

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра технической эксплуатации авиационных
электросистем и пилотажно-навигационных комплексов

В.Н. Габец

АВИАЦИОННЫЕ ИНФОРМАЦИОННО- ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

Учебно-методическое пособие
по выполнению лабораторной работы
«Исследование характеристик
выключателя коррекции ВК 90-М
и электрического указателя поворота ЭУП-53»

*для студентов III-IV курсов
направления 25.03.02
всех форм обучения*

Москва
ИД Академии Жуковского
2018

УДК 629.7.05(07)
ББК 0571-021
Г12

Рецензент:

Кузнецов С.В. – д-р техн. наук, проф. каф. ТЭАЭиПНК

Габец В.Н.

Г12

Авиационные информационно-измерительные системы [Текст] : учебно-методическое пособие по выполнению лабораторной работы «Исследование характеристик выключателя коррекции ВК 90-М и электрического указателя поворота ЭУП-53» / В.Н. Габец. – М. : ИД Академии Жуковского, 2018. – 20 с.

Данное учебно-методическое пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Авиационные информационно-измерительные системы» по учебному плану для студентов III-IV курсов направления 25.03.02 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседании кафедры 26.01.2018 г.

УДК 629.7.05.(07)
ББК 0571-021

Лабораторная работа №1

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ КОРРЕКЦИИ ВК-90М

Целью лабораторной работы является изучение принципа действия и конструкции выключателя коррекции ВК – 90М, а также экспериментальное исследование его основных характеристик.

1. Назначение и устройство выключателя коррекции ВК – 90 М

1. 1 Назначение и условия эксплуатации выключателя коррекции ВК – 90М

Выключатель коррекции ВК – 90М предназначен для обеспечения размыкания электрических цепей коррекции различных гироскопических приборов при достижении самолётом скорости разворота или виража более 0,05 град./сек.

Условия эксплуатации:

- рабочая температура окружающей среды от – 60 до + 60°С;
- относительная влажность воздуха до 98% при + 40°С;
- прибор работает при перегрузках:
вибрация от 5 до 300Гц с перегрузкой до 5g,
линейные ускорения по трём взаимно перпендикулярным направлениям до 10g,
ударные перегрузки по трём взаимно перпендикулярным направлениям до 12g при частоте 40 -80 ударов в минуту с длительностью импульса 25 – 50мсек.

1.2. Основные технические характеристики выключателя коррекции ВК – 90М

1. Электропитание прибора трёхфазный переменный ток напряжением $36 \pm 1,8$ В частотой 400 ± 8 Гц и постоянным напряжением $27 \pm 2,7$ В.

2. Потребляемый переменный ток в установившемся режиме не более 0,3А.

3. Время готовности прибора не более 2,5 мин.

4. Угловая скорость отключения коррекции в режиме разворота и виражей должна быть более:

при отсутствии рыскания самолёта по курсу 0,05 град./сек.

с рысканием самолёта по курсу 0,02 град./сек.

5. Время задержки отключения коррекции:
 в режиме разворотов и виражей при отсутствии
 рыскания по курсу:
 при угловой скорости 0,15 град./сек. 7-52 сек.
 при угловой скорости 0,3 град./сек. 7-32,5сек.
 при угловой скорости 1 град./сек. -19,5сек.
 в режиме разворотов и виражей
 с рысканием по курсу:
 при угловой скорости 0,15 град./сек. 7-52 сек.
 при угловой скорости 0,3 град./сек. 7-26 сек.
 при угловой скорости 1град./сек. 7-19,5 сек.
 при подаче сигнала в систему обеспечения
 искусственного завала 7-40 сек.
6. Время задержки включения коррекции:
 после окончания разворота без рыскания
 по курсу 3-19,5 сек.,
 после окончания разворота при наличии
 рыскания по курсу. 3-52 сек.,
 после прекращения подачи сигнала в систему
 обеспечения искусственного завала
 гироскопического узла. 5-15сек.
7. Время задержки реле времени:
 замыкание. 5,8-9,4сек.
 размыкание 3,2-5,4сек.
8. Масса. 2900г.

1.3. Принцип действия ВК-90М

В состав гироскопических приборов, служащих для измерения углов крена, тангажа, курса и построенных на базе 3-хстепенного гироскопа, входит система коррекции. Она предназначена для ориентации 3-хстепенного гироскопа в заданном положении. При действии на коррекционные устройства линейных ускорений от центробежных сил, возникающих при разворотах и виражах самолёта, чувствительные элементы коррекционных устройств отклоняются от заданного положения, что вызывает уход главной оси 3-хстепенного гироскопа от заданного направления. В связи с этим для устранения ложной коррекции и уменьшения ошибок гироскопических приборов при разворотах и виражах следует отключать коррекцию на время эволюции самолёта. Однако при малых угловых скоростях разворотов отключение коррекции на длительное время может вызвать большие уходы оси гироскопа, чем погрешности, обусловленные действием на чувствительные элементы системы коррекции малых линейных ускорений и центробежных сил.

Это накладывает ограничения на нижний предел угловой скорости, при которой целесообразно отключать коррекцию. Например, разворот с малой угловой скоростью - это длительный разворот и отключение коррекции на это время скажется на “уходе” гироскопа от вращения Земли. Погрешность от центробежных сил в этом случае будет мала. Следовательно, коррекцию в этом случае отключать не следует. Она будет компенсировать “уход” от вращения Земли. С другой стороны, при быстром развороте основной погрешностью будет погрешность от центробежных сил и коррекцию следует отключить. Поэтому порог отключения выбирается исходя из минимизации суммарной погрешности.

При прямолинейном полёте возможны кратковременные колебания летательного аппарата по углу рыскания (порывы ветра и др.). Эти колебания могут привести к “ложному” срабатыванию выключателя коррекции. С целью устранения этой погрешности в выключателе коррекции предусмотрено устройство, обеспечивающее временную задержку размыкания электрических цепей.

Выключатель коррекции (рис.1.1) представляет собой гироскопический датчик угловой скорости, снабжённый пороговым устройством, устройством задержки времени и исполнительным устройством.

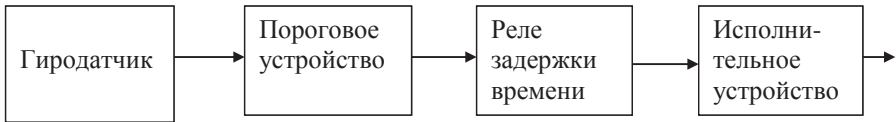


Рис. 1.1. Структурная схема выключателя коррекции

Гиродатчик при появлении угловой скорости разворота или виража выдаёт сигнал на пороговое устройство, которое предназначено для выдачи сигнала на отключение коррекции при достижении скорости вращения самолёта, равной расчётной (0,05 град. / сек.). Реле задержки времени обеспечивает задержку времени отключения коррекции при появлении кратковременных угловых скоростей разворота летательного аппарата, превышающих заданный порог.

Роль исполнительного устройства выполняет, как правило, электромагнитное реле, через контакты которого коммутируются электрические цепи систем коррекции. При поступлении на реле сигнала с устройства задержки времени оно срабатывает, контакты размыкаются, и происходит дистанционное отключение коррекции гироскопических приборов.

1.4. Конструкция выключателя коррекции ВК-90М

Конструкция прибора изображена на рис. 1.2

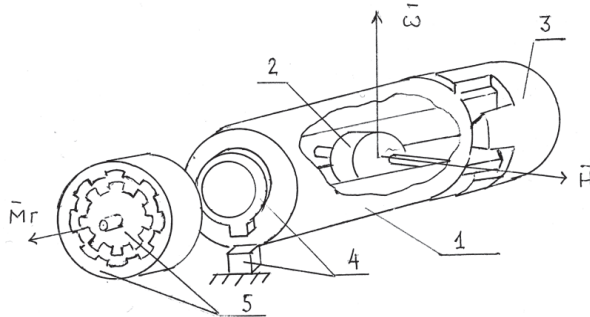


Рис. 1.2. Конструкция выключателя коррекции ВК-90М: 1- поплавок, 2- гиромотор, 3-демпфер, 4- магнитная пружина (датчик момента), 5-датчик угла

Гиродатчик представляет собой цилиндрический корпус. Внутри корпуса размещён поплавок, опирающийся на подшипники и свободно поворачивающийся в них.

Поплавок представляет собой рамку с цапфами-осями для подвеса в подшипниках. На рамке надет стакан, который герметично припаян к ней и служит для предохранения гиромотора от жидкости, заполняющей прибор. Полученный герметичный цилиндр, погруженный в жидкость, снимает трение в опорах, так как, практически, гироскопический узел находится во взвешенном состоянии.

С правой стороны корпуса размещён сильфон, связанный с регулировочными лопатками и служащий для компенсации влияния температуры окружающей среды на вязкость жидкости.

В поплавке установлен синхронный гиромотор ГМС-0,2М, предназначенный для создания необходимого кинетического момента. Гиромотор представляет собой гистерезисный двигатель обращенного исполнения (статор внутри ротора), в котором вращающий момент создается за счёт гистерезиса в материале ротора при перемагничивании его полем статора в процессе пуска и за счёт взаимодействия поля статора с намагниченным ротором в рабочем режиме.

Принцип действия гиродатчика основан на свойстве гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения (вектор кинетического момента \vec{H}) с осью вынужденного вращения ($\vec{\omega}$) летательного аппарата.

При развороте самолёта относительно вертикальной оси возникает гироскопический момент $\vec{M}_г$. В результате действия гироскопического

момента вектор \vec{N} стремится по кратчайшему пути совместиться с вектором угловой скорости $\vec{\omega}$. При углах поворота подвижной части гиродатчика-поплавка до 3° - 4° , можно считать, что

$$I\ddot{\beta} + c\dot{\beta} + k_{\text{ГПР}}\beta = N\omega = M_{\text{Г}},$$

где I - момент инерции поплавка, г·см·с²;

$\ddot{\beta}$ - угловое ускорение поплавка при повороте, 1/с².

Из-за очень малой величины I и $\ddot{\beta}$ их произведением можно пренебречь;

c - коэффициент демпфирования, г·см·сек;

$k_{\text{ГПР}}$ - жёсткость магнитной пружины, г·см/рад.;

N - кинетический момент гироскопа, г·см·сек.,

ω - угловая скорость разворота, 1/сек.;

β - угол поворота поплавка от первоначального положения до замыкания контактов, рад.;

$\dot{\beta}$ - угловая скорость движения поплавка, 1/с.

При установившемся развороте, когда $\dot{\beta} = \ddot{\beta} = 0$, получим:

$$k_{\text{ГПР}} \cdot \beta = N\omega$$

Момент, в результате действия которого поплавок поворачивается прямо пропорционально действующей на летательный аппарат угловой скорости ω , и установившееся положение (угол поворота поплавка) определяется моментом магнитной пружины:

$$M_{\text{ГПР}} = k_{\text{ГПР}} \cdot \beta; \beta = N\omega / k_{\text{ГПР}}.$$

Магнитная пружина состоит из датчика момента и датчика угла.

Параметры прибора ВК-90 М выбраны таким образом, что отключение коррекции происходит при минимальной угловой скорости разворота

0,05 град./с. и угле поворота поплавка $\beta = 2^\circ 40'$. При угле $\beta = 3^\circ$ поворот поплавка ограничивается специальным упором.

Датчик угла индукционного типа предназначен для преобразования угловых перемещений гиروزла в электрический сигнал. Датчик угла конструктивно состоит из статора и ротора. На статоре располагаются обмотка возбуждения и сигнальная обмотка.

Принцип действия датчика угла основан на перераспределении магнитного потока обмотки возбуждения, пересекающего сигнальную обмотку, вследствие изменения магнитного сопротивления при перемещении ротора относительно статора.

Принцип действия датчика момента основан на создании противодействующего момента при повороте ярма, закреплённого на поплавке относительно магнита, закреплённого на корпусе прибора. Для создания

дополнительных магнитных потоков, необходимых для устранения асимметрии магнитной пружины (из-за конструктивных допусков на изготовление) и для получения определённого момента на корпусе гиродатчика крепятся две катушки на одинаковом расстоянии от якоря. При подаче электропитания в одну из катушек образуется магнитный поток и якорь притягивается, поворачивая поплавков. От изменения величины тока, подаваемого в катушку, будет меняться и сила притяжения якоря, имитируя действие определённой угловой скорости.

Пороговое устройство и реле времени выполнены на печатных платах.

Пороговое устройство состоит из генератора и сравнивающего устройства. Генератор опорного напряжения, построенный на основе мультивибратора на транзисторах с индуктивной обратной связью, предназначен для формирования сигнала синусоидальной формы.

В исходном положении, при прямолинейном полёте летательного аппарата, на вход порогового устройства с датчика угла сигнал не поступает.

При развороте летательного аппарата на вход порогового устройства с датчика угла поступает сигнал по амплитуде, превышающий опорный сигнал с генератора. Пороговое устройство, в этом случае, выдаёт сигнал на вход реле времени для отключения коррекции.

Реле времени состоит из схемы задержки отключения коррекции, схемы задержки включения коррекции и исполнительного устройства.

Схемы задержки отключения и включения коррекции принципиально не отличаются. Задержка времени осуществляется временем заряда и разряда конденсатора.

Принцип действия демпфера основан на прокачке демпфирующими лопатками жидкости, заполняющей гиродатчик, через зазор между лопатками и неподвижным статором демпфера. Вязкость жидкости и величина зазора выбраны так, что обеспечивается требуемое демпфирование при максимальной рабочей температуре. При понижении температуры вязкость жидкости увеличивается. Чтобы сохранить демпфирование постоянным, в статоре демпфера имеется дополнительный паз, который при максимальной температуре закрыт регулировочными лопатками. С понижением температуры объём жидкости уменьшается. Сильфон, компенсируя уменьшение объёма жидкости, растягивается и толкает регулировочные лопатки, связанные с сильфоном. Регулировочные лопатки, с помощью фигурного паза открывают ранее закрытый паз на столько, чтобы при данной температуре обеспечить постоянное демпфирование.

2. Порядок проведения лабораторной работы

2.1. Определение времени готовности и закона изменения пускового тока

Время готовности прибора должно быть не более 2,5мин. Оно отсчитывается с момента постановки переключателя пульта “Электропитание” в положение “Прибор” до момента загорания лампы Л7. Одновременно, после установки переключателя в положение “Прибор” с интервалом 10 сек. записывать в таблицу 1.1 значение тока в фазе, определяемое по амперметру. Результаты измерений занести в таблицу и построить график пускового тока $I(t)$.

Таблица 1.1

t,сек.	0	10	20	30	40	50	60	70	...	150
I,А										

2.2. Определение времени задержки отключения и включения коррекции при искусственном завале

Время задержки отключения коррекции определяется с момента искусственного завала до момента отключения коррекции. Выключение коррекции определяется по выключению ламп Л1-Л5 пульта и загоранию ламп Л6 и Л8. При включении коррекции лампы Л1-Л5 загораются, а лампы Л6 и Л8 гаснут.

Для завала гироузла по часовой стрелке необходимо переключатель пульта “Завал” установить в положение “1”. Замерить время выключения коррекции. После отключения коррекции переключатель “Завал” установить в нейтральное положение, замерив время включения коррекции.

Проделать аналогичные операции для завала в положение “2”.

2.3. Определение времени задержки отключения и включения коррекции при разворотах.

Задавая при помощи МПУ (малогабаритной поворотной установки) различные скорости вращения в соответствии с табл.1.2, определить время отключения коррекции и её включения.

Построить график $t_{\text{откл.}}=f(\omega)$.

Таблица 1.2

Угловая скорость (поМПУ) град./с.		0,3	0,5	0,7	0,9	1,1	1,3	1,5	17
по часовой стрелке	Время отключения(с.)								
	Время включения (с.)								
про тив часовой стрелки	Время отключения(с.)								
	Время включения (с.)								

3. Требования, предъявляемые к отчёту

Отчёт по лабораторной работе должен содержать:

1. Название лабораторной работы.
2. Цель лабораторной работы.
3. Основные технические характеристики ВК-90М.
4. Таблицы и графики, указанные в разделе 2.
5. Выводы по проделанной работе.

4. Контрольные вопросы

1. В каких условиях и для чего необходимо отключать коррекцию гиросприборов?
2. Как конструктивно выполнен гиродатчик?
3. Как осуществляется коррекция демпфирования колебаний гиروزла при изменении температуры?
4. Для чего в приборе ВК-90М необходима задержка времени при отключении и включении коррекции?
5. Каково назначение порогового устройства?
6. Как конструктивно выполнены узлы съёма электрического сигнала и создания противодействующего момента?

Литература

1. Воробьев В.Г. и др. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы: Учебник для вузов; Под ред. В.Г. Воробьева.- М.: Транспорт, 1992.

Лабораторная работа №2

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРИЧЕУКОГО УКАЗАТЕЛЯ ПОВОРОТА ЭУП-53

Целью лабораторной работы является изучение принципа действия и конструкции электрического указателя поворота ЭУП-53, а также экспериментальное исследование его основных характеристик.

1. Назначение и устройство электрического указателя поворота ЭУП-53

1.1. Назначение и условия эксплуатации ЭУП-53

Электрический указатель поворота ЭУП-53 предназначен для определения направления разворота самолёта. Шкала указателя отградуирована в градусах крене самолёта, путевая скорость, на которую рассчитан прибор (500 км / час.), написана под шкалой. При выполнении координированного с этой скоростью ЭУП-53 может быть использован для контроля авиагоризонта, а так же как указатель крена при отказе авиагоризонта.

Температурный диапазон работы от -60° до $+50^{\circ}$, диапазон работы по высоте –до 20км.

1.2. Основные технические характеристики ЭУП-53

1. Напряжение питания по постоянному току $27\pm 2,7$ В.
2. Погрешность из-за изменения напряжения питания $\pm 0,2\%$.
3. Чувствительность прибора $8\pm 1,3\%$.
4. Отклонение стрелки прибора при плоском развороте со скоростью $0,6\%$ 4 ± 2 град., с угловой скоростью $1,5\%$ 12 ± 2 град.
5. Погрешность в нормальных условиях при кренах 15° - 45° и угловых скоростях разворота $1,1$ - $1,4\%$ $1,5$ град.
6. Несовпадение стрелки с нулевой отметкой ± 1 град.
7. Потребляемая мощность 3,5 Вт
8. Застой шарика указателя не более 2,5град
9. Масса прибора, 1,1кг

1.3. Принцип действия ЭУП-53

В корпусе прибора размещены два указателя: гироскопический указатель поворота, предназначенный для определения направления разворота и

указатель скольжения, предназначенный для выполнения лётчиком разворотов без скольжения.

Указатель поворота представляет собой датчик угловых скоростей, главная ось которого направлена вдоль поперечной оси самолёта, а ось рамки – по продольной оси самолёта.

Принцип действия двухстепенного гироскопа основан на возникновении гироскопического момента при развороте самолёта с угловой скоростью Ω (рис.2.1):

$$M_{\text{Гир}} = I \cdot \Omega \sin \varphi,$$

где $M_{\text{Гир}}$ – гироскопический момент;

I – момент инерции ротора гироскопа;

Ω – угловая скорость вращения ротора;

φ – угол между векторами $\vec{\omega}$ и $\vec{\Omega}$.

Под действием гироскопического момента $M_{\text{Гир}}$ ротор вместе с рамой разворачивается относительно оси Y , стремясь совместить вектор угловой скорости Ω с вектором угловой скорости вынужденного вращения ω_p по кратчайшему пути.

Прецессия происходит до тех пор, пока момент пружины $M_{\text{ПР}}$ не уравновесит гироскопический момент $M_{\text{Гир}} = M_{\text{Гир}}$.

Момент пружины пропорционален натяжению пружин и углу поворота рамки. Поворот рамки 2 гироскопа вокруг оси X передаётся через палец 4, вилку 5 на стрелку 7, которая будет показывать направление разворота самолёта. Прибор имеет воздушный демпфер 9, который компенсирует колебания рамки, возникающие при переходных процессах, а также из – за рыскания самолёта по курсу.

Угловую скорость самолёта можно измерить этим прибором при условии, что не меняется линейная скорость самолёта и величина поперечного крена при развороте.

Когда самолёт совершает разворот с креном γ (рис.2.2), то угловая скорость разворота ω_p раскладывается на две составляющие ω_{p1} и ω_{p2} . Гироскопический момент $M_{\text{Гир}} = I \cdot \Omega \sin \varphi$ будет возникать за счёт составляющей ω_{p1} и будет меньше, чем при отсутствии крена. Поэтому гироскоп повернётся на меньший угол. При развороте с креном $\gamma = 90^\circ$ прибор показаний давать не будет. Поэтому шкала прибора разбита в условных единицах и имеет

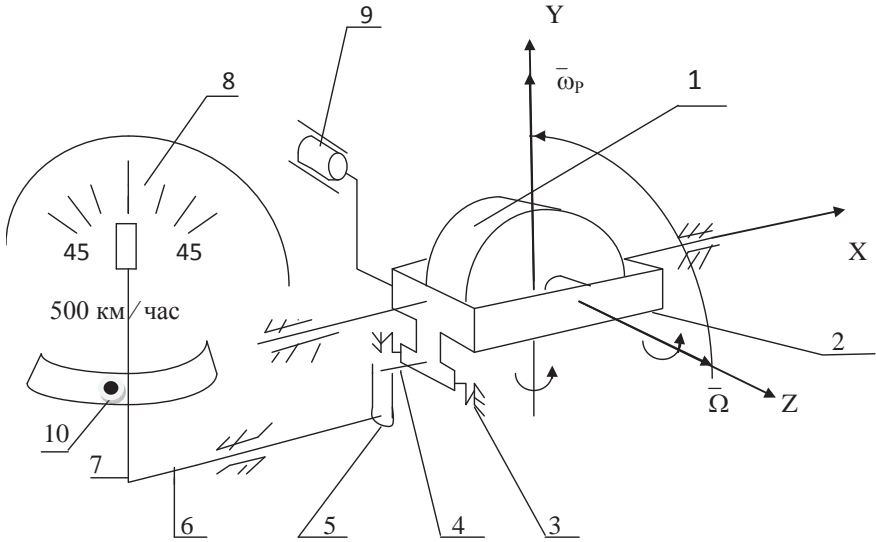


Рис. 2.1. Кинематическая схема ЭУП-53:

1-ротор; 2-рама; 3-пружина; 4-палец; 5-вилка; 6-выходная ось; 7-стрелка; 8-шкала; 9-демпфер; 10-указатель скольжения.

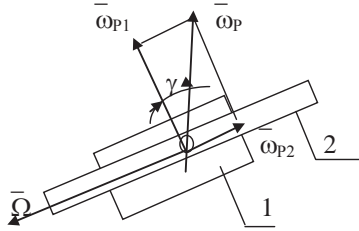


Рис.2.2. Влияние крена на показания ЭУП-53: 1-ротор, 2- рама

оцифровку $\pm 45^\circ$ угла крена. ЭУП даёт правильные показания по крену только при координированном развороте. Крайние деления соответствуют угловой скорости разворота $11,2^\circ/\text{с}$, которая достигается при скорости полёта $500\text{км}/\text{ч}$ и крене 45° .

Ротор гироскопа приводится во вращение двигателем постоянного тока. Для поддержания постоянной скорости вращения ротора - $6000\text{об}/\text{мин}$ на роторе устанавливаются два центробежных регулятора. При размыкании контактов под действием центробежной силы, возникающей от вращения ротора, последовательно с обмоткой якоря подключаются два добавочных сопротивления, что приводит к уменьшению тока якоря и снижению скорости вращения (рис.2.3).

Для уменьшения радиопомех питание к обмоткам якоря $Rя$ подаётся через фильтр, состоящий из двух конденсаторов C и двух катушек индуктивности L .

Указатель поворота снабжён ещё одним прибором, определяющим скольжение самолёта, т.е. угол между направлением "кажущейся вертикали" и нормальной осью самолёта. Направление "кажущейся вертикали" совпадает с направлением равнодействующей R силы тяжести G и центробежной силы $F =$

$$\underline{G} \cdot V \cdot \omega \text{ (рис.2.4)}$$

g

При правильно выраже направление "кажущейся вертикали" совпадает с нормальной осью самолёта Y . При этом шарик находится в среднем положении.

$$\text{tg}\gamma = V\omega/g$$

γ - угол крена,

V - скорость полёта самолёта,

g – ускорение силы тяжести,

ω - угловая скорость виража.

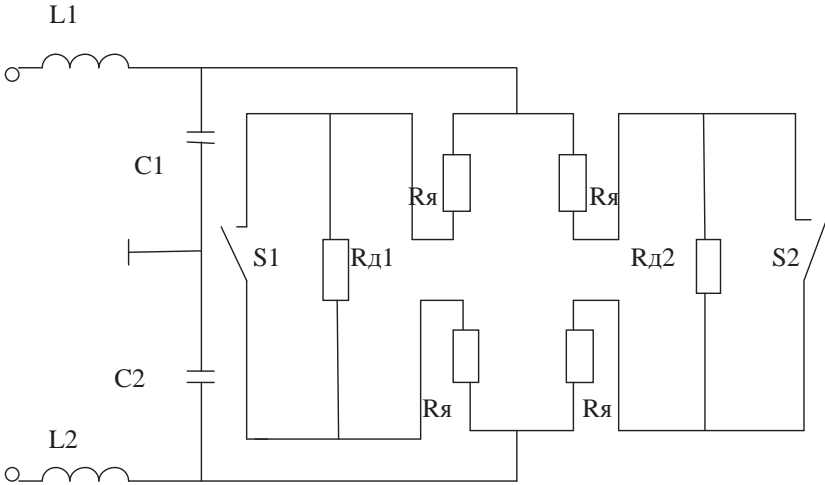


Рис. 2.3. Электрическая схема подключения добавочных сопротивлений

Отсюда видно, что при $V = \text{const}$ угол крена γ и угловая скорость виража ω имеют однозначную связь и поэтому для некоторой скорости $V(500\text{км} / \text{час})$ указатель поворота может быть отградуирован в углах крена. Если при вираже нормальная ось самолёта не совпадает с направлением "кажущейся вертикали", то вираж происходит со скольжением и шарик сместится от среднего положения на угол между этими направлениями.

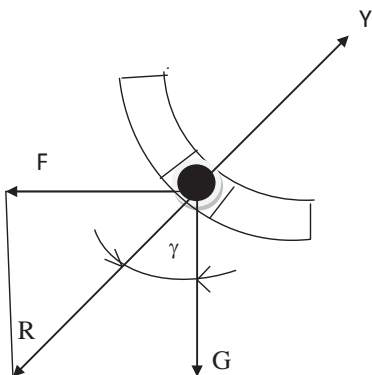


Рис. 2.4. Измерение крена с помощью ЭУП-53:

F- центробежная сила; G-сила тяжести; R-равнодействующая сила (направление кажущейся вертикали)

2. Порядок проведения лабораторной работы

2.1. Определение ампер - секундной характеристики

Установить прибор в кронштейне без крена, для чего необходимо совместить риску поворотного кольца кронштейна с нулём шкалы кронштейна. Подать питание на прибор и через каждые 10 сек. снимать показания амперметра до стабилизации тока. Результаты свести в таблицу и построить график $I=(t)$. Определить время готовности прибора.

2.2. Определение чувствительности прибора

Задавая при помощи МПУ вращение платформы, определить при какой угловой скорости стрелка уйдёт от нулевого деления на половину лопаточки.

2.3. Определение статической характеристики ЭУП-53

Определить при каких угловых скоростях разворота прибора его стрелка совмещается с делениями шкалы. Результаты свести в таблицу 2.1.

Таблица 2.1
 $\gamma(\text{крен}) = 0^\circ$

ω (угловая скорость разворота основания)	По часовой стрелке			Против часовой стрелки		
φ (показания прибора)	15	30	45	15	30	45

2.4. Определение погрешности прибора при наличии углов крена

Накренить прибор на 20° влево и по методике пункта 2.3. снять показания. Накренить прибор вправо и произвести аналогичные измерения. Результаты свести в таблицу, аналогичную таблиц 2.1, но для крена $\gamma = 20^\circ$. Такие же измерения произвести для кренов прибора $\gamma = 40^\circ$ и $\gamma = 60^\circ$.

На одном графике построить зависимости $\varphi = f(\omega)$ для разных углов крена, а на другом погрешность $\Delta\omega = f(\varphi)$ для кренов 20° , 40° и 60° по отношению к показаниям прибора без крена.

3. Требования, предъявляемые к отчёту

Отчёт по лабораторной работе должен содержать:

1. Название лабораторной работы.
2. Цель лабораторной работы.
3. Основные технические характеристики ЭУП - 53
4. Таблицы и графики результатов эксперимента.
5. Выводы по проделанной работе.

4. Контрольные вопросы

1. Назначение и устройство ЭУП – 53.
2. Принцип действия датчика угловой скорости.
3. Назначение и устройство указателя скольжения.
4. Что такое координированный разворот?
5. При каких условиях, измеряя угловую скорость, можно судить об углах крена?

6. Влияние крена и линейной скорости самолёта на показания ЭУП – 53.

Литература

1. Воробьёв В.г. и др. Авиационные приборы, информационно – измерительные приборы и комплексы: Учебник для ВУЗов; Под ред. В.Г. Воробьёва.- М.: Транспорт, 1992г.

Содержание

Лабораторная работа №1 « Исследование характеристик выключателя коррекции ВК-90М».....	3
1. Назначение и устройство выключателя коррекции ВК-90 М	3
1.1. Назначение и условия эксплуатации выключателя коррекции ВК-90М	3
1.2. Основные технические характеристики выключателя коррекции ВК-90М.....	3
1.3. Принцип действия ВК-90М.....	4
1.4. Конструкция выключателя коррекции ВК-90М.....	5
2. Порядок проведения лабораторной работы.....	8
2.1. Определение времени готовности и закона изменения пускового тока.....	8
2.2. Определение времени задержки отключения и включения коррекции при искусственном завале.....	9
2.3. Определение времени задержки отключения и включения коррекции при разворотах.....	9
3. Требования, предъявляемые к отчёту.....	10
4. Контрольные вопросы.....	10
Литература.....	10
Лабораторная работа №2 « Исследование характеристик электрического указателя поворота ЭУП -53»	11
1. Назначение и устройство электрического указателя поворота ЭУП-53	
1.1. Назначение и условия эксплуатации ЭУП-53.....	11
1.2. Основные технические характеристики ЭУП-53.....	11
1.3. Принцип действия ЭУП-53.....	12
2. Порядок проведения лабораторной работы.....	16
2.1. Определение ампер - секундной характеристики.....	16
2.2. Определение чувствительности прибора.....	16
2.3. Определение статической характеристики ЭУП-53.....	16
2.4. Определение погрешности прибора при наличии углов крена.....	17
3. Требования, предъявляемые к отчёту.....	17
4. Контрольные вопросы.....	17
Литература.....	18

В.Н. Габец

Авиационные информационно-измерительные системы

Учебно-методическое пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 03.04.2018 г.
Формат 60x84/16 Печ. л. 1,25 Усл. печ. л. 1,16
Заказ № 270/0403-УМП03 Тираж 60 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: zakaz@itsbook.ru