазона высот функционирования УППС с учетом влияния характеристик и параметров стандартной атмосферы.

## Литература

1. Гимадиева Т.З. К вопросу оптимального управления планирующей парашютной системой // Сб. Динамические системы. – Симф.: СГУ. – 1998. – № 14. – С. 71 – 77.
2. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов. – Феодосия: Гранд-С, 2001. – 256 с.

Поступила в редакцию 17.02.04

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