

© 2012 г. А.Д. БАРАБАНОВ, канд. воен. наук,
А.А. МАКАРЕНКО, канд. техн. наук, доцент,
Л.С.ТУРНЕЦКИЙ, канд. техн. наук, доцент, с.н.с.,
(РФ, Санкт-Петербург, ОАО «НПП «Радар ммс»,
197375 Санкт-Петербург, Новосельковская ул. 37)

ПРИМЕНЕНИЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ В ОПТОЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЕ ДИСТАНЦИОННОГО АНАЛИЗА ПАРАМЕТРОВ ПОСАДОЧНОЙ ПЛОЩАДКИ ВЕРТОЛЕТА

В докладе обсуждены методы построения оптоэлектронной системы дистанционного измерения параметров посадочной площадки вертолета.

**PARALLEL CALCULATIONS APPLICATION IN THE
HELICOPTER LANDING ZONE PARAMETERS REMOTE
ANALYSIS OPTOELECTRONIC SYSTEM** / A.D.Barabanov,
A.A.Makarenko (E-mail: a_makarenko@mail.ru), L.S.Tournetsky (“Radar
mms” JSC, 37, Novoselkovskaya, Saint-Petersburg 197375, Russia, E-mail:
tls@mail.spbnit.ru). In the report development methods of the helicopter landing
zone parameters remote measurement optoelectronic systems are discussed.

Обеспечение автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является одной из самых сложных задач, стоящих перед разработчиками летательных аппаратов (ЛА) такого типа. БЛА, обладающий способностью выполнить такого рода маневр, является изделием, ценность которого трудно переоценить: подобная машина способна быть в эксплуатации у персонала, не обладающего умением дистанционно посадить БЛА. Особенно это касается БЛА вертолетного типа.

Рассмотрим далее существующие в настоящее время системы автоматической посадки (САП) для БЛА вертолетного типа (БЛАВТ), уделив также внимание системам автоматизированной посадки БЛА такого типа, поскольку автоматизированная посадка (т.е. процесс, контролируемый оператором) – это наиболее распространенный метод посадки дистанционно пилотируемых БЛАВТ.

После подлета БЛА по посадочной глиссаде в район расположения посадочной площадки необходимо решать следующие задачи навигации и управления:

- определение взаимного положения БЛАВТ и намеченной точки посадки, в качестве которой принимается центр выбранной посадочной площадки;
- определение величины дрейфа БЛАВТ от воздействия ветра;
- компенсация воздействия ветра на БЛАВТ;
- вывод БЛАВТ в точку над центром посадочной площадки;
- зависание БЛАВТ над центром посадочной площадки;
- снижение с регулируемой вертикальной скоростью;

- приземление.

По результатам анализа доступной литературы были выявлены основные современные тенденции построения систем автоматизированной и автоматической посадки БЛАВТ.

Серьезное отличие САП от систем автоматизированной посадки заключается в процедуре выбора и анализа состояния посадочной площадки, а также в определении метеорологических условий (направление ветра) в районе посадки. В известных существующих в настоящее время системах автоматизированной посадки БЛАВТ [например, 1-4] оператором выполняется выбор посадочной площадки, анализ метеорологических условий и задание параметров снижения до момента касания поверхности, а поддержание заданных параметров полета и стабилизация ЛА выполняется аппаратурой автопилота (АП) БЛАВТ. Полноценная САП БЛАВТ должна выполнять все эти контрольные функции самостоятельно.

Главная особенность рассмотренных систем заключается в том, что их функционирование основывается главным образом на работе наземных устройств, расположенных на площадке предполагаемой посадки БЛАВТ, а не бортовой аппаратуры, играющей в этих системах второстепенную роль. Такими элементами, которые в различных литературных источниках называются «наземными ориентирами» или «маяками», являются уголкового отражатели и источники электромагнитного излучения радиодиапазона (САП радиолокационного или радионавигационного типа), лазерные излучатели с модулями обеспечения требуемых параметров излучения (САП лазерного типа) или источники электромагнитного излучения в видимой зоне спектра (САП телевизионного или тепловизионного типа).

Применение таких наземных ориентиров позволяет осуществить автоматическую посадку БЛАВТ только в тех местах, где подобные информационные источники могут быть установлены. Однако установка наземных ориентиров удобна и допустима далеко не всегда: место посадки БЛАВТ, выполняющего какое-либо специальное задание, чаще всего бывает заранее не известно и не доступно. И, кроме того, расположение наземных ориентиров посадочной площадки демаскирует место дислокации экипажа наземной станции управления, располагаемой обычно рядом.

Для выполнения ряда специальных заданий, возлагаемых на БЛАВТ, требуется способность бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭО) БЛАВТ самостоятельно определять условия посадки и анализировать состояние площадки, на которую намечено и предполагается осуществить приземление.

К положительным тенденциям в конструкциях известных систем посадки БЛАВТ следует отнести стремление создать комплексированную (т.е. одновременно использующую информационные датчики разной физической природы) систему управления и посадкой летательного аппарата.

Сформулируем задачу построения САП БЛАВТ, исходя из технических требований к такой разработке: требуется создать САП БЛАВТ, обеспечивающую посадку такого ЛА на ровную, плоскую, твердую и не оборудованную никакими искусственными наземными ориентирами поверхность, координаты которой назначаются полетным заданием или задаются пилотом-оператором наземной станции управления БЛАВТ.

Разрабатываемая САП БЛАВТ должна самостоятельно измерить степень горизонтальности гладкой и твердой посадочной площадки, а также выработать и передать в автопилот (АП) БЛАВТ данные для формирования в АП команд управления БЛАВТ, обеспечивающих зависание и удержание БЛАВТ над центром посадочной

площадки и поддержание требуемой вертикальной скорости снижения БЛАВТ вплоть до момента касания поверхности посадочной площадки.

Подходом к реализации такой системы будем считать совместное применение лазерных излучателей и телевизионной аппаратуры наблюдения. Краткое описание подобного варианта, в которой применен синий лазер наземной станции управления, представлен в работе [5]. Отметим, что никаких детальных описаний этой и подобных систем в доступной литературе обнаружено не было.

Таким образом, в качестве системы дистанционного зондирования посадочной площадки будем использовать лазерные излучатели, формирующие на посадочной площадке определенную фигуру с конкретными параметрами, установленный на гиостабилизированной платформе телевизионный датчик, осуществляющий наблюдение посадочной площадки, и вычислительное устройство, осуществляющее обработку изображения, формируемое телевизионным датчиком, с целью определения характеристик посадочной площадки и вычисления параметров самого процесса посадки (вертикальная скорость, углы крена γ и тангажа θ БЛАВТ и положение БЛАВТ относительно посадочной площадки). Структурная схема САП, в состав которой входят перечисленные устройства, представлена на рис.1.

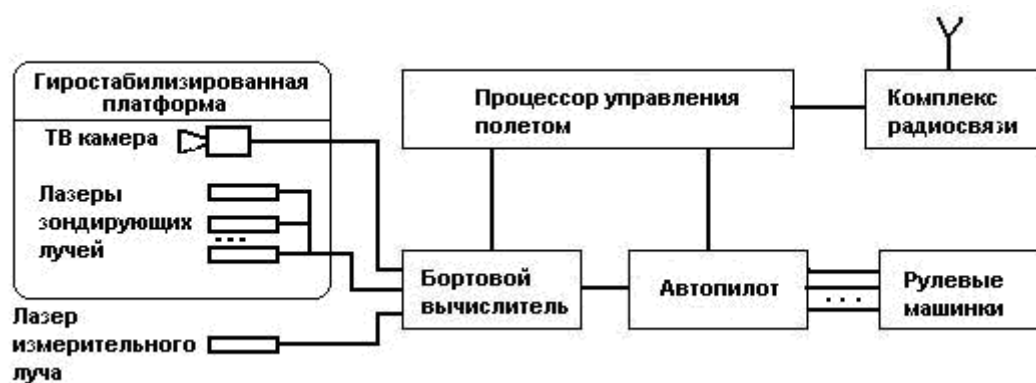
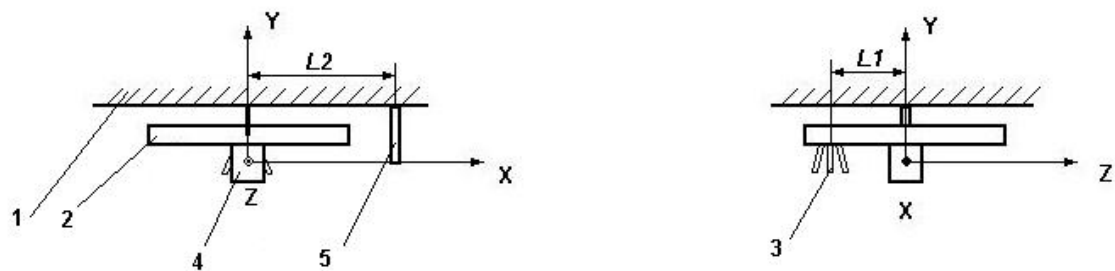


Рис.1. Структурная схема системы автоматической посадки БЛАВТ

В качестве фигуры, анализ искажения которой будет информировать САП БЛАВТ об углах крена γ и тангажа θ , угловых скоростях $\dot{\gamma}$ и $\dot{\theta}$, а также о вертикальной скорости снижения БЛАВТ, выбран равносторонний шестиугольник. Такой выбор обусловлен тем фактом, что такая фигура состоит из шести равносторонних треугольников, а по координатам трех пятен засветки, формирующих вершины каждого треугольника, возможно получение аналитического описания плоскости, на которой расположена посадочная площадка. Избыточное количество треугольников позволяет повысить точность вычисления параметров посадочной площадки. Аналитическое описание плоскости позволяет определить угловые положения этой плоскости относительно БЛАВТ и получить все необходимые данные для формирования в АП БЛАВТ команд управления автоматической посадкой.

Для формирования изображения вершин равностороннего треугольника на посадочной площадке требуется применение семи бортовых лазерных излучателей мощностью 100мВт, вырабатывающих излучение зеленой области спектра ($\lambda=635\text{нм}$) и ориентированных соответствующим образом (рис.2).



- 1 Корпус вертолета
- 2 Гиросtabilизированная платформа
- 3 Лазеры зондирующие лучей
- 4 Наблюдательная телевизионная камера
- 5 Лазер измерительного луча

Рис.2. Схема расположения наблюдательной телевизионной камеры и лазерных излучателей на борту БЛАВТ

Как следует из рис.2, на борту БЛАВТ предполагается установка двух блоков крепления лазерных излучателей: блок, который установлен на гиросtabilизированной платформе, и лазерный излучатель, прикрепленный к корпусу БЛАВТ. Лазерные излучатели выполняют следующие функции:

- группа лазерных излучателей, установленных на гиросtabilизированной платформе, предназначена для определения степени негоризонтальности посадочной площадки;
- лазерный излучатель, жестко прикрепленный к корпусу БЛАВТ, предназначен для определения углов крена γ и тангажа θ и угловых скоростей перемещения БЛАВТ.

Приведем далее алгоритмы обработки координат пятен засветки, формируемых лазерными излучателями.

Дистанционный анализ степени негоризонтальности посадочной площадки основан на следующих физических принципах: на ровной плоской поверхности, на которую предполагается осуществить посадку, используя семь лазерных излучателя зондирующих лучей, формируется состоящее из семи пятен засветки испытательное изображение – шестиугольник, по положению вершин которого могут быть построены равносторонние треугольники с заданными параметрами. Выполняется наблюдение посадочной площадки с помощью телевизионной камеры, ориентированной в надири. В результате анализа численных значений координат расположения пятен засветки осуществляется определение степени негоризонтальности посадочной площадки, принимается решение о возможности выполнения посадки и вычисляются значения режима полета в процессе снижения и приземления вертолета.

Для реализации алгоритма определения степени негоризонтальности посадочной площадки лазерные излучатели зондирующих лучей и наблюдательная телевизионная камера разнесены в пространстве на некоторое наперед заданное базовое расстояние L_1 . Такое разнесение обеспечивает возможность измерения трехмерных пространственных координат наблюдаемой посадочной площадки.

Итак, в пространстве заданы (рис.3) нормальная земная система координат (СК) $O_0X_gY_gZ_g$, система координат гиросtabilизированной платформы $O_vX_vY_vZ_v$, плоскость $X_vO_vZ_v$ которой параллельна плоскости $X_gO_0Z_g$ нормальной земной системы координат $O_0X_gY_gZ_g$, и связанная система координат БЛАВТ $OXYZ$. Направления осей нормальной земной СК будем считать опорными. Начало координат СК гиросtabilизированной платформы совмещено с главной точкой объектива наблюдательной телевизионной камеры (центром проекции). Расстояние между началами координат нормальной земной СК и СК гиросtabilизированной платформы определяется вектором R . Направление осей связанной СК БЛАВТ $OXYZ$ совпадает с направлениями его строительных осей: ось OX параллельна продольной оси БЛАВТ и направлена вперед, ось OZ параллельна поперечной оси БЛАВТ и направлена вправо по ходу вертолета, ось OY перпендикулярна плоскости XOZ , расположена в плоскости симметрии вертолета и направлена вверх.

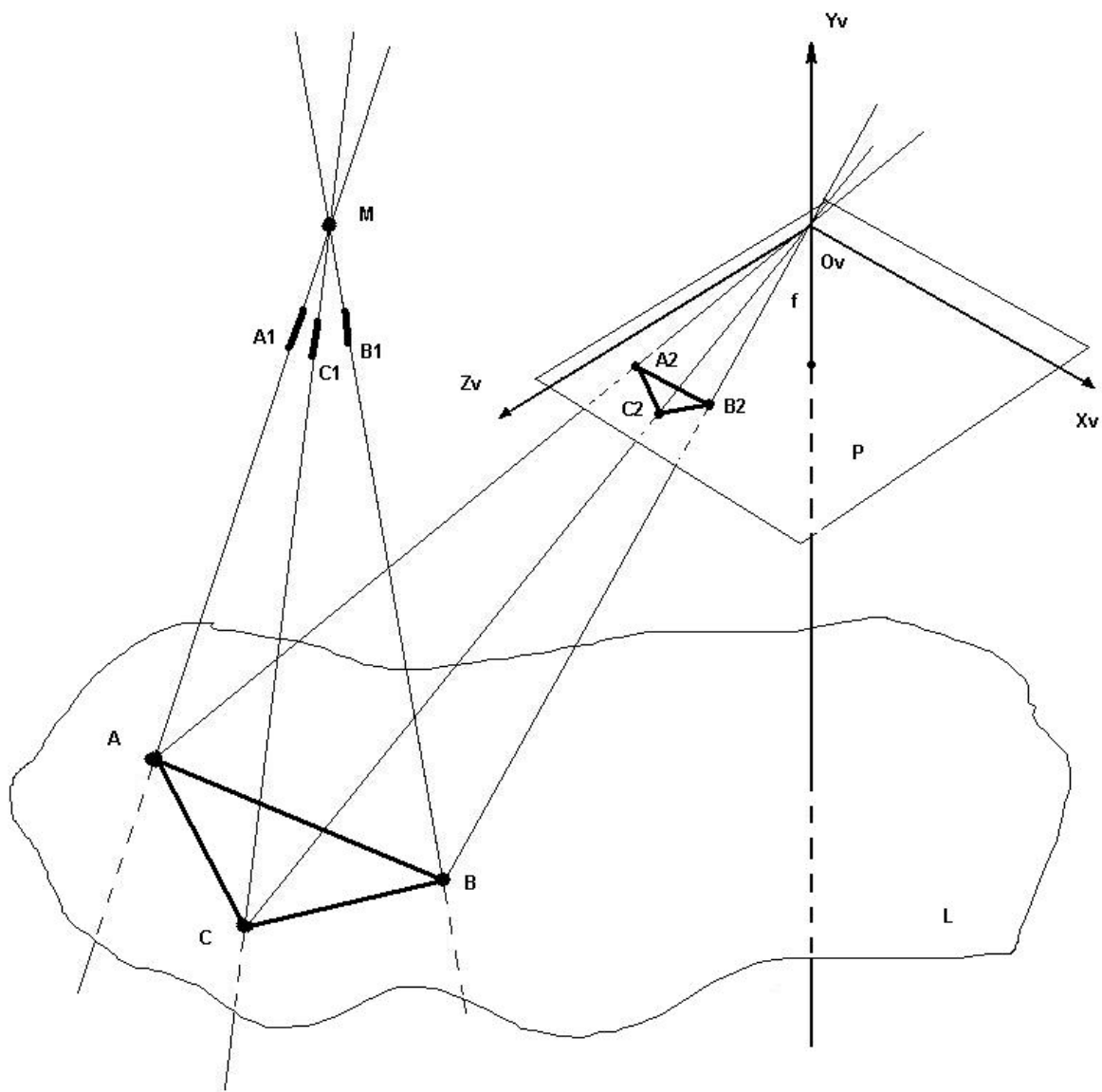


Рис.3. К пояснению алгоритма определения степени негоризонтальности посадочной площадки

На гиросtabilизированной платформе установлена ориентированная в надир наблюдательная телевизионная камера с фокусным расстоянием объектива f (расстояние до плоскости проекции P) и угловым полем наблюдения $40^\circ \times 60^\circ$. Оптическая ось наблюдательной телевизионной камеры совмещена с осью $OvYv$ СК $OvXvYvZv$ гиросtabilизированной платформы.

На гиросtabilизированной платформе размещены три лазерных излучателя зондирующих лучей. В СК гиросtabilизированной платформы заданы координаты

точки схода прямых зондирующих лучей $M(x_M, y_M, z_M)$ и координаты исходных точек каждого зондирующего луча $A_1(x_{A1}, y_{A1}, z_{A1})$, $B_1(x_{B1}, y_{B1}, z_{B1})$ и $C_1(x_{C1}, y_{C1}, z_{C1})$.

На корпусе вертолета установлен лазерный излучатель измерительного луча красного цвета. Исходная точка измерительного луча $K(x_K, y_K, z_K)$ расположена на оси $OvXv$ СК $OvXvYvZv$ гиросtabilизированной платформы при нулевых углах крена γ и тангажа θ . Также задано базовое расстояние L_2 между оптической осью наблюдательной телевизионной камеры и исходной точкой измерительного луча при нулевых углах крена γ и тангажа θ . Измерительный луч ориентирован перпендикулярно плоскости XOZ связанной СК и направлен вниз. Координаты исходной точки измерительного луча $K(x_K, y_K, z_K)$ заданы в связанной СК БЛАВТ $OXYZ$ и могут быть пересчитаны в СК $OvXvYvZv$ гиросtabilизированной платформы.

Зондирующие лучи MA_1 , MB_1 и MC_1 формируют на посадочной площадке три пятна засветки $A(x_A, y_A, z_A)$, $B(x_B, y_B, z_B)$ и $C(x_C, y_C, z_C)$. Эти пятна являются вершинами треугольника, образованного в результате пересечения плоскости посадочной площадки и пирамиды, ребрами которой являются зондирующие лучи. При нулевых углах крена γ и тангажа θ БЛАВТ и положении посадочной площадки, параллельном плоскости $XvOvZv$ СК $OvXvYvZv$ гиросtabilизированной платформы, треугольник является равносторонним.

В СК гиросtabilизированной платформы определяются пространственные координаты точек $A(x_A, y_A, z_A)$, $B(x_B, y_B, z_B)$ и $C(x_C, y_C, z_C)$ пересечения зондирующих лучей и плоскости посадочной площадки. Поскольку точки $A(x_A, y_A, z_A)$, $B(x_B, y_B, z_B)$ и $C(x_C, y_C, z_C)$ принадлежат одной плоскости и не лежат на одной прямой, по найденным их координатам выводится аналитическое описание (уравнение) плоскости посадочной площадки L .

$$\begin{aligned} & x \cdot [(y_B - y_A) \cdot (z_C - z_A) - (y_C - y_A) \cdot (z_B - z_A)] + \\ & + y \cdot [(x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A)] + \\ & + z \cdot [(x_B - x_A) \cdot (y_C - y_A) - (x_C - x_A) \cdot (y_B - y_A)] - \\ & - x_A \cdot [(y_B - y_A) \cdot (z_C - z_A) - (y_C - y_A) \cdot (z_B - z_A)] - \\ & - y_A \cdot [(x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A)] - \\ & - z_A \cdot [(x_B - x_A) \cdot (y_C - y_A) - (x_C - x_A) \cdot (y_B - y_A)] = 0 . \end{aligned}$$

Далее определяется взаимное положение плоскостей L и $XvOvZv$ (т.е. степень негоризонтальности плоскости посадочной площадки L) и, как следствие, делается заключение о возможности посадки БЛАВТ на выбранную площадку. Для этого определяются значения углов наклона посадочной площадки относительно осей СК гиросtabilизированной платформы – степень негоризонтальности посадочной площадки. Поскольку плоскость $XvOvZv$ СК гиросtabilизированной платформы $OvXvYvZv$ и плоскость $XgO0Zg$ нормальной земной СК $O0XgYgZg$ параллельны, полученные значения углов наклона характеризуют положение посадочной площадки и нормальной земной СК.

Введя следующие обозначения:

$$\begin{aligned} K &= (y_B - y_A) \cdot (z_C - z_A) - (y_C - y_A) \cdot (z_B - z_A) , \\ L &= (x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A) , \\ M &= (x_B - x_A) \cdot (y_C - y_A) - (x_C - x_A) \cdot (y_B - y_A) , \end{aligned}$$

$$N = -x_A \cdot [(y_B - y_A) \cdot (z_C - z_A) - (y_C - y_A) \cdot (z_B - z_A)] - \\ - y_A \cdot [(x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A)] - \\ - z_A \cdot [(x_B - x_A) \cdot (y_C - y_A) - (x_C - x_A) \cdot (y_B - y_A)] ,$$

перепишем уравнение плоскости посадочной площадки L в виде:

$$Kx + Ly + Mz + N = 0 .$$

Далее определяются значения полярных углов α_1 , β_1 , γ_1 и полярного расстояния p_1 плоскости посадочной площадки L (длины перпендикуляра – ближайшего расстояния до посадочной площадки).

Длина вектора полярного расстояния p

$$p_1 = \frac{|N|}{\sqrt{K^2 + L^2 + M^2}} .$$

Угол α_1 между направлением вектора полярного расстояния и осью $OvXv$ в СК гиросtabilизированной платформы определяется из выражения

$$\alpha_1 = \arccos\left(\frac{K}{\sqrt{K^2 + L^2 + M^2}}\right) .$$

Угол β_1 между направлением вектора полярного расстояния и осью $OvYv$ в СК гиросtabilизированной платформы определяется из выражения

$$\beta_1 = \arccos\left(\frac{L}{\sqrt{K^2 + L^2 + M^2}}\right) .$$

Угол γ_1 между направлением вектора полярного расстояния и осью $OvZv$ в СК гиросtabilизированной платформы определяется из выражения

$$\gamma_1 = \arccos\left(\frac{M}{\sqrt{K^2 + L^2 + M^2}}\right) .$$

Если полученные значения полярных углов α_1 , β_1 и γ_1 соответствуют наклону посадочной площадки не более чем на 5 градусов от горизонтального направления, параллельного направлению плоскости $XgOgZg$ нормальной земной СК $OgXgYgZg$, посадка на выбранную поверхность возможна. В противном случае – нет.

Для определения углов крена γ и тангажа θ БЛАВТ использован лазерный излучатель, формирующий измерительный луч красного цвета. Красный цвет луча выбран из стремления повысить надежность цветного разделения пятен засветки красного и зеленого цвета при съемке поверхности посадки цветной наблюдательной телевизионной камерой и последующей цифровой обработке полученного изображения.

Значение угла тангажа θ БЛАВТ вычисляется по результатам анализа телевизионного наблюдения пятна засветки измерительного луча и вычисленных параметров посадочной площадки (рис.4).

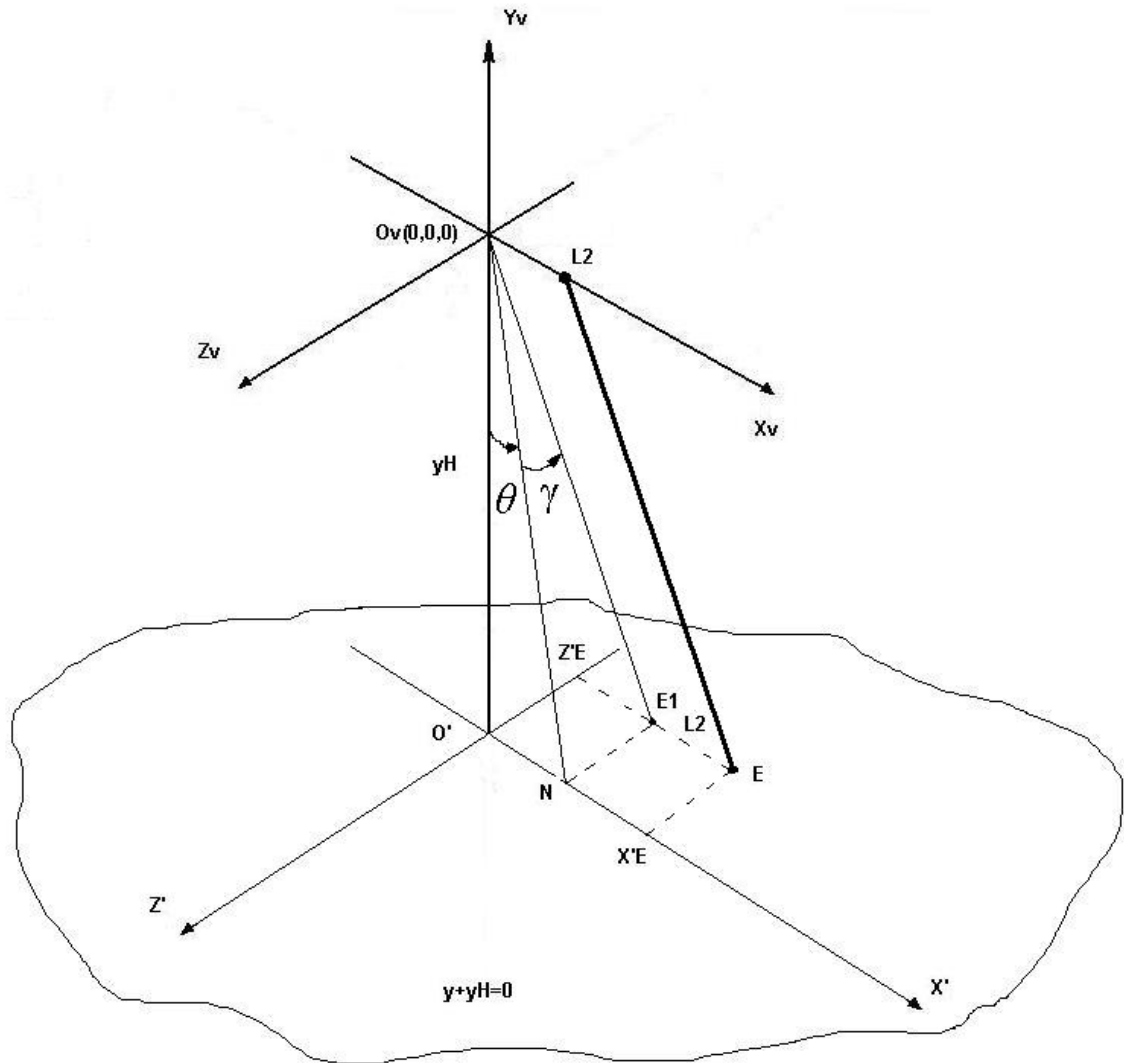


Рис.4. К пояснению алгоритма определения углов крена γ и тангажа θ БЛАВТ

Определение значения угла тангажа θ выполняется по следующему алгоритму.

1. В СК гиросtabilизированной платформы вычисляются значения координат точки $H(x_H, y_H, z_H)$ – точки пересечения оси $O_v Y_v$ СК гиросtabilизированной платформы $O_v X_v Y_v Z_v$ и плоскости посадки L (расстояние от БЛАВТ до посадочной площадки в надир).

Для определения искомого значения y_H в уравнение плоскости посадочной площадки L подставим значения $x_H = 0$ и $z_H = 0$:

$$y_H = \frac{x_A \cdot [(y_B - y_A) \cdot (z_C - z_A) - (y_C - y_A) \cdot (z_B - z_A)]}{(x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A)} +$$

$$+ \frac{z_A \cdot [(x_B - x_A) \cdot (y_C - y_A) - (x_C - x_A) \cdot (y_B - y_A)]}{(x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A)} + y_A .$$

2.С плоскости проекции Р, на которой расположена мишень оптоэлектронного преобразователя наблюдательной телевизионной камеры, в СК гиросtabilизированной платформы осуществляется съем координат точки $T_2(x_{T2}, y_{T2}, z_{T2})$ – проекций точки $T(x_T, y_T, z_T)$ пересечения измерительного луча КТ и плоскости посадочной площадки L.

$$T_2(x_{T2}, f, z_{T2}) .$$

3.По координатам точки $T_2(x_{T2}, y_{T2}, z_{T2})$ определяется уравнение линии, проходящей через начало координат $O_v(0,0,0)$ СК гиросtabilизированной платформы (центр проекции) и точку $T_2(x_{T2}, y_{T2}, z_{T2})$ (т.е. и через точку $T(x_T, y_T, z_T)$) – проецирующий луч OT_2 .

$$\frac{x}{x_{T2}} = \frac{y}{f} = \frac{z}{z_{T2}} .$$

4.Вычисляются значения координат точки $T(x_T, y_T, z_T)$ – точки пересечения проецирующего луча OT_2 , измерительного луча КТ и плоскости посадочной площадки L:

$$x_T = x_{T2} \cdot t_4 ;$$

$$y_T = f \cdot t_4 ;$$

$$z_T = z_{T2} \cdot t_4 ,$$

где

$$t_4 = \frac{x_A \cdot [(y_B - y_A) \cdot (z_C - z_A) - (y_C - y_A) \cdot (z_B - z_A)] + x_{T2} \cdot [(y_B - y_A) \cdot (z_C - z_A) - (y_C - y_A) \cdot (z_B - z_A)] + y_A \cdot [(x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A)] + f \cdot [(x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A)] + z_A \cdot [(x_B - x_A) \cdot (y_C - y_A) - (x_C - x_A) \cdot (y_B - y_A)]}{x_{T2} \cdot [(y_B - y_A) \cdot (z_C - z_A) - (y_C - y_A) \cdot (z_B - z_A)] + f \cdot [(x_C - x_A) \cdot (z_B - z_A) - (x_B - x_A) \cdot (z_C - z_A)] + z_{T2} \cdot [(x_B - x_A) \cdot (y_C - y_A) - (x_C - x_A) \cdot (y_B - y_A)]} .$$

5. По координатам точки $T(x_T, y_T, z_T)$ определяется уравнение линии КТ (уравнения измерительного луча), проходящей через исходную точку измерительного луча $K(x_K, y_K, z_K)$ и точку $T(x_T, y_T, z_T)$. При этом в виду малости не учитываются изменения координат точки $K(x_K, y_K, z_K)$, вызванные наличием угла крена γ и тангажа θ (смещение на единицы миллиметров по осям O_vX_v и O_vZ_v в СК гиросtabilизированной платформы).

$$\frac{x - x_K}{x_T - x_K} = \frac{y - y_K}{y_T - y_K} = \frac{z - z_K}{z_T - z_K} .$$

6.В СК гиросtabilизированной платформы вычисляются координаты точки $E(x_E, y_E, z_E)$ – точки пересечения линии КТ (измерительного луча) и плоскости $y + y_H = 0$:

$$x_E = x_K - \frac{(x_T - x_K) \cdot (y_K + y_H)}{y_T - y_K} ;$$

$$y_E = y_K - \frac{(y_T - y_K) \cdot (y_K + y_H)}{y_T - y_K} = -y_H ;$$

$$z_E = z_K - \frac{(z_T - z_K) \cdot (y_K + y_H)}{y_T - y_K} .$$

7. По значениям координат точки $E(x_E, y_E, z_E)$ в СК гиросtabilизированной платформы определяется величина угла тангажа θ БЛАВТ.

Вычисляется значение угла тангажа θ БЛАВТ

$$\theta = \operatorname{arctg}\left(\frac{x_{E1}}{y_H}\right).$$

Значение угла крена γ БЛАВТ определяется по результатам вычисления координат точки $E(x_E, y_E, z_E)$ – точки пересечения линии КТ (измерительного луча) с плоскостью $y+y_H=0$, а также используя найденную величину угла тангажа θ :

$$\gamma = \operatorname{arctg}\left(\frac{z_{E1}}{O_v N}\right) = \operatorname{arctg}\left(\frac{z_E}{\frac{y_H}{\cos \theta}}\right) = \operatorname{arctg}\left(\frac{z_E \cdot \cos \theta}{y_H}\right),$$

Вычислительный процесс обработки изображения, формируемого телевизионным датчиком, построен по параллельной схеме, позволяющей параллельно или (при наличии аппаратных средств) одновременно вычислять координаты вершин формируемой лазерными излучателями фигуры. Кроме того, реализованные параллельным методом вычисления обеспечили возможность одновременного определения углов крена и тангажа БЛАВТ, а по величинам их изменения во времени вычислять соответствующие угловые скорости.

Научная новизна полученных результатов заключается в новом, оптоэлектронном методе и представленном в докладе алгоритме дистанционного определения параметров посадочной площадки вертолета. Разработанная и представленная в докладе методика дистанционного определения параметров плоскости позволяет обеспечить бортовую навигационную систему вертолета дополнительным информационным каналом.

Предложенный в докладе алгоритм параллельных вычислений параметров наблюдаемой оптоэлектронной системой плоскости также дает возможность построить систему для удаленного измерения углового положения различных плоских объектов.

Экспериментальные исследования подтвердили достоверность полученных теоретических результатов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *А.Д.Барабанов, В.А.Осипов, Л.С.Турнецкий.* О навигационном обеспечении посадки дистанционно пилотируемого вертолета при воздействии ветра. // Гироскопия и навигация. 2007, №4, с.1.
2. *А.Д.Барабанов, В.А.Осипов, Л.С.Турнецкий.* Проблема палубной посадки дистанционно пилотируемого вертолета и пути ее решения. // Труды 9-й Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы защиты и безопасности». 2006. Т. 4 ВМФ России. Санкт-Петербург., РАН 2006.
3. Патент Российской Федерации №2214943, 27.10.2003.
4. Патент Российской Федерации №2353552, 27.04.2009.
5. Система управления и контроля коллективных действий. http://seveks.ru/Sistema_kollektivnix_deystviy.htm.