

Работа № 2. ГИРОАГРЕГАТ ГА-1

Цель — ознакомление с конструкцией, принципом действия и работой гироскопа ГА-1, входящего в комплект курсовой системы КС; экспериментальное определение его характеристик.

Назначение и принцип действия

Гироскоп ГА-1 является основным прибором курсовой системы КС и предназначен для определения и указания курса транспортного самолета и угла его разворота в азимуте.

Основу гироскопа составляет азимутально-свободный гироскоп, т.е. астатический гироскоп с тремя степенями свободы, ось собственного вращения которого удерживается в горизонтальной плоскости. Для устранения карданных ошибок такого прибора, возникающих при крене самолета, он помещен в дополнительную кардановую раму, с помощью которой азимутальная ось гироскопа приводится в горизонтальное положение по сигналам с гировертикали.

Устранение “кажущегося” ухода гироскопа, связанного с вращением Земли, производится приложением момента вокруг оси его внутренней рамы. Величина этого момента зависит от широты места; она устанавливается оператором на пульте управления курсовой системой.

Принципиальная электрокинетическая схема гироскопа ГА-1 представлена на рис. 2.1. Гироскоп содержит гироскоп 1 в кардановом подвесе, состоящем из внутренней 2 и наружной 3 кардановых рам. Горизонтальность оси собственного вращения гироскопа обеспечивается системой горизонтальной коррекции. Она состоит из чувствительного элемента в виде жидкостного маятникового переключателя 4, расположенного на внутренней кардановой раме и подключенного к датчику момента 5, расположенному на оси вращения наружной рамы.

Принцип действия системы горизонтальной коррекции заключается в следующем. При отклонении внутренней рамы гироскопа от горизонта на угол β на выходе жидкостного маятникового переключателя 4 появляется сигнал в виде напряжения переменного тока, величина которого пропорциональна величине угла β . Этот сигнал поступает на датчик момента 5, выполненный в виде асинхронного двигателя, который развивает коррекционный момент M_x вокруг оси вращения наружной кардановой рамы. Под действием этого момента гироскоп прецессирует вокруг оси вращения внутренней рамы в сторону уменьшения угла β до тех пор, пока сигнал с маятникового переключателя не станет равным нулю, что соответствует горизонтальному положению гироскопа (в случае отсутствия горизонтальных ускорений самолета).

При выполнении виража самолет движется с центростремительным ускорением, вектор которого расположен в горизонтальной плоскости. Это приводит к наклону вектора кажущегося ускорения и соответствующему отклонению маятника горизонтальной коррекции от направления вертикали. Сигнал с маятника поступает на датчик момента, который развивает на вираже “ложный” коррекционный момент; направление которого также отклонено от вертикали из-за наклона самолета по крену во время виража. Все это приводит к возникновению виражной погрешности, вызванной действием системы горизонтальной коррекции при развороте самолета. Для уменьшения послевиражной погрешности предусмотрено ее автоматическое отключение. Коррекция прекращается при достижении самолетом некоторой пороговой угловой скорости виража, измеряемой двухстепенным гироскопическим выключателем коррекции “ВК-53” — 6.

При наклоне самолета одновременно отклоняется от вертикали наружная рама трехстепенного гироскопа. Это приводит к появлению геометрической погрешности считывания угла курса, называемой карданной.

С целью устранения карданной погрешности гироскопа, возникающей при кренах самолета, трехстепенный гироскоп подвешивают в дополнительной раме 7, ось вращения 8 которой параллельна продольной оси самолета. Вертикальное положение плоскости дополнительной рамы обеспечивает следящая система, работающая по сигналам отклонения самолета по крену в пределах $\pm 70^\circ$, поступающим с гировертикали 9. Для этого дополнительная рама соединяется с гировертикалью дистанционной потенциометрической передачей, состоящей из

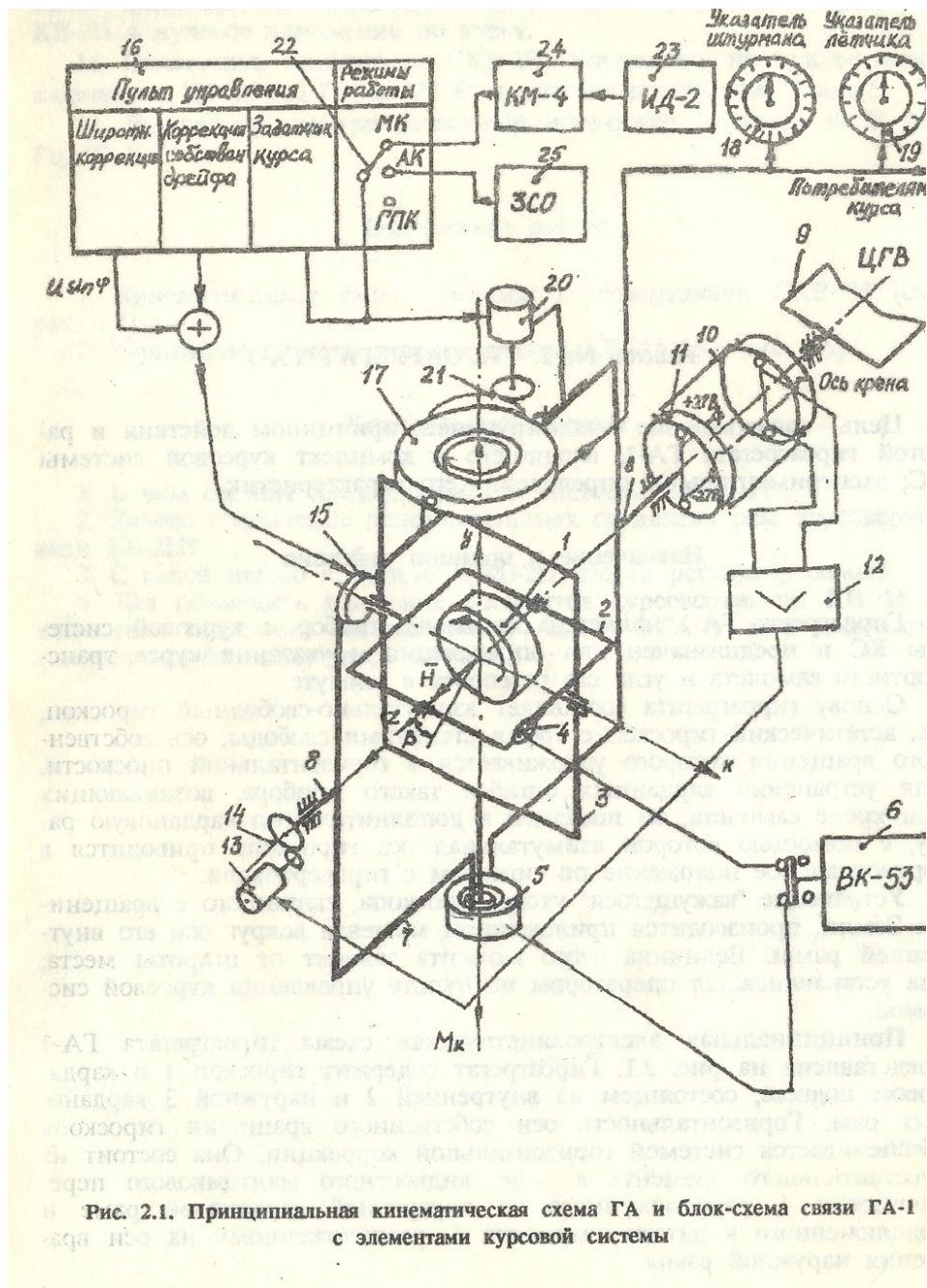


Рис. 2.1. Принципиальная кинематическая схема ГА и блок-схема связи ГА-1 с элементами курсовой системы

трехточечного потенциометра (датчика) 10, закрепленного на оси рамы крена гировертикали и подключенного к потенциометру-приемнику 11 на оси дополнительной рамы гироскопа ГА-1 (см. рис. 2.1).

Если дополнительная рама находится в вертикальной плоскости, то потенциометр-приемник 11 ГА-1 и потенциометр-датчик 10 гировертикали находятся в согласованном положении, т.е. сигнал рассогласования дистанционной передачи, снимаемой с ротора потенциометра-приемника, равен нулю. При отклонении дополнительной рамы от "приборной" вертикальной плоскости, задаваемой положением гироскопа гировертикали, с потенциометра-приемника снимается сигнал рассогласования, пропорциональный углу отклонения. Этот сигнал усиливается и подается на двигатель 13, который через редуктор 14 поворачивает дополнительную раму вместе с осью наружной рамы трехстепенного гироскопа в согласованное положение, возвращая их в вертикальную плоскость. При этом согласованное положение и величина сигнала рассогласования не зависят от крена самолета, так как при повороте самолета по крену одинаково изменяется положение как потенциометра-датчика, так и потенциометра-приемника.

Устранение карданной погрешности при изменении углов тангажа самолета в гироскопе не предусмотрено, так как курсовая система предназначена для применения на тяжелых

самолетах, имеющих в полете малые углы тангажа, не вызывающие больших карданных погрешностей.

В отсутствие выраженных и карданных погрешностей точность азимутально-свободного гироскопа определяется в основном величинами его собственного и кажущегося “уходов” [2]. Первый вызывается “вредными” моментами (трением, дебалансом и др.), действующими вокруг оси внутренней рамки. Второй имеет место даже при идеальном изготовлении гироскопа и связан с вращением Земли. Величина кажущегося “ухода” ω_k равна величине вертикальной составляющей скорости вращения Земли:

$$\omega_k = U \sin \varphi \quad (2.1)$$

и зависит от широты места φ .

Для устранения погрешности гироагрегата, связанной с кажущимся “уходом”, предусмотрена широтная коррекция. Для этого на ось внутренней рамы трехстепенного гироскопа установлен моментный датчик 15. На пульте управления 16 в зависимости от широты места с помощью широтного потенциометра формируется сигнал, поступающий на моментный датчик 15. Этот датчик развивает момент, вызывающий прецессию гироскопа вокруг оси наружной рамы, т.е. в азимуте. Скорость этой вынужденной прецессии выбирается равной вертикальной составляющей скорости вращения Земли, определяемой выражением (2.1).

Аналогичным образом компенсируется систематическая составляющая собственного “ухода” (“дрейфа”). Корректирующий сигнал формируется на пульте управления с помощью подстроечного потенциометра и после суммирования с сигналом широтного потенциометра поступает на тот же датчик 15. Последний развивает момент, равный по величине и направленный противоположно систематической составляющей суммарного среднего момента, действующего вокруг оси внутренней рамы.

Широтная коррекция вводится в полете штурманом при каждом изменении местоположения самолета. Коррекция собственного дрейфа осуществляется при регулировке прибора на заводе-изготовителе, а также после каждых регламентных работ.

Для измерения угла курса на оси наружной рамы установлен сельсин-датчик 17. Для визуального отсчета измеренного с помощью гироагрегата курса в комплект курсовой системы входят указатели штурмана 18 и летчика 19.

Дистанционная связь гироагрегата ГА-1 с указателем штурмана осуществляется с помощью двухканальной сельсинной передачи. Она содержит (рис. 2.2) сельсин-датчик грубого 1 и точного 2 отсчета, установленный на курсовой оси гироагрегата, и сельсин-приемник грубого 3 и точного 4 отсчета, установленный в указателе штурмана. Дистанционная передача работает следующим образом.

При изменении самолетом курса происходит рассогласование в следящей системе сельсин-датчик гироагрегата — сельсин-приемник указателя штурмана. Сигнал рассогласования снимается с ротора сельсина-приемника указателя штурмана. Этот сигнал усиливается на усилителе 5 и подается на управляющую обмотку двигателя отработки 6, установленного в указателе штурмана. Последний обрабатывает через редуктор 7 курсовую ось указателя, а вместе с ней ротор сельсина-приемника и шкалу курса в согласованное с сельсином-датчиком гироагрегата положение.

После включения и запуска гироагрегата положение гироскопа относительно корпуса самолета оказывается произвольным.

Для согласования показаний гироагрегата с истинным курсом самолета при начальной выставке статор сельсина-датчика гироагрегата закреплен на дополнительной раме нежестко и имеет возможность вращения вокруг оси курса (см. рис. 2.1). Вращение статора 17 осуществляется двигателем согласования 20 через редуктор 21, передаточное отношение которого может изменяться с помощью электромагнитной фрикционной муфты. Быстрое согласование осуществляется со скоростью не менее 10 град/с, медленное — со скоростью 2–5 град/мин. Выбор

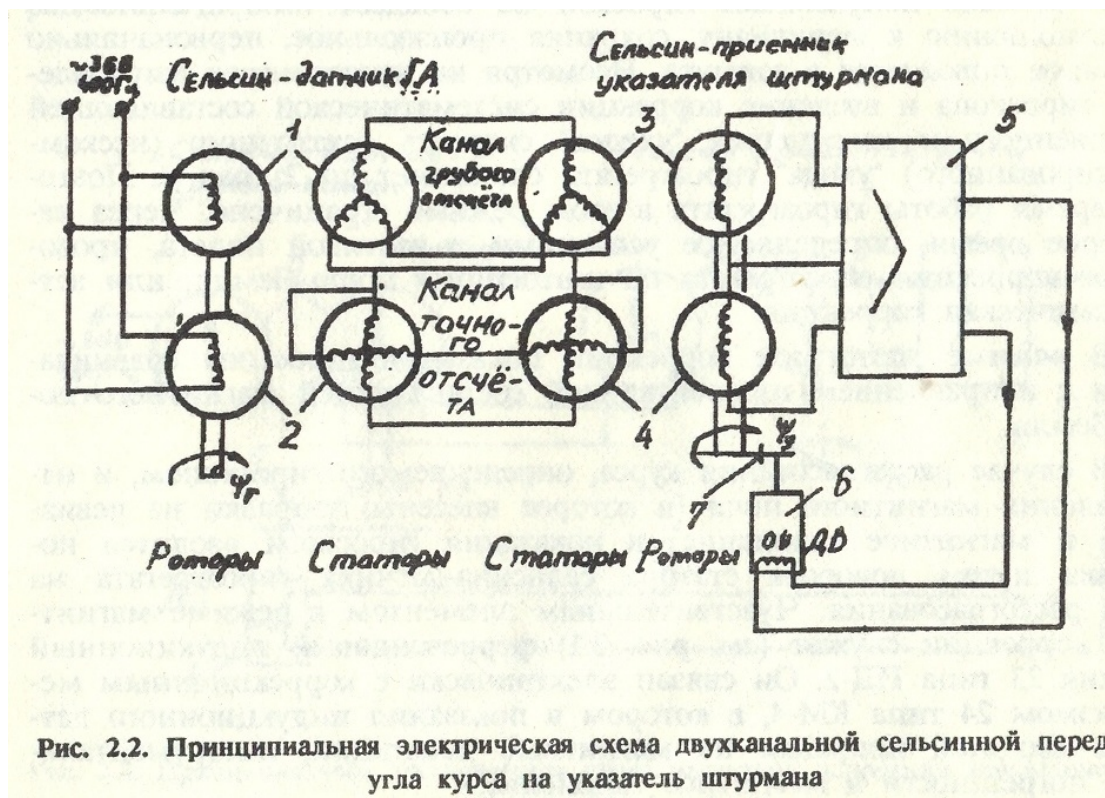


Рис. 2.2. Принципиальная электрическая схема двухканальной сельсинной передачи угла курса на указатель штурмана

направления согласования и его режим осуществляются штурманом с пульта управления 16 курсовой системы.

Режим работы

В зависимости от решаемых задач и условий полета в курсовой системе предусмотрены три режима работы — гироскопа, магнитной и астрономической коррекций.

Основным является режим гироскопа. В этом режиме работают системы: горизонтальной и азимутальной коррекции, обработки дополнительной рамы. На шкале указателя штурмана выставлен курс, соответствующий положению самолета в азимуте. Ручка переключения режимов 22 (см. рис. 2.1) на пульте управления находится в положении ГПК.

В режиме полукомпы гироскоп не обладает избирательностью по отношению к меридиану, сохраняя произвольное, первоначально заданное положение в азимуте. Несмотря на качественное изготовление гироскопа и введение коррекции систематической составляющей собственного и кажущегося “ухода” скорость остаточного (нескомпенсированного) “ухода” гироскопа составляет до 2 град/ч. Поэтому время работы гироскопа в этом режиме ограничено. Через некоторое время, определяемое условиями и тактикой полета, проводится коррекция гироскопа по магнитному полю Земли, или астрономическая коррекция.

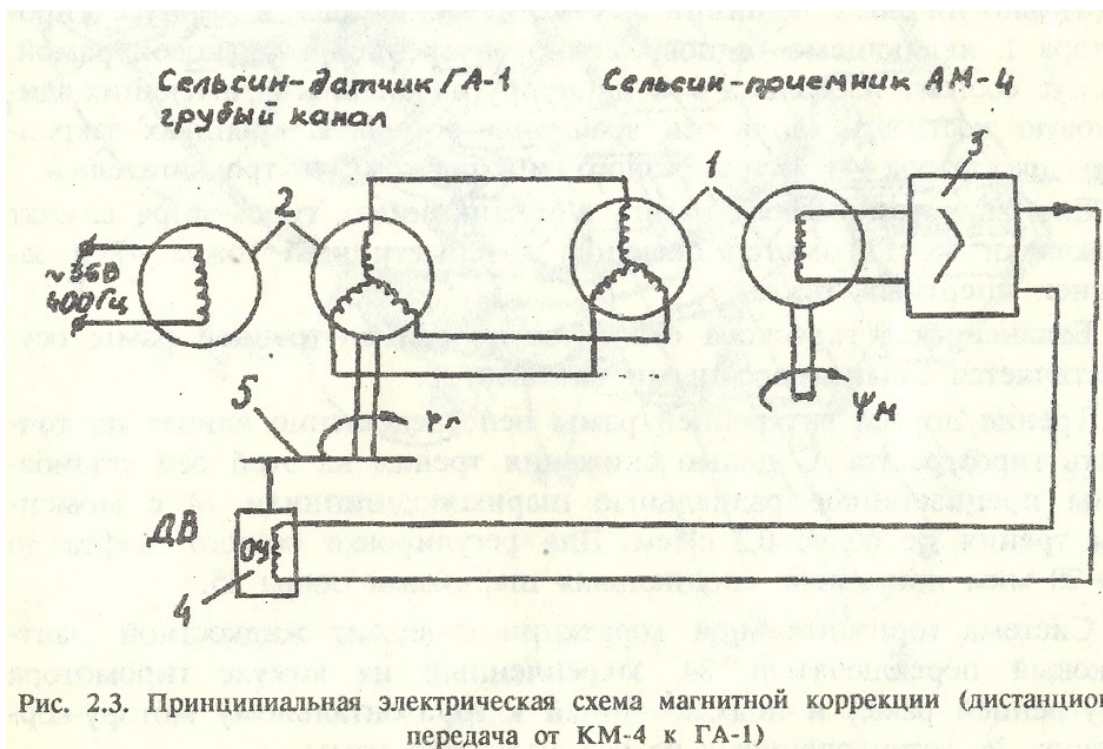
В режиме магнитной коррекции показания гироскопа сравниваются с направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

В случае рассогласования курса, определяемого гироскопом, и направления магнитного поля (в которое внесены поправки на девиацию и магнитное склонение) в показания гироскопа вводится поправка путем поворота статора сельсина-датчика гироскопа на угол рассогласования. Чувствительным элементом в режиме магнитной коррекции служит (см. рис. 2.1) феррозондовый индукционный датчик 23 типа ИД-2. Он связан электрически с коррекционным механизмом 24 типа КМ-4, в котором в показания индукционного датчика вводятся поправки на магнитные девиации, инструментальные погрешности и магнитное склонение.

На выходной оси коррекционного механизма (рис. 2.3) закреплен сельсин-приемник 1, относительное положение ротора которого соответствует магнитному курсу ψ_m самолета. Магнитная коррекция гироскопа осуществляется по сигналам рассогласования в дистанционной

сельсинной передаче: сельсин-датчик гироагрегата 2 — сельсин-приемник 1 коррекционного механизма. Сигнал рассогласования поступает с ротора сельсина-приемника на усилитель 3 и далее на обмотку управления двигателя отработки 4. Двигатель поворачивает статор сельсина-датчика гироагрегата в согласованное положение через редуктор 5 с передаточным отношением $i = 1\,200\,000$, что соответствует максимальной скорости согласования 2–5 град/мин. Очень низкая скорость согласования обеспечивает фильтрацию высокочастотных колебаний сигнала магнитного курса, вызванных колебаниями индукционного датчика, магнитными помехами и др. Ручка переключения режимов 22 (см. рис. 2.1) на пульте управления находится в положении МК, а указатель штурмана показывает магнитный курс самолета. Для повышения точности режим магнитной коррекции обычно осуществляется при прямолинейном полете самолета, что обеспечивает минимальные возмущения, действующие на индукционный датчик.

Быстрое согласование осуществляется нажатием кнопки “Согласование” на пульте управления. При этом скорость согласования увеличивается до 10 град/с путем изменения передаточного отношения редуктора до $i = 5000$.



В режиме астрономической коррекции показания гироагрегата корректируются от звездно-солнечного ориентатора ЗСО 25 (см. рис. 2.1) или астрокомпаса ДАК-ДБ. На оси курса звездно-солнечного ориентатора или промежуточного механизма астрокомпаса установлен ротор сельсина-приемника, статор которого электрически связан со статором сельсина-датчика гироагрегата. Астрономическая коррекция осуществляется по сигналам рассогласования дистанционной передачи на указанных сельсинах так же, как это имеет место в режиме магнитной коррекции. Ручка переключателя режимов 22 на пульте управления находится в положении АК.

Конструкция гироагрегата ГА-1

Гироагрегат ГА-1 (рис. 2.4) содержит: гироузел, системы горизонтальной и азимутальной коррекций, двухканальный сельсин-датчик, узлы согласования, отработки по крену и обогрева, корпус с амортизаторами, кожух прибора.

Гироузел имеет асинхронный гиромотор 29 ГУА-20 в кожухе, подвешенный с помощью горизонтальных полуосей 38 в наружной кардановой раме 10 с вертикальной осью вращения 27.

Гиромотор состоит из симметричного ротора 41, вращающегося в радиально-упорных подшипниках 42, помещенных в корпусе гиромотора 1, являющемся одновременно внутренней кардановой рамой. Корпус состоит из кольца 9 и двух упругих крышек 43, имеющих одинаковую жесткость вдоль оси вращения ротора. В крышках закреплены два статора 44 и 45 трехфазного асинхронного электродвигателя.

Для выставки осевого натяга в подшипниках гиромотора служат прокладки 46. Гиромотор помещен в герметичный кожух 47 и заполнен инертным газом.

Балансировка гироскопа относительно оси внутренней рамы осуществляется балансировочными винтами 30.

Трение по оси внутренней рамы непосредственно влияет на точность гироагрегата. С целью снижения трения на этой оси установлены прецизионные радиальные шарикоподшипники 14 с моментом трения не более 0,2 сНсм. Для регулировки осевого люфта до 10–20 мкм применена специальная шариковая опора 15.

Система горизонтальной коррекции содержит жидкостной маятниковый переключатель 34, закрепленный на кожухе гиромотора (внутренней раме) и подключенный к горизонтальному мотору-корректору 26, установленному на оси наружной рамы.

Электрическая схема горизонтальной коррекции и общий вид маятникового переключателя представлены на рис. 2.5. Маятниковый переключатель представляет собой герметичный сосуд 1, частично заполненный токопроводящей жидкостью 2. Сечение верхней поверхности сосуда вертикальной плоскостью представляет собой окружность 3. Сверху в стенке сосуда смонтированы два электрических контакта 4 и 5, которые подключены к двум встречно включенным обмоткам управления 7 и 8 мотора-корректора 9, представляющего собой двухфазный многополюсный реверсивный асинхронный двигатель, работающий в режиме короткого замыкания.

При горизонтальном расположении гироскопа пузырек инертного газа 10 равномерно перекрывает контакты 4 и 5, при этом электрическое сопротивление между контактами 6 и 4 и контактами 6 и 5 одинаково. Поэтому токи, текущие от контакта 6 к контактам 4 и 5 и далее через обмотки управления 7 и 8, также равны; суммарный момент двигателя равен нулю.

При отклонении жидкостного переключателя из плоскости горизонта пузырек 10 неравномерно перекрывает контакты 4 и 5. Это приводит к перераспределению токов через контакты 4, 5 и обмотки управления 7 и 8, к появлению момента двигателя 9, который обеспечивает прецессию гироскопа в горизонт.

Система азимутальной коррекции, электрическая схема которой представлена на рис. 2.6, состоит из мостового датчика сигналов I, азимутального мотора-корректора II и термокомпенсатора III. Датчик сигналов, расположенный в пульте управления, формирует с помощью широтного 2 и подстроечного 3 потенциометров переменное напряжение, которое поступает через термокомпенсатор III на азимутальный мотор-корректор II, находящийся на оси внутренней рамы гироскопа и представляющий собой двухфазный реверсивный асинхронный электродвигатель, работающий в режиме короткого замыкания. Широтный потенциометр имеет шкалу, оцифрованную от 0 до 90° (соответственно углу широты места). Реостаты 1 и 4 служат для регулировки величины азимутального сигнала.

Момент азимутальной коррекции пропорционален току в обмотке управления мотора корректора, который, в свою очередь, определяется величиной омического сопротивления обмоток 7 и 8. Так как при изменении температуры меняется и омическое сопротивление обмоток, то это влияет и на величину корректирующего момента. Для устранения этой погрешности в цепь управляющей обмотки включен термокомпенсатор III, который состоит из термистора 6, имеющего отрицательный температурный коэффициент сопротивления. Величина шунта 5 подбирается таким образом, чтобы при изменении температуры корректирующий момент электродвигателя оставался неизменным.

Дистанционная связь гироагрегата с потребителями курса осуществляется с помощью

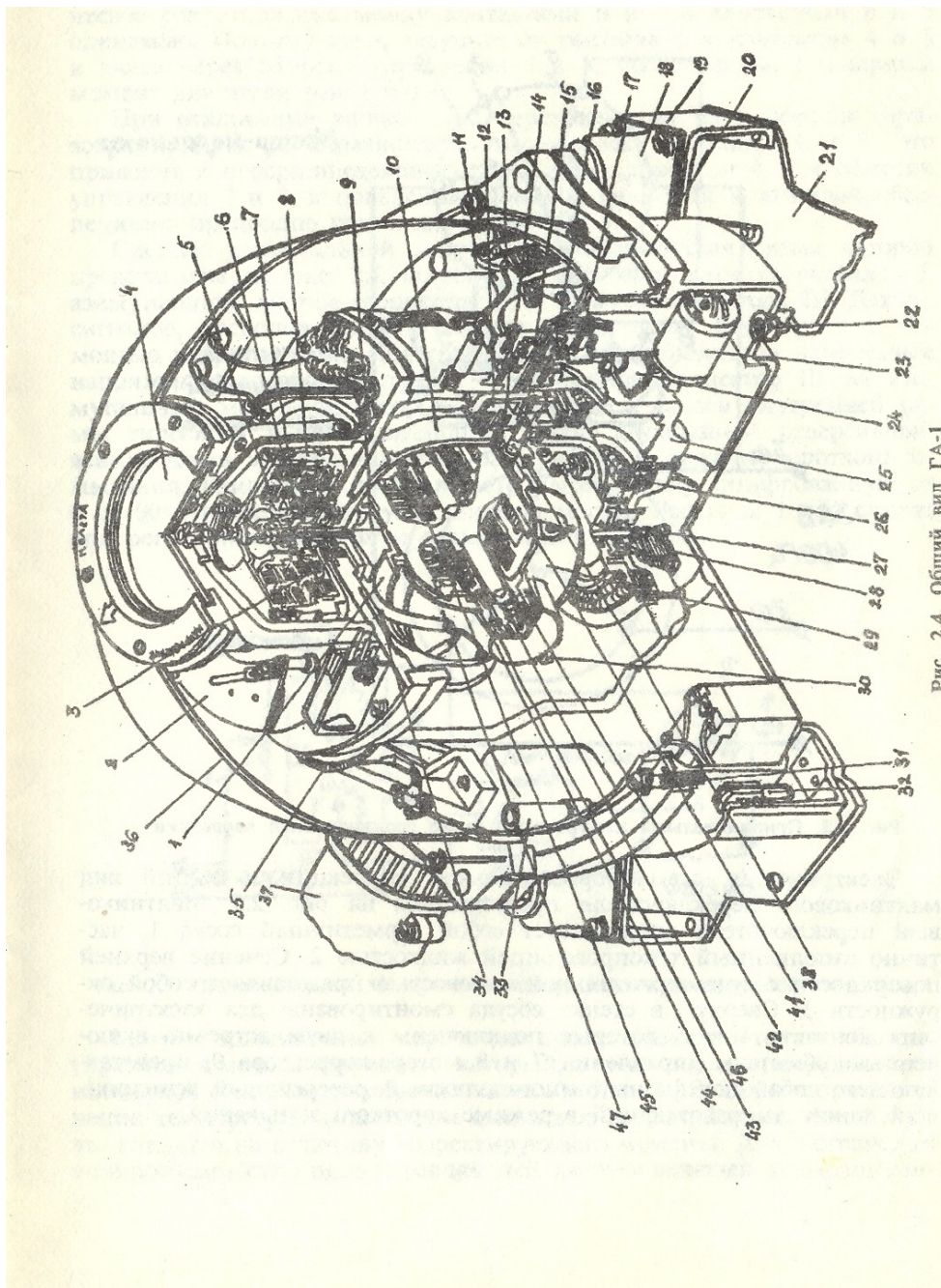


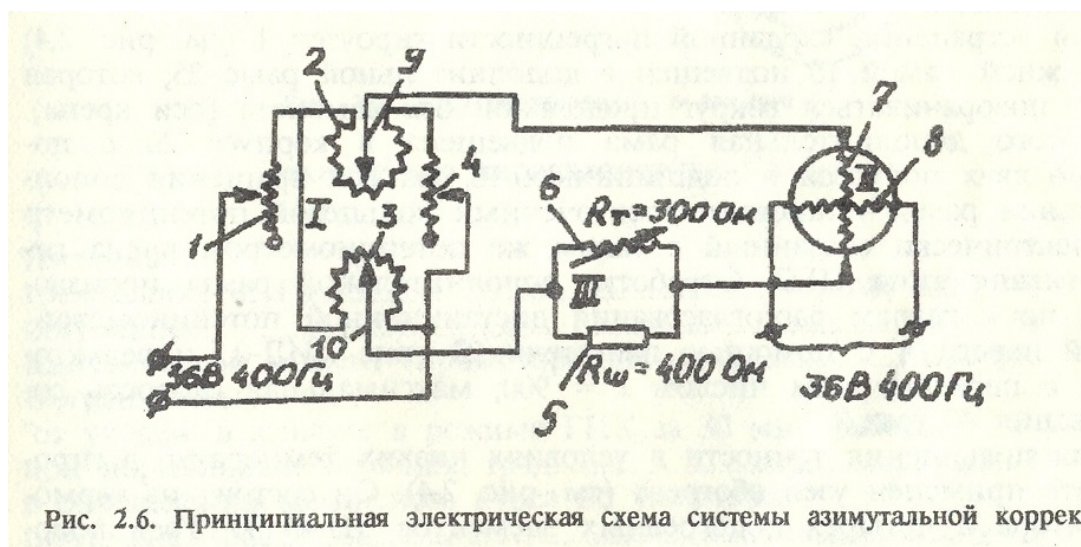
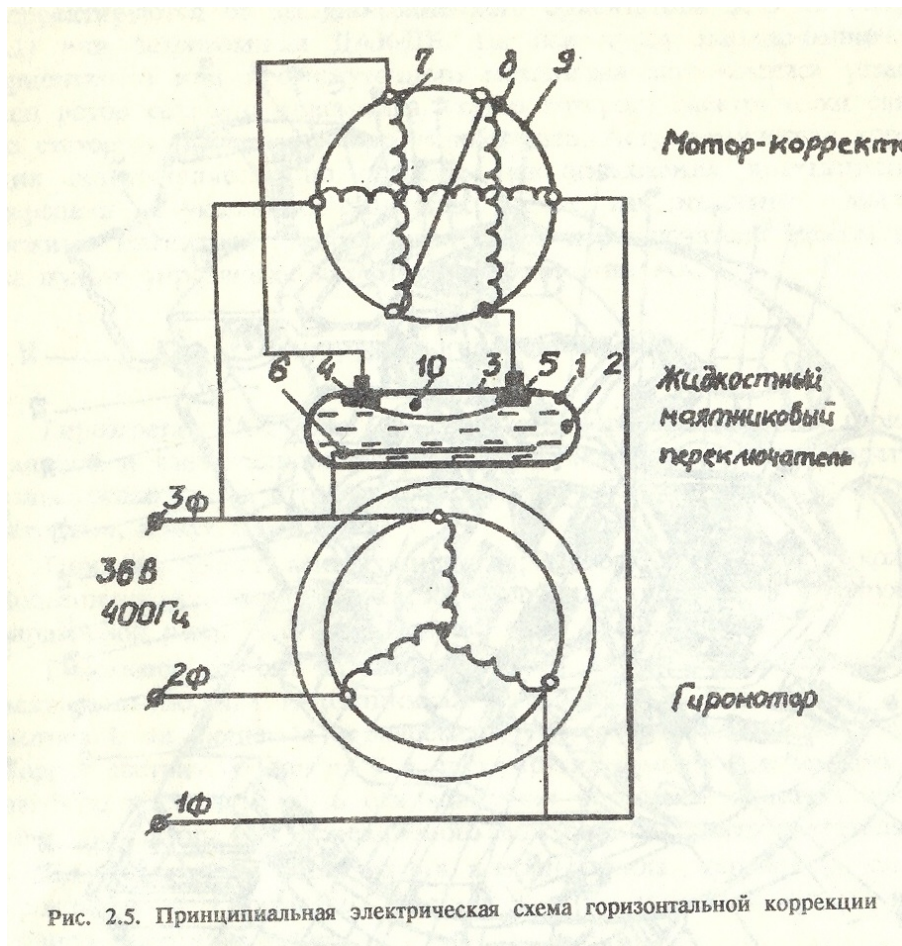
Рис. 2.4. Общий вид ГА-1

сельсина-датчика 3 и 6 двухканальной сельсинной передачи типа 913 А, установленного на оси наружной рамы. “Грубый” канал 3 дистанционной передачи имеет погрешность 45 угл. мин. Совместная работа “грубого” 3 и “точного” 6 каналов обеспечивает точность 15 угл. мин.

Узел согласования (рис. 2.7) предназначен для поворота статора сельсина-датчика ГП-1 в согласованное положение в различных режимах работы. Он состоит из двигателя отработки 2 типа ДИД-0,5, редуктора 1 и электромагнитной фрикционной муфты 3. При обычной работе прибора фрикцион 4 со средним зубчатым колесом 5 пружиной 6 прижимается к нижнему зубчатому колесу 7 и вращение от двигателя передается к корпусу статоров сельсинов по кинематической цепи с передаточным числом $i = 1\ 200\ 000$, что соответствует скорости согласования 2–5 град/мин.

Быстрое согласование осуществляется при нажатии кнопки на пульте управления. При этом срабатывает электромагнит 8, перемещающий шестерню 5 с фрикционом 4 вверх, прижимая его к шестерне 9, что изменяет кинематическую цепь передачи момента. В этом случае передаточное число $i = 5000$, что соответствует скорости согласования 10 град/с.

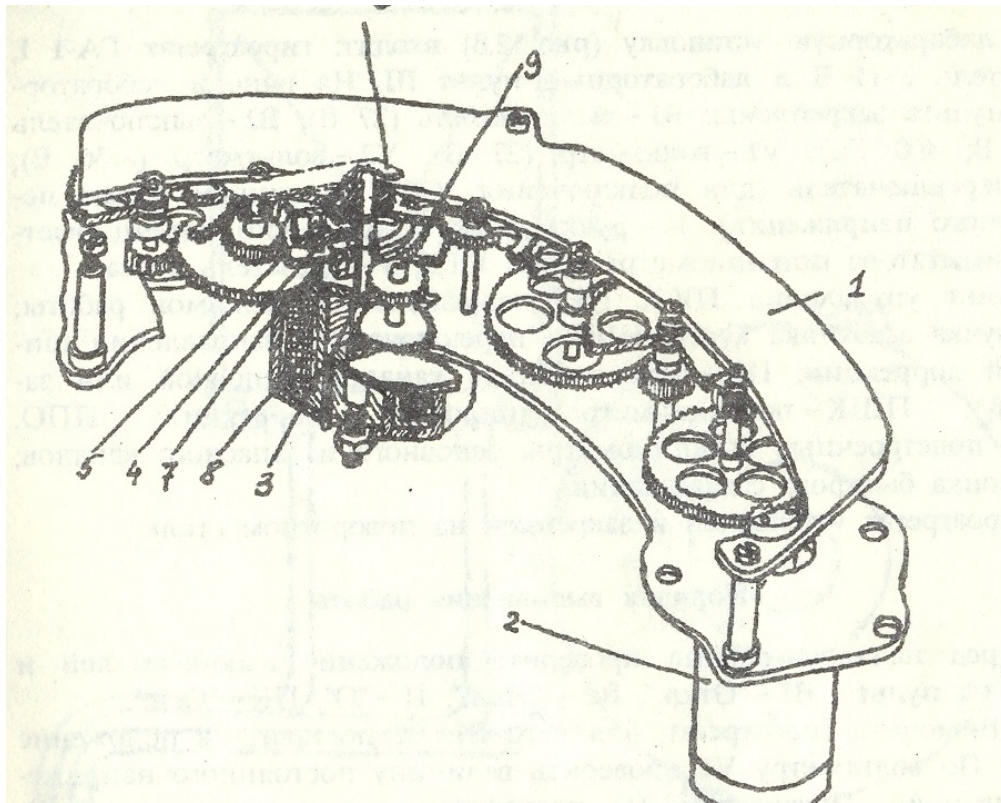
Для устранения карданной погрешности гиروزел 1 (см. рис. 2.4) с наружной рамой 10



подвешен в дополнительной раме 25, которая может поворачиваться вокруг продольной оси самолета (оси крена). Для этого дополнительная рама подвешена в корпусе 20 с помощью двух полуосей в подшипниках 16. На оси вращения дополнительной рамы установлен трехточечный кольцевой потенциометр 35, электрически связанный с таким же потенциометром крена гироскопа типа ЦГВ. Отработка дополнительной рамы производится по сигналам рассогласования дистанционной потенциометрической передачи с помощью двигателя 23 типа ДИД-0,5 и редуктора 24 с передаточным числом $i = 900$; максимальная скорость согласования 40 град/с.

Для повышения точности в условиях низких температур в гироскопе применен узел обогрева (см. рис. 2.4). Он состоит из терморегулятора и четырех подогревных элементов ЭН-46 33. Узел подогрева обеспечивает поддержание температуры внутри прибора (установленного в среде с температурой -60°C) на уровне $+40^\circ\text{C}$ через 50–60 мин после включения.

Корпус прибора 20 закрыт кожухом 36 и установлен на основании 21 с помощью четырех равночастотных демпфированных амортизаторов 18 типа АД, обеспечивающих защиту гироагрегата от виброперегрузок.



Техническая характеристика ГА-1

Питание:	
трехфазное, В; Гц	$36 \pm 5\%$; $400 \pm 2\%$
постоянное, В	$27 \pm 10\%$
Кинетический момент гиromотора, сН см	18 000
Погрешность:	
“от уходов” в азимуте в режиме ГПК за 30 мин работы при нормальных условиях, град	1
в определении магнитного курса по указателю штурмана, град	$\pm 1,5$
дистанционной двухканальной сельсинной передачи, угл. мин.	$\pm 1,5$
дополнительная за каждую минуту разворота, град	0,15
Время готовности, мин	5
Рабочий диапазон изменения температуры внешней среды, °С	+50 ... - 60

Описание лабораторной установки

В лабораторную установку (рис. 2.8) входят: гироагрегат ГА-1 I, усилитель У-11 II и лабораторный пульт III. На панели лабораторного пульта закреплены: В1 — выключатель (27 В); В2 — выключатель (~ 36 В; 400 Гц); У1 — вольтметр (27 В); У2 — вольтметр (~ 36 В); П1 — переключатель (для подключения У2 к различным фазам переменного напряжения); И — ручка движка кольцевого потенциометра и имитатора потенциометра крена ЦГВ; У — указатель курса.

Пульт управления ПУ-1: ПР — переключатель режимов работы; ЗК — ручка задатчика курса; НШК — переключатель направления широтной коррекции; ПК — переключатель каналов (основной или запасной); ПШК — потенциометр широтной коррекции; ППО, ППЗ —

подстроечные потенциометры основного и запасного каналов; К — кнопка быстрого согласования.

Гироагрегат установлен и закреплен на поворотном столе.

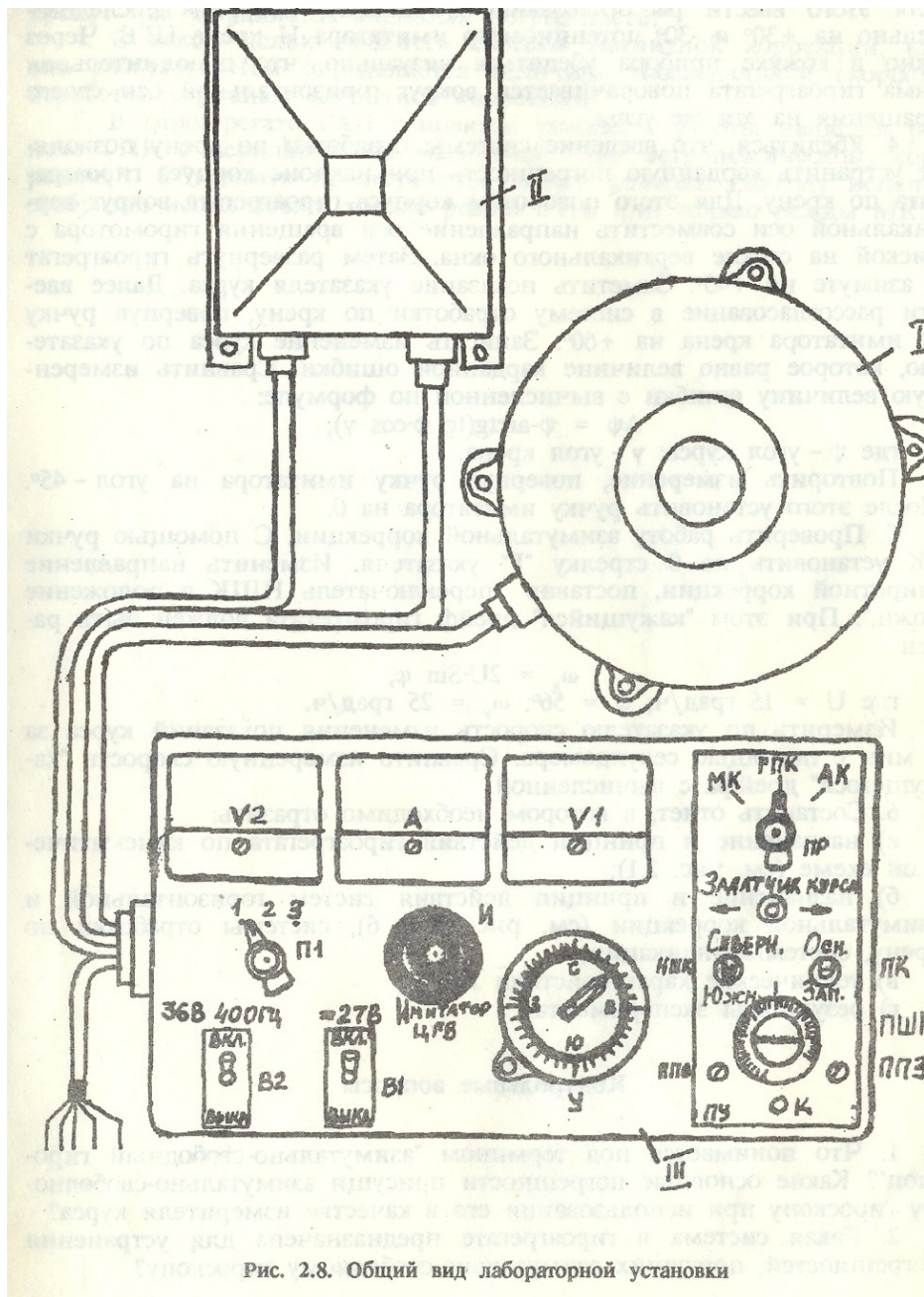


Рис. 2.8. Общий вид лабораторной установки

Порядок выполнения работы

Перед началом работы проверить положение выключателей и ручек на пульте: В1 — “Откл.”, В2 — “Откл.”, И — “О”, ПК — “Осн.”.

1. Включить гироагрегат, для чего В1, В2 поставить в положение “Вкл.”. По вольтметру У1 проверить величину постоянного напряжения питания. Переключая П1 последовательно в положения I, II, III, проверить переменные напряжения и токи в фазах по вольтметру У2 и амперметру А.

Убедиться в действии горизонтальной коррекции, наблюдая за движением гироскопа вокруг оси внутренней рамы через вертикальное смотровое окно.

Ручкой переключения режимов работы на пульте управления установить режим ГПК. Ввести широтную коррекцию, установив широтный потенциометр ПШК на широту

Москвы ($\varphi = 56^\circ$), а переключатель направления широтной коррекции в положение “северн.”, что соответствует нахождению гироагрегата в северном полушарии. Через 5 мин после включения гироагрегат готов к работе.

2. Проверить правильность показаний гироагрегата. Для этого разворотом платформы поворотного стола установить 0 по его шкале. Ручкой задатчика курса установить на 0 стрелку “Г” указателя курса. Далее последовательно установить платформу поворотного стола в положения 90, 180, 270 и 360°, каждый раз фиксируя показания указателя курса. Сравнить показания поворотного стола и указателя.
3. Убедиться в работоспособности системы отработки по крену. Для этого ввести рассогласование в систему, повернув последовательно на +30 и –30° потенциометр имитатора И крена ЦГВ. Через окно в кожухе прибора убедиться визуально, что дополнительная рама гироагрегата поворачивается вокруг горизонтальной оси своего вращения на эти же углы.
4. Убедиться, что введение системы отработки по крену позволяет устранить карданную погрешность при наклоне корпуса гироагрегата по крену. Для этого поворотом корпуса гироагрегата вокруг вертикальной оси совместить направление оси вращения гироскопа с риской на стекле вертикального окна. Затем развернуть гироагрегат в азимуте на +45°. Заметить показание указателя курса. Далее ввести рассогласование в систему отработки по крену, повернув ручку И имитатора крена на +60°. Записать изменение курса по указателю, которое равно величине карданной ошибки. Сравнить измеренную величину ошибки с вычисленной по формуле:

$$\Delta\psi = \psi - \arctg(\operatorname{tg} \psi \cdot \cos \gamma),$$

где ψ — угол курса; γ — угол крена.

Повторить измерение, повернув ручку имитатора на угол –45°. После этого установить ручку имитатора на 0.

5. Проверить работу азимутальной коррекции. С помощью ручки ЗК установить на 0 стрелку “Г” указателя. Изменить направление широтной коррекции, поставив переключатель НШК в положение “южн.”. При этом “кажущийся” дрейф гироагрегата должен быть равен

$$\omega_k = 2U \sin \varphi,$$

где $U = 15$ град/ч; $\varphi = 56^\circ$; $\omega_k = 25$ град/ч.

Измерить по указателю скорость изменения показаний курса за 5 мин с помощью секундомера. Сравнить измеренную скорость “кажущегося” дрейфа с вычисленной.

6. Составить отчет, в котором необходимо отразить:
 - а) назначение и принцип действия гироагрегата по кинематической схеме (см. рис. 2.1);
 - б) назначение и принцип действия систем горизонтальной и азимутальной коррекции (см. рис. 5 и 6), системы отработки по крену, системы индикации;
 - в) технические характеристики ГА-1;
 - г) результаты эксперимента.

Контрольные вопросы

1. Что понимается под термином “азимутально-свободный гироскоп”? Какие основные погрешности присущи азимутально-свободному гироскопу при использовании его в качестве измерителя курса?

2. Какая система в гироагрегате предназначена для устранения погрешностей, присущих азимутально-свободному гироскопу?
3. Для чего в гироагрегате ГА-1 введена система отработки по крену? Как устраняется выраженная погрешность?
4. С какой целью вводится система магнитной коррекции, как она работает? Чем определяется величина максимальной скорости отработки в режиме магнитной коррекции?
5. В гироагрегате ГА-1 основным режимом работы является режим ГПК с периодической магнитной (или астрономической) коррекцией. Объясните преимущества такого режима. Почему нецелесообразно использовать только режим ГПК или только режим МК?