

Е.Т.СКОРИК¹⁾, д.т.н., проф, В.М. КОНДРАТЮК¹⁾, В.В. КОНИН²⁾, д.т.н.

СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫДЕРЖИВАНИЯ ВЫСОТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

¹⁾ООО НПП«ГРАНАС», Украина; email: granas@ukr.net

²⁾Национальный авиационный университет, Киев, Украина; email: cnsatm@nau.edu.ua

Непрерывное повышение интенсивности воздушного движения при одновременном увеличении требований к безопасности полетов потребовало от ИКАО разработки новых норм на сокращение минимума вертикального эшелонирования. В этих условиях актуальной научно-технической задачей является разработка технологии контроля характеристик выдерживания высоты полета летательных аппаратов (ЛА). В докладе рассмотрены варианты технического построения систем контроля выдерживания высоты ЛА

ВВЕДЕНИЕ

Внедрение и постоянное применение в североамериканском воздушном пространстве MNPS сокращенного минимума вертикального эшелонирования 1000 футов привело к необходимости разработки специальных технологических мер по мониторингу поддержания этого параметра с тем, чтобы риск столкновения ЛА в результате утраты вертикального эшелонирования по любой причине не приводил к превышению установленного уровня безопасности полетов TLS, соответствующего значению 5×10^{-9} катастроф на 1 час полетов. Решение этой важной задачи должно сопровождаться при выполнении требований минимальных дополнений аппаратуры к составу штатного бортового оборудования. Исходя из этого, еще в январе 1994 г. NAT SPG приняло решение, что подобный мониторинг должен осуществляться с помощью специальных стационарных систем контроля за характеристиками выдерживания высоты (HMU – High Monitoring Unit) в виде сети опорных станций, средств послеполетной обработки данных и соответствующего материально-технического программного обеспечения.

Система контроля HMU в целом рассчитана на обеспечение решения следующих задач:

- указания относительно эффективности MA SPS и модификаций систем измерения высоты;
- уверенности в соблюдении TLS;
- дополнительного подтверждения стабильности величины погрешности системы измерения высоты (ASE). При этом идея стабильности ASE является предпосылкой, ставшей основой при разработке системы контроля.

В работе рассмотрены некоторые варианты технических решений систем контроля характеристик выдерживания высоты полета ЛА с на основе использования новых методов и специальной аппаратуры наземного базирования:

- по ответному сигналу транспондеров (маяков-ответчиков) ЛА;
- по рабочим излучаемым сигналам штатных бортовых систем ЛА;
- по отраженным от ЛА сигналам РЛС УВД;
- с помощью нового предлагаемого метода использования на борту ЛА ретранслятора принимаемых сигналов СРНС GPS.

Все рассмотренные методы используют наземную сеть контрольных приемных станций, работающих в чисто пассивном режиме и использующих программные алгоритмы пассивной многобазовой радиолокации и так называемой "обратной GPS".

Оцениваются перспективы применения этих методов и их эффективность при использовании современных методов обработки сигналов и технологических микросборок приемников GPS.

1. БАЗОВАЯ КОНФИГУРАЦИЯ СИСТЕМЫ HMU

Конфигурация системы HMU изображена на рис. 1. В общем случае это сеть наземных приемных станций из 4-5 позиций, составляющая известную структуру многопозиционной пассивной радиолокационной системы, определяющей текущие координаты ЛА (в данном случае высоту полета) по собственным излучениям штатных бортовых средств. Исследование принципа многопозиционного определения высоты ЛА, в частности по излучению маяка - ответчика (транспондера) вторичного радиолокатора УВД в режиме SSR, было выполнено в 1981 г. в Великобритании [1] по заказу UK Civil Aviation Authority. Использовался принцип измерения разностной (дифференциальной) задержки времени прихода (Difference in Time of Arrival - DTOA) сигналов транспондера на пространственно разнесенные наземные приемники с последующим высокоточным определением высоты ЛА триангуляционным способом. По оценкам разработчиков, в экспериментах была достигнута точность

порядка 100 футов с возможностью улучшения ее до 25 футов при использования современной

цифровой техники решения системы уравнений определения высоты.

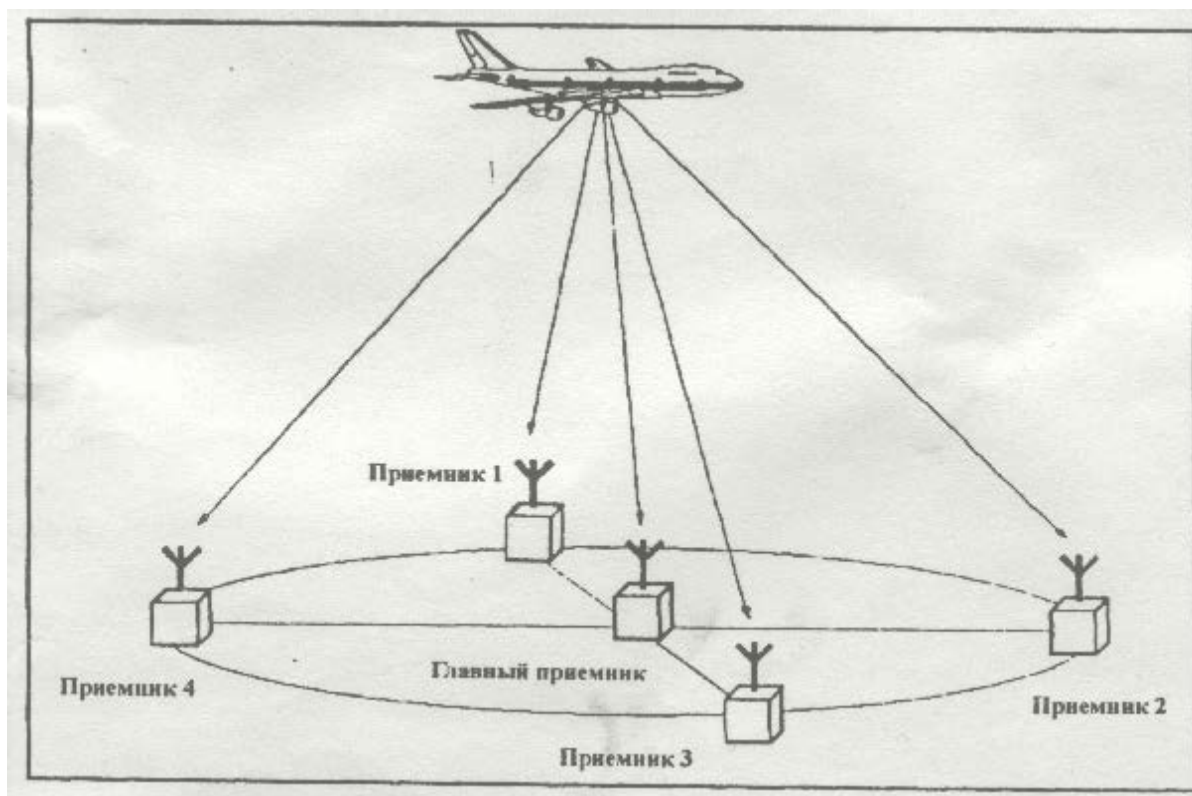


Рис.1. Конфигурация системы НМУ

Для получения необходимых условий решения системы уравнений определения высоты ЛА с требуемой точностью при построении структуры сети станций должны быть выполнены следующие основные требования:

- обеспечение высокой точности измерения переднего фронта ответного импульса транспондера (до единиц нсек);
- обеспечение требований по оптимизации геометрического фактора многопозиционных измерений;
- высокоточная синхронизации шкал времени (ШВ) приемных станций;
- точная взаимная геодезическая привязка позиций станций.

Структурная схема типовой приемной наземной станции сети показана на рис.2. Станции в сети подразделяются на одну главную (базовую -master) и несколько $n \geq 3-4$ соподчиненных (slave), незначительно отличающихся по составу и структуре от базовой. Координаты ЛА в прямоугольной системе X, Y, Z определяются на базовой станции на основе использования жесткого алгоритма решения системы из n линейных уравнений, использующих в качестве переменных независимые измерения n пар DTOA $T_n - T_m$ ($m < n$) на приемных позициях:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = G \cdot F \begin{bmatrix} T_D - T_C \\ T_C - T_B \\ T_B - T_A \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где F – функционал решения системы уравнений,

G – модифицированный геометрический фактор измерений DTOA с размерностью фут/с.

Система уравнений (1) разрешается, например, оценкой по методу наименьших квадратов. В сущности, для решения данной задачи эффективно используется весь математический аппарат определения собственных координат объектов, используемый в приемниках СРНС GPS при решении системы уравнений для сигналов псевдодальности и текущих эфемерид, принятых от $n \geq 3-4$ навигационных космических аппаратов. В этом смысле технологию определения высоты ЛА по ответным сигналам бортовых транспондеров условно называют “обратной GPS”

Считая ЛА с транспондерами кооперируемыми объектами в системе зависимого наблюдения с использованием сигналов госопознавания и привязки, на позициях сети системы НМУ всегда доступен набор семейства кодов транспондеров, транслируемых головной станцией на все соподчиненные.

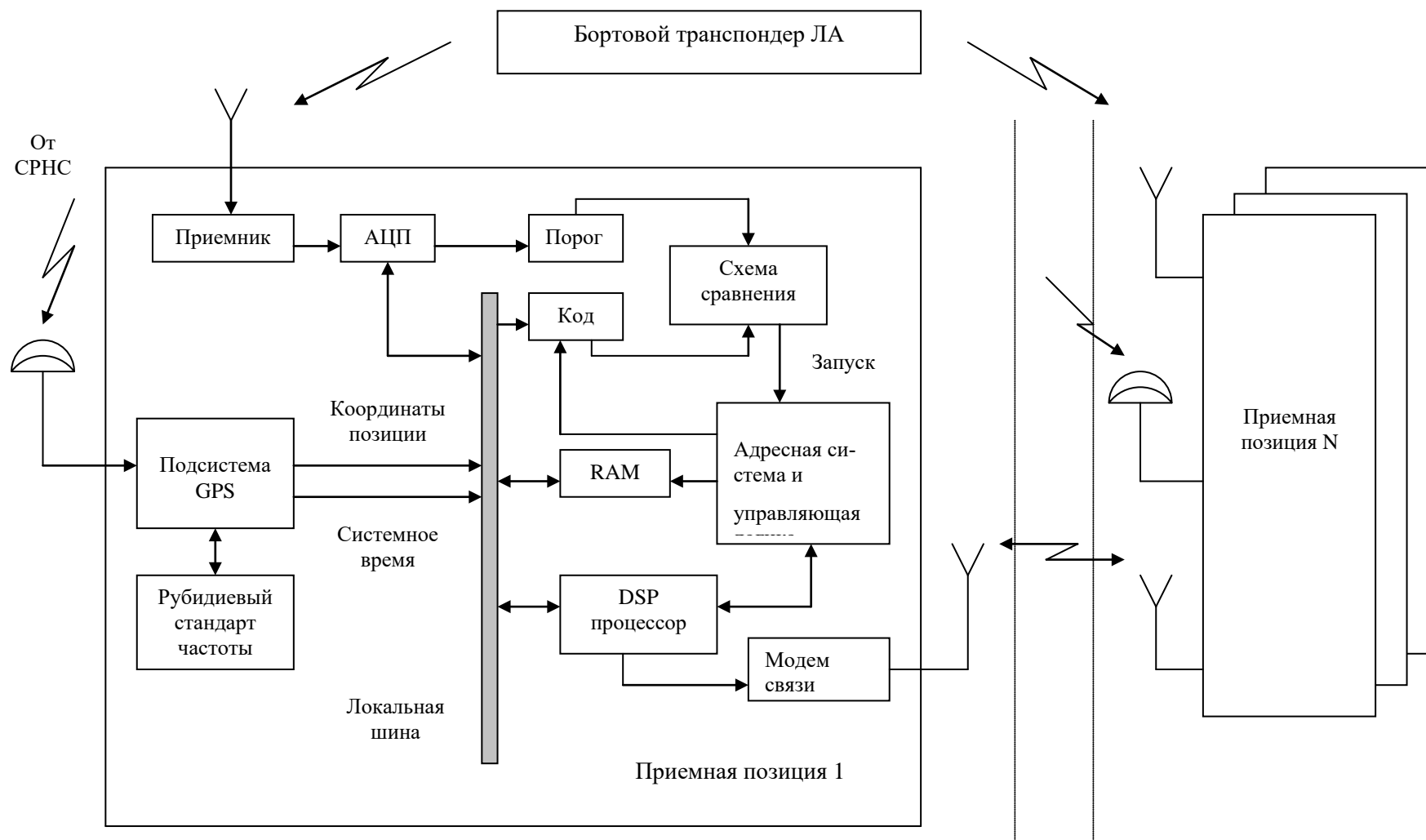


Рис.2. Структурная схема типовой приемной наземной станции сети NMU

Это дает возможность для реализации высокой точности измерения DTOA использовать режим согласованной фильтрации кодов. Для исключения влияния принимаемых сигналов, переотраженных от местных предметов, используется режим измерения TOA по переднему фронту накопленного сигнала, выделенного согласованным фильтром кода, с точностью до единиц наносекунд.

В свою очередь для реализации высокой точности измерения DTOA на базовой станции требуется высокая степень синхронизации всех станций сети. Как показано на рис. 2 для синхронизации используют прием шкалы времени от системы GPS и местные рубидиевые атомные вторичные эталоны частоты. Требуется средняя стабильность (уход ШВ) местных атомных часов порядка 1 нс за 100 с, что легко реализуется в современных поставляемых образцах.

Одновременно требуется взаимная геодезическая привязка позиций приемных станций сети с точностью порядка 0,1 м на дистанции 10 км с

использованием техники фазовой дифференциальной GPS (DGPS). В результате комплекса принятых технических мер при геометрическом факторе измерений $G = 5,8$ фут/с и точности измерения DTOA ответных сигналов транспондера 4,3 нс реализуется точность измерения высоты полета ЛА 25 футов.

На рис.3 приведены контуры модифицированного геометрического фактора G в качестве весового коэффициента в уравнении (1) для зоны сети измерительных станций на базовом расстоянии ± 10 миль от главной станции для ЛА, летящего на высоте 10000 футов, полученные расчетным путем лабораторией Roke Manor Research [2]. Как видим, геометрический фактор в этих условиях измерений не превышает 22 на краю зоны, что позволяет рассматривать этот метод контроля характеристик выдерживания высоты полета ЛА в качестве достаточно перспективного.

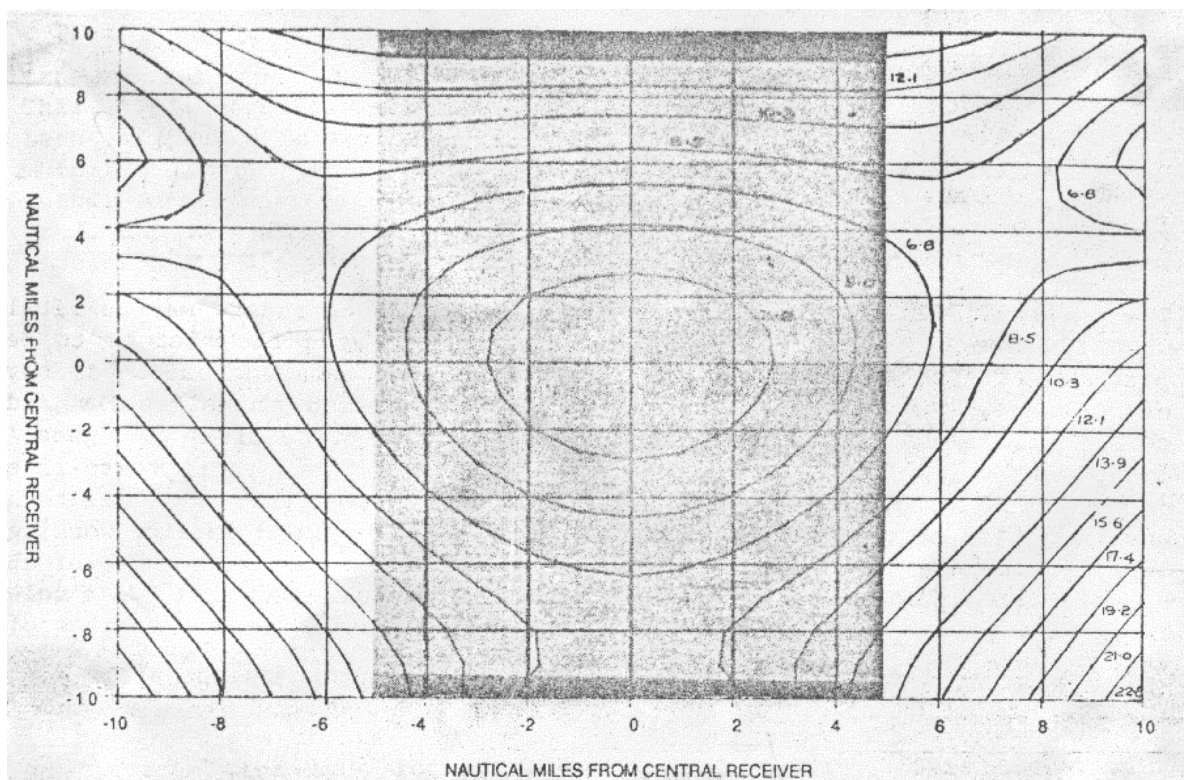


Рис.3. контуры модифицированного геометрического фактора

2. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАБОЧИХ ИЗЛУЧАЕМЫХ СИГНАЛОВ ШТАТНЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ЛА И ОТРАЖЕННЫХ ОТ ЛА СИГНАЛОВ РЛС УВД

Развитие техники радиоразведки излучений и пассивной радиолокации позволяет применить эти методы для систем НМУ при использовании рабочих излучаемых сигналов штатных бортовых систем ЛА и отраженных от ЛА сигналов РЛС УВД. При выполнении полета по маршруту и в зоне аэропортов для решения задач пилотирования ЛА используют собственные штатные радиотехнические средства, работающие на излучение, такие как радиовысотомеры и связные системы. Ниже оценивается техническая возможность использования этих сигналов для систем НМУ [2].

В последние годы в связи с широким развитием систем мобильной связи были предприняты успешные попытки определения на базовых станциях местоположения терминалов мобильной связи по их излучению. В этом случае применение согласованной фильтрации для выделения сигналов радиоизлучений пеленгуемых объектов неприменимо (в связи со статистически случайным характером сигналов), поэтому в качестве эффективного рабочего метода обработки сигналов используется метод перекрестной кросскорреляции.

Текущая функция кросскорреляции $R_k(t)$ между m источниками сигналов S_m , принятыми на n приемных позициях определяется следующим образом:

$$R_r(t) = \sum_{k=1}^{k=m} S_k((t - t_{kr}) \exp(iw_{or}(t - t_{kr}))),$$

где t_{kr} – задержка времени между m источниками на g приемных позициях при условии компенсации доплеровских сдвигов частоты несущих.

Отсюда разности дальностей $\Delta_{r1}, \Delta_{r2}, \dots, \Delta_{r(n-1)}$ в качестве навигационного параметра метода, измеряемые на g -той позиции могут быть определены как максимумы корреляционных функций при их парных кросскорреляционных определениях:

$$Cr(tr1/ tr2...../ trn) = \{Rr \otimes R1, R2.....Rr \otimes R2.....Rr \otimes Rn\}$$

где каждая функция кросс - корреляции $R_r \otimes R_s$ также компенсирована по доплеровским сдвигам при условии, что для получения R_r и R_s между соответствующими позициями существуют широкополосные линии связи. Отметим, что для случая транспондера ранее для записи регистрации выборки данных приемников и

выборки времени прихода в принципе не требовалось наличие прямых линий связи между всеми приемными позициями. В свою очередь максимумы перекрестных функций кросс- корреляций могут определены следующим образом:

$$Cr'(t1, t2, \dots, tn) = R1 \otimes R2 \otimes R3 \dots \otimes Rn.$$

Здесь функция C_r , как и выше, компенсирована по доплеровскому сдвигу и обеспечивает измерение разности дальностей, однако со значительно улучшенным соотношением сигнал/шум.

Использование этой технологии кросс - корреляции по многим целям в комбинации с технологией подавления боковых лепестков многолучевой техникой дает в результате разрешение неопределенности измерений при использовании 4 и более приемных позиций. Эта неопределенность может быть разрешена также либо увеличением числа приемных позиций и использованием алгоритма сортировки для устранения ложных местопределений, используя подгруппы из четырех станций или используя многоканальные приемники или, наконец, в добавок технику пеленгации, основанную на фазовых измерениях по пространственным выборкам подпространств с помощью многолучевые направленных антенн [3].

Теория полностью пассивного многобазового метода локализации источников излучения, основанная на работе сети приемных позиций, показывает, что чем большая широкополосность сигналов, тем реализуется более точное измерение навигационного параметра – разности задержки времени прихода сигналов и соответственно более точное местопределение источников излучений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Технология квазисогласованной фильтрации при кросс – корреляции в комбинации с многолучевой антенной техникой может обеспечить практически близкое к оптимальному обнаружение и высокие пространственные точность и разрешение летательных аппаратов при реализации систем контроля характеристик выдерживания высоты полетов.

При использовании современных микроэлектронных схмотехнических элементов, таких как интегральные чипы GPS, многолучевые приемники, широкополосные радиорелейные линии связи и цифровые корреляторы реализация систем контроля характеристик выдерживания высоты полетов ЛА возможно в том числе на основе критерия эффективность/стоимость.

ЛИТЕРАТУРА

1. Anaren Components and EW Systems Elements, Anaren Microwave Publication, M9010-09, 1981.
2. Bent G., Hayes D., Powis L. Multistatic Radar – The way ahead, Roke Manor Research Journal, 1990, pp. 477-483.
3. Berle F.. Mixer Triangulation/Trilateration Technique for Emmitter Location, 1986, Proc. IEE Part F, Vol.133, # 7, pp. 638-641.

Нижче текст на англійському мові

E.T.SKORIK¹⁾,d.t.s.,prof., V.M. KONDRATYUK¹⁾, V.V. KONIN²⁾,d.t.s.

**SYSTEMS FOR THE CONTROL OF THE CHARACTERISTICS OF THE FLIGHT VEHICLES
(A\C) FLIGHT ALTITUDE HOLD**

¹⁾“GRANAAS” Ltd., Ukraine; email: granas@ukr.net

²⁾ National air university, Kiev, Ukraine; email: cnsatm@nau.edu.ua

Annotation

The continuous increase on intensity of an air traffic with simultaneous rise of the requirements to air safety has demanded from the ICAO of the new norms on reduction of a minimum of vertical echelonment. In these conditions an actual technological problem is to create the technology for the control of the characteristics of the flight vehicles (A\C) flight altitude hold. The versions of technical construction of the for the A\C flight altitude hold monitoring systems have being reviewed in the paper.