

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС

Версия 3.20m для MFS2002/2004

Изменения и дополнения в версии 3.20m

1. Реализован новый прибор управления джойстиком. (Подробнее читайте п. 5.3)

Изменения и дополнения в версии 3.11

1. Смоделирован канал тангажа АБСУ (подробнее читайте 5.2.1);
2. Расширен набор функций кнопок джойстика;
3. Снято ограничение на сохранение состояние, но возможность сохранения пока является тестовой;

Изменения и дополнения в версии 1.23.

4. Расширен набор функций кнопок джойстика.
5. Введена возможность настройки кнопок смены видов (НАТ) джойстиков как на смену видов так и на другие функции. Кнопки НАТ имеют номера от x20 до x27, где x – номер джойстика. Кнопка 20 соответствует виду вперед, 21 – вперед-вверх и так далее.
6. Введена автокоординация в ручном режиме. Автокоординация не симовская, симовскую надо выключить. Может и не очень хорошо работает, но помогает. Автокоординация автоматически выключается на высоте ниже 10 метров. Кроме того, ее можно выключить крайним правым тумблером бустеров.
7. Доработана защита от настройки на несуществующую ось джойстика.
8. Расширены возможности настройки управления РУД от осей джойстика.

Изменения и дополнения в версии 1.2.

1. Доработана логика работы гировертикалей.
2. С целью совместимости с версией симулятора FS9 предусмотрена возможность настройки некоторых коэффициентов автопилота в файле конфигурации приборов.
3. Введена возможность наземной проверки НВУ от контрольного сигнала ДИСС согласно РЛЭ.
4. Введено отключение каналов автопилота “пересиливанием”. При отсутствии джойстика возможна настройка отключения автопилота с помощью кнопки тормоза на клавиатуре.
5. Доработана защита от увода рулей в режиме паузы при включенном автопилоте.
6. Добавлена возможность настройки кнопок джойстика, в том числе и на стандартные функции симулятора. Это позволяет отключать джойстик по Ctrl-K, сохраняя возможность пользования кнопками джойстика.
7. Доработана логика выхода на линию заданного пути в режиме НВУ.
8. В связи с плохой читаемостью шкалы широты на пульте ТКС введена цифровая подсказка устанавливаемой на широты.
9. Внесены изменения в логику работы некоторых табло и другие мелкие доработки логики работы ПНК.
10. Переработан навигационный калькулятор с введением некоторых новых возможностей.
11. Доработан виртуальный помощник штурмана. Введена возможность пересчета данных НВУ на меридиан аэродрома посадки, а также возможность автоматического перевода ТКС и НВУ на меридиан аэродрома посадки.

Данный вариант модели Ту-154Б для FS2002/2004 является дальнейшим развитием проекта Д.Колесника, Р.Скорых и других авторов. Это коллективная разработка, с участием достаточно большого числа авторов. Поэтому трудно написать общую документацию. В данном документе описывается общая компоновка основных и дополнительных панелей и состав, размещение и управление пилотажно-навигационными приборами. Панель бортинженера, моторные приборы, менеджер загрузки и некоторые другие элементы оборудования разрабатывали другие авторы, и их описание будет в отдельных документах.

При разработке модели пилотажно-навигационного комплекса ставилась цель максимально точно смоделировать особенности работы оборудования. В связи с этим модель получилась достаточно сложной в освоении и ни в коем случае не предназначена для начинающих. Но точность моделирования в данном случае не самоцель, она дает возможность познакомиться с оборудованием реального самолета, хотя бы и в сильно упрощенном виде.

В данном документе не описывается порядок эксплуатации оборудования в полете. Разработчики не являются специалистами по эксплуатации и попытка написания ими инструкции по эксплуатации может привести к дезинформации пользователей. Эти вопросы лучше всего изучать по РЛЭ самолета.

Представленная в данном проекте компоновка панелей и приборов рассматривается авторами как своего рода “дефолтный” вариант. На основе данного набора приборов возможно создание других вариантов панелей, в том числе двухмониторных или в виде виртуальной кабины.

1. Некоторые особенности интерфейса панели.

Панель состоит из рабочих мест командира экипажа, второго пилота и бортинженера. Кроме того, предусмотрены дополнительные панели с отдельными приборами и системами. При создании интерфейса сделана попытка упростить управление системой панелей и по возможности исключить их взаимное перекрытие и затенение обзора. Для этой цели панели второго пилота, бортинженера и дополнительная потолочная панель выполнены в виде активных боковых видов. Это позволяет с каждого рабочего места управлять вызовом дополнительных панелей без их взаимовлияния. Т.е., например, вы можете вызвать потолочную панель на рабочем месте второго пилота, и это не повлияет на рабочее место командира экипажа. Часть приборов и пультов дублируется на разных панелях. Это связано с попыткой уменьшить число манипуляций с панелями в полете и этим облегчить управление на разных этапах полета.

В версии ПТ 9.4 сделана попытка реализовать виртуальный кокпит (ВК). В целом она получилась, но в силу некоторых причин остались некоторые проблемы. Это связано и с особенностью реализации новой модели и с возможностями разработчиков. В ходе подготовки релиза было принято решение выпускать модель так, как сейчас есть. С исправлениями всех недостатков в дальнейшем. Основные известные проблемы в ВК:

- Краны РОД в ВК и 2Д панели живут самостоятельной жизнью. Крайне не рекомендуется пользоваться кранами РОД из ВК;
- ВСУ в 2Д и ВК живет своей жизнью

Управление панелями.

Управление панелями производится, как с помощью клавиатуры, так и мышкой. Некоторые панели вызываются только с клавиатуры, некоторые - только мышкой, некоторые обоими этими способами.

1.1. Состав панелей

1.1.1. Основные панели (рабочие места)

1. Панель командира экипажа. Является основным рабочим местом. Все дополнительные панели, хотя могут вызываться с любого рабочего места, по размерам и расположению оптимизированы для вызова с рабочего места командира. Переход с рабочих мест второго пилота и бортинженера к рабочему месту командира осуществляется нажатием клавиши “пробел”.
2. Панель второго пилота. Располагается в боковом виде “вправо-назад-вверх”. Соответственно может быть вызвана сочетанием “Ctrl -3” при выключенном “Num-Lock”. Если клавиша “Ctrl” отпущена раньше клавиши “3”, панель фиксируется. Переход к рабочему месту командира клавишей пробела. Панель может быть вызвана также кнопкой джойстика, при его соответствующей настройке. Мышиная зона вызова панели второго пилота с рабочего места командира расположена на правой стойке кабины.
3. Панель бортинженера. Располагается в боковом виде “назад-вверх”. Вызывается теми же способами, что и панель второго пилота, но вместо сочетания “Ctrl -3” используется сочетание “Ctrl -2”. Мышиная

зона вызова панели второго пилота с рабочего места командира расположена на центральной стойке кабины.

4. Потолочная панель. Потолочная панель в виде “вперед-вверх” дублирует дополнительную панель того же назначения. Смысл такого решения заключается в том, что дополнительная панель, удобная для предполетной настройки оборудования, перекрывает наружный вид. Панель в виде “вперед-вверх” позволяет настраивать оборудование с сохранением внешнего обзора, что может быть удобно в полете. Хотя такое решение, в некоторой степени, экспериментальное и его оправданность покажет эксплуатация. Вызывается панель аналогично панели второго пилота, но используются “Ctrl-8”. Мышиная зона вызова панели находится в верхней части панели командира, по центру панели.

1.1.2.Дополнительные панели

1. Контрольная карта. Вызывается “Shift-1”. Дополнительно предусмотрена мышиная зона на табло режимов АБСУ.
2. Панель РУД. “Shift-2”. Также вызов мышкой на иконке в левом верхнем углу панели командира. Кроме РУД панель содержит основные пульта управления АБСУ.
3. Панель НВУ. “Shift-3”. Также вызов мышкой на иконке в левом верхнем углу панели командира.
4. Потолочная панель. “Shift-4”. Мышиный вызов не предусмотрен.
5. Панель ПНП второго пилота. “Shift-5”. Мышиный вызов не предусмотрен.
6. Панель коррекционных механизмов КМ-5. “Shift-6”. Мышиный вызов не предусмотрен.
7. Сервисная панель настройки управления от джойстика. “Shift-7”. Мышиный вызов не предусмотрен.
8. Панель виртуального помощника штурмана. “Shift-8”. Мышиный вызов не предусмотрен.
9. Панель калькулятора НВУ. “Shift-9”. Мышиный вызов не предусмотрен.
10. Панель СПУ и ответчика. Вызов только мышкой, мышиная зона на табло, расположенного над указателем скорости УС-И-6.

1.1.3.Некоторые особенности управления панелями.

При сохранении состояния приборов встретились разные проблемы. Сохраняется около двухсот параметров, не считая данных для виртуального штурмана. И если при нормальной эксплуатации состояние оборудования меняется в определенной последовательности, то тут приходится одновременно сохранять состояние всех приборов. В результате пришлось параметры грузить в два приема с полусекундной задержкой по времени. Выяснилась также зависимость правильности загрузки от состояния дополнительных панелей к моменту загрузки. Поэтому с версии 2.29 версии введено автоупорядочивание панелей при загрузке. Рекомендуемое в документации упорядочивание панелей после загрузки теперь делать не надо, оно проводится автоматически.

Предусмотрено отключение автоупорядочивания панелей, например при создании двухмониторного варианта панели. Для отключения автоупорядочивания надо в секции system файла Tu154_gau.cfg заменить panel_auto=1 на panel_auto=0.

Не сохраняется состояние секундомера и механизма времени полета на часах. Не сохраняются также данные МСРП-64.

Для возможности сохранения состояния приборов немного изменена логика некоторых приборов. Например, частоты настройки Курс-МП теперь при загрузке панели читаются из симулятора.

Наиболее часто используемые в полете панели РУД и НВУ перекрывают друг друга. Для некоторого облегчения пользования ими введено гашение панели НВУ при вызове панели РУД.

При вызове панели РУД, панель НВУ автоматически закрывается.

1.2.Особенности мышиноного управления.

Для управления оборудованием широко используется правая кнопка мыши. Правая кнопка выполняет две функции:

1. На пультах ТКС, НВУ, ПНП и в некоторых других случаях левая кнопка мыши используется для медленного изменения параметра, правая – для быстрого.
2. Правой кнопкой мыши управляются защитные колпачки АЗС и переключателей.

Такое решение требует некоторой перестройки навыков управления приборами, но как показала практика тестирования, после некоторого периода привыкания управление достаточно удобно и повышает оперативность настройки.

2.Состав и размещение приборного оборудования.

В данной главе описывается размещение приборов и их очень краткое описание. Полное описание работы пилотажно-навигационного комплекса требует написание большой по объему книги. Поэтому основное внимание будет уделено особенностям реализации модели и отличие приборов модели от реальных. Для получения более полного представления о работе систем самолета необходимо пользоваться РЛЭ самолета и другой литературой. Нумерация приборов на рисунках сквозная для всех панелей и будут в дальнейшем использована для ссылок на конкретный прибор.

2.1. Панель КВС



101. АЗС включения управления передней стойкой шасси.
102. Переключатель углов отклонения передней стойки шасси. При закрытии колпачка переключатель принудительно устанавливается в положение 10 градусов.
103. Управление посадочными фарами. В отличие от прототипа управление фюзеляжными и крыльевыми фарами заблокировано, что связано с особенностью реализации фар в визуальной модели.
104. Кран закрылков.
105. Переключатели режима работы стрелок УШДБ-2 и СПУ.
106. Кран шасси.
107. Датчик стабилизатора.
- 108-109. Тумблеры ручного триммирования элеронов и руля направления.
110. Кнопки контроля ламп.
111. Часы АЧС-1М. Данная реализация часов является экспериментальной. По идее они должны идти пропорционально времени полета, т.е., умножив скорость полета на время по часам, мы должны получить пройденное расстояние. Первые тесты дали обнадеживающие результаты, но их было мало, окончательный вывод о пригодности часов для навигации делать рано. При загрузке часы показывают время симулятора. Потом может образоваться существенная разница. При необходимости (например, после перевода часов в симуляторе) часы можно согласовать с системным временем симулятора. Для этого надо щелкнуть мышкой на верхнем крае прибора. В остальном, управление часами не отличается от предыдущих вариантов реализации и соответствует реальному прибору.
112. Табло автоматических режимов работы АБСУ.
113. Табло. Функции табло несколько изменены по сравнению с прототипом. Кроме аварийного остатка и предельной скорости, табло сигнализирует также предельный угол атаки и предельную перегрузку. Эти функции перенесены с табло второго пилота.
- 114 - 115. Табло сигнализации АБСУ. Не задействованы табло “пожар” и “ложное триммирование”. Сигнализация опасного сближения с землей несколько упрощена. В частности не моделируется сигнализация в режиме полета над горной местностью.
116. Указатель индикаторной скорости УС-И-6 командира экипажа. Индекс на приборе показывает заданную скорость автомата тяги, если управление переключено на прибор командира экипажа.
117. Указатель числа Маха УМ-1. Прибор электрический и работает от системы воздушных сигналов (СВС).

118. Указатель температуры наружного воздуха ТНВ-15. Термометр показывает температуру заторможенного потока и его показания зависят от скорости.
119. Пилотажно-командный прибор командира экипажа (ПКП левый).
120. Пилотажно-навигационный прибор командира экипажа (ПНП левый).
121. Указатель углов атаки и перегрузок УАП-12 из комплекта АУАСП. Мышиная зона для сброса стрелок, запоминающих предельные достигнутые значения перегрузки, находится в центре прибора.
122. Вариометр ВАР-30.
123. Высотомер УВО-15. Прибор работает от СВС. Кремальерой прибора производится ввод давления в систему воздушных сигналов (СВС). УВО-15 второго пилота не позволяет вводить давление в СВС, его показания зависят от давления, введенного на приборе командира.
124. Индикатор курсовых углов ИКУ-1 из комплекта Курс-МП.
125. Электрический указатель поворота ЭУП.
126. Указатель радиовысотомера РВ-5М. В модели не реализовано дублирование радиовысотомеров, АБСУ использует только прибор командира. От положения датчика опасной высоты зависит также озвучивание в режиме захода на посадку.
127. Футомер УВИД-15. Прибор электрический, автономный, с СВС не связан.
128. Указатель дальномера ИДР-1.
129. Переключатель указателя дальномера. Реализация дальномеров несколько отличается от их реализации на самолете. На самолете дальномеры автономны и имеют свои пульты для ввода частоты. В связи с ограниченным количеством каналов навигации в симуляторе дальномеры заблокированы с каналами полуккомплектов Курс-МП. Кроме того, в модели введена возможность вывода на ИДР-1 канала дальности системы РСБН. Такое решение обусловлено тем, что на штатном указателе ППДА-Ш системы РСБН индикатор дальности часто перекрывается стрелками азимута и невозможно считать значение дальности.
130. Указатель ИН-3. Работа прибора отличается от реальной. В модели он в автоматическом режиме работы канала тангажа показывает как бы усилие в проводке управления рулем высоты. При ручном управлении мы его и сами чувствуем на джойстике, а вот при полете на автопилоте нахождение индикатора в нуле означает, что самолет стриммирован и при отключении автопилота не дернется вверх или вниз. Таким образом, прибор позволяет контролировать работу автомата триммирования автопилота.
131. Указатель оборотов турбины. Основной прибор для контроля режима работы двигателей.
132. Указатель положения стабилизатора и руля высоты.
133. Указатель положения закрылков.
134. Табло шасси.
135. Табло предкрылков.
136. Табло триммирования
137. Табло интерцепторов.
138. Табло отказов двигателей.
140. Указатель воздушной и путевой скорости УСВП-К. Прибор может работать в двух режимах. В режиме воздушной скорости значение скорости поступает от системы воздушных сигналов (СВС). Скорость в этом режиме индицируется относительно воздуха. В режиме путевой скорости значение скорости поступает от доплеровского измерителя скорости и сноса (ДИСС). Скорость на приборе в этом режиме относительно земли.
141. Прямопоказывающий прибор дальности и азимута системы РСБН ППДА-Ш.
142. Переключатель управления датчиком курса. В левом положении переключателя датчик курса для режима “ЗК” АБСУ управляется рукояткой на левом ПНП, в правом положении переключателя – рукояткой на правом ПНП.
143. Табло НВУ. Состав табло несколько изменен. Введено табло “Отказ МГВ контрольной”, которое у реального самолета находится в другом месте. Это связано с трудностями компоновки панели.
144. Указатель штурмана УШ-3 из комплекта курсовой системы ТКС-П2. Стрелка “К” (с силуэтом самолета) всегда показывает положение основного гироагрегата курсовой системы. Индекс показывает положение контрольного гироагрегата курсовой системы. Угол между стрелкой “ПУ” и стрелкой “К” показывает угол сноса. Угол сноса вводится от ДИСС. В данном случае описано физическое функционирование прибора, в полете, при согласованной курсовой системе и работающем ДИСС стрелка “К” показывает курс самолета а стрелка “ПУ” - путевой угол. Табло внизу прибора показывают режим работы курсовой системы. В связи с низким разрешением шкалы прибора щелчком мышки на центре шкалы можно вызвать цифровую подсказку. Подсказка показывает (сверху вниз) положение основного гироагрегата, положение контрольного гироагрегата, положение БГМК №1, положение БГМК №2.
145. Указатель УШДБ-2. Следует обратить внимание на отличие в работе прибора в режимах АРК и VOR. В режиме АРК острый конец стрелки (с цифрой) показывает курсовой угол радиостанции КУР. В режиме VOR тупой конец стрелки показывает радиал маяка VOR, на котором находится самолет.

2.2.Верхняя панель



201. АЗС питания АУАСП.

202. Нажимной переключатель контроля АУАСП. Вверх – контроль. Вниз – сброс режима контроля АУАСП.

203. АЗС питания футомера УВИД-15.

204. АЗС питания указателя разворота ЭУП.

205. АЗС питания резервного авиагоризонта.

206. Нажимной переключатель теста системы контроля гировертикалей БКК-18. После согласования гировертикалей проведения контроля обязательно. Это связано с тем, что система контроля запоминает неисправности, сброс неисправностей производится при включении режима контроля.

207. АЗС питания системы контроля гировертикалей БКК-18.

208. АЗС питания АБСУ.

209. АЗС питания гировертикалей (МГВ).

210. АЗС питания контрольной гировертикали.

211. АЗС питания основного и контрольного гироагрегатов курсовой системы.

212. АЗС обогрева гироагрегатов курсовой системы. В модели не задействован.

213. АЗС включения первого и второго блоков гироманнитного курса (БГМК) курсовой системы.

214. Переключатели режима курса левого и правого ПНП. В верхнем положении переключателя на шкалу курса ПНП поступает курс с соответствующего гироагрегата курсовой системы. В нижнем положении тумблера на шкалу курса ПНП поступает сигнал с соответствующего БГМК курсовой системы. Левый ПНП всегда использует основной гироагрегат и БГМК №1, правый ПНП – контрольный гироагрегат и БГМК №2.

215. Кнопка контроля, выключатель питания и выключатель обогрева системы воздушных сигналов (СВС). Выключатель обогрева не задействован.

216. АЗС первого и второго полукомплектов Курс-МП.

217. АЗС питания РСБН. Следует иметь в виду, что второй полукомплект Курс-МП и РСБН работают на одном канале радионавигации симулятора (NAV-2), поэтому их совместная работа невозможна. РСБН имеет более высокий приоритет, при включении РСБН на втором комплекте Курс-МП имитируется отсутствие приема. Если РСБН выключена, то Курс-МП работает на обоих каналах. Из чего следует, что систему РСБН нужно включать только по необходимости, при полетах в зоне действия маяков РСБН.

218. Выключатель системы опознавания РСБН. Не задействован.

219. АЗС питания радиовысотомеров командира и второго пилота.

220. АЗС УКВ радиостанций. В модели не задействованы.

221. Выключатели первого и второго комплекта АРК-15. Этих выключателей на верхней панели реального самолета нет. В модели они введены в связи с компоновочными трудностями в размещении более реалистичных пультов АРК-15 на ограниченной площади панели.

222. Переключатели режима стабилизации наружной рамы гироагрегатов курсовой системы. При включенной стабилизации внешние рамы гироагрегатов стабилизируются от гировертикалей и на виражах сохраняют горизонтальное положение. При выключенной стабилизации рамы гироагрегатов параллельны горизонтальной плоскости самолета и при крене возникает карданная погрешность курсовой системы.

223. АЗС транспарантов в пассажирском салоне.

224. Пульт РСБН. Переключатели служат для выбора канала РСБН. Левым выбирают десятки, правым единицы номера канала. Рукоятки в верхнем ряду имитируют только контроль параметров РСБН, регулировка параметров не моделируется.

225. Пульты АРК-15.

226. Пульт ДИСС (доплеровский измеритель скорости и сноса). Слева выключатель питания ДИСС. Посредине переключатель “суша-море”. Переключатель не задействован. Справа переключатель режима работы.

В верхнем положении НВУ работает по сигналам ДИСС, в среднем НВУ работает от СВС. Нижнее положение переключателя – режим тестирования ДИСС.

227. Пульт управления курсовой системы ТКС-П2.

228. Пульт ввода радиала первого и второго полукомплектов Курс-МП.

229. Пульт ввода частоты первого и второго полукомплектов Курс-МП.

230. Пульты УКВ радиостанций.

231. АЗС обогрева приемников полного давления (ППД).

2.3. Панель РУД

На панели, условно названной “панель РУД”, кроме рычагов управления двигателями и интерцепторами расположены также пульта управления АБСУ и автоматом тяги (АТ). На этой же панели дублируются некоторые приборы с панели командира экипажа в связи с тем, что панель РУД перекрывает их.

301. АЗС включения каналов бустерного управления. Перед взлетом все АЗС должны быть включены, а колпак должен быть закрыт. Колпак управляется правой кнопкой мыши.

302. Табло. Здесь дублируются наиболее нужные табло с панели командира и табло отказа НВУ.

303. Пульт ПН-5 АБСУ.

304. Пульт ПУ-46 АБСУ.

305. АЗС освещения. Слева направо: включение бортовых навигационных огней (БАНО), включение проблесковых маячков (оба маяка включаются одним АЗС), включение освещения приборных досок.

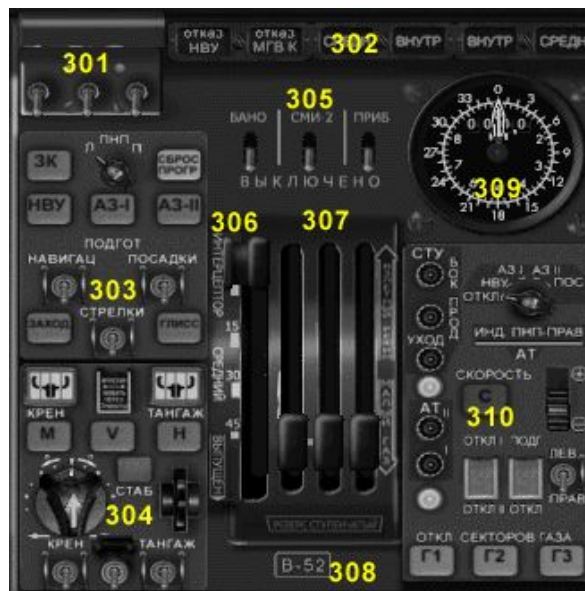
306. Рычаг управления интерцепторами.

307. РУД. Мышью не управляются.

308. Иконка вызова дополнительного пульта В-52 НВУ. Подробнее смотрите в описании панели НВУ.

309. ППДА-Ш из комплекта РСБН.

310. Пульт ПН-6 АБСУ.



2.4. Панель НВУ.

Панель НВУ содержит органы управления навигационно-вычислительным устройством (НВУ-Б3). Кроме того, на ней дублированы некоторые приборы, доступ к которым желательно иметь при работе с НВУ.

401. Указатель дальногомера ИДР-1.

402. Переключатель дальногомера.

403. Указатель оборотов турбины.

404. Прибор ввода угла карты для НВУ, Б-8М.

405. ППДА-Ш из комплекта РСБН.

406. Пульт ПН-5 АБСУ.

407. Пульт ПУ-46 АБСУ.

408. Табло НВУ.

409. Пульт В-52 №1 НВУ.

410. Пульт В-52 №2 НВУ.

411. Дополнительный пульт В-52. Такого прибора на реальном самолете нет. Необходимость создания такого прибора вызвана несколькими обстоятельствами:

а) Важной информацией при полете по маршруту является отклонение от линии заданного пути (ЛЗП) и расстояние до очередного поворотного пункта маршрута (ППМ). Такая информация всегда доступна экипажу на пультах В-52. Но особенности компоновки приборов на экране не позволяют все время держать открытой панель НВУ. Дополнительный пульт позволяет при открытой панели РУД контролировать отклонение от ЛЗП и расстояние до ППМ.

б) Малое разрешение экрана не позволяет обеспечить реальную точность работы счетчиков В-52. Дополнительный пульт позволяет повысить точность считывания и ввода данных с пультов В-52.

На дополнительном пульте отображаются данные активного для ввода счетчика обоих пультов В-52, выбранного переключателем на В-51. Управление этим переключателем возможно и с дополнительного пульта В-52, мышинные зоны обозначены “+” и “-”. Тип выводимой информации обозначается условными обозначениями ниже окошка счетчика.

В связи с тем, что реально такого прибора на самолете не существует, по умолчанию он не выводится на панель.

412. Пульт В-140 НВУ. Пульт служит для ввода заданных путевых углов.

413. Пульт В-51 НВУ. Пульт служит для ввода информации на счетчики В-52, ввода линейного упреждения разворота (ЛУР), включения питания НВУ, включения режима счисления и режима коррекции НВУ от РСБН.

414. Пульт В-57 НВУ. В режиме работы НВУ от ДИСС на пульт выводится сила и направление ветра. При автономной работе НВУ сила и направление ветра могут быть введены с пульта вручную.



2.5. Панель второго пилота.

Часть приборов на панели второго пилота созданы специально для этой панели. Их показания и работа органов настройки не зависят от аналогичных приборов панели командира. К таким приборам относятся УС-И-6, УМ-1, ИДР-1, ПКП, ПНП, УВО-15, ИКУ-1, РВ-5М. Остальные приборы второго пилота дублируют аналогичные приборы командира.

2.6. Панель коррекционных механизмов.

На панели расположены коррекционные механизмы КМ-5 №1 и №2. Коррекционные механизмы позволяют при необходимости ввести магнитное склонение для перевода магнитного курса в истинный. Ввод магнитного склонения производится мышкой. Мышиные зоны на рукоятках механизмов.

В связи с низким разрешением шкалы щелчком мышкой по центру прибора можно вызвать цифровую подсказку. Подсказка показывает введенное в прибор склонение. Если при вызванной цифровой подсказке щелкнуть мышкой на левом верхнем болтике на корпусе прибора, появится еще одна подсказка. Она показывает магнитное склонение в месте нахождения самолета. Эта информация может использоваться как справочная при согласовании курсовой системы по истинному курсу.

3. Основные системы пилотажно-навигационного комплекса самолета.

При создании модели ставилась задача по возможности точно смоделировать работу основных систем пилотажно-навигационного комплекса (ПНК). Недостаток информации, ограничения симулятора, квалификация разработчиков и желание сократить трудоемкость разработки привели к некоторым упрощениям, а возможно и неточностям и ошибкам в моделировании систем. Разные системы реализованы с разной степенью реализма. Несмотря на это, модель позволяет для изучения и эксплуатации оборудования с определенными ограничениями пользоваться РЛЭ реального самолета.

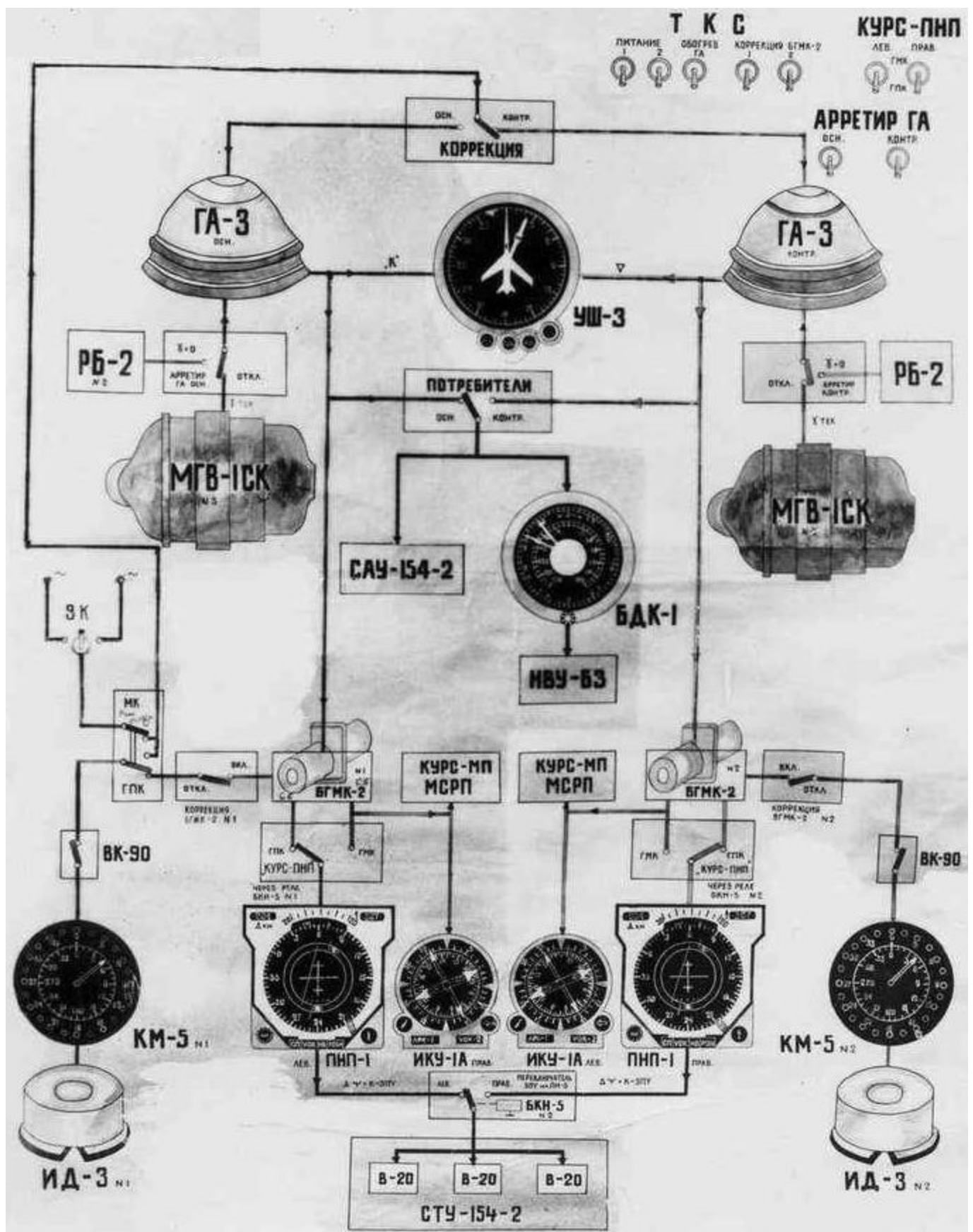
К основным системам ПНК самолета относятся:

1. Курсовая система типа ТКС-П2.
2. Автоматизированная бортовая система управления АБСУ-154-2.
3. Навигационно-вычислительное устройство НВУ-БЗ.
4. Система воздушных сигналов СВС.
5. Радиосистема ближней навигации РСБН.
6. Радионавигационная система для работы с маяками VOR и ILS Курс-МП.
7. Доплеровская система измерения скорости и сноса ДИСС.

Ниже приводится краткое описание систем, более полную информацию можно посмотреть РЛЭ и другой литературе. Такая информация уже имеется на сайтах, посвященным симулятору, и мы надеемся, что ее количество будет увеличиваться.

3.1. Точная курсовая система ТКС-П2.

3.1.1. На самолетах Ту-154Б с АБСУ-154-2 используется вариант ТКС-П2 с дополнительным магнитным каналом. Функциональная схема курсовой системы приведена на рисунке. В модели введены некоторые упрощения, в частности не моделируется раскрутка и выбег гироскопов, и влияние обогрева гироскопов на работу системы. Не моделируются также погрешности магнитных датчиков при кренах и ускорениях, но это связано с несовершенством моделирования магнитного компаса в FS2002. В состав реальной системы входит также блок дистанционной коррекции БДК-1, используемый для коррекции курса, поступающего в НВУ. Достаточно высокая точность ТКС позволяет отказаться от моделирования этого прибора. Тем более что по некоторым источникам БДК-1 устанавливается не на всех самолетах.



Одной из интересных особенностей курсовой системы ТКС-П2 является то, что с помощью двух гироагрегатов реализованы два гирополукомпас (ГПК) и два гироманнитных компаса (ГМК). В классических гироманнитных компасах гироагрегат непрерывно корректируется по магнитному датчику. У ТКС-П2 магнитный курс получается в блоках гироманнитного курса БГМК как сумма ортодромического курса с гироагрегата и поправки на разницу между ортодромическим и магнитным курсами. Именно эта поправка корректируется по магнитному датчику.

В состав системы входят:

- индукционные датчики ИД-3 (2 шт.);
- коррекционные механизмы КМ-5 (2 шт.);
- гироагрегаты ГА-3 основной и контрольный;

- блоки гиромагнитного курса БГМК-2 (2 шт.);
- указатель штурмана УШ-3;
- пульт управления ПУ-11.

С комплектом системы используются девять выключателей, установленных на верхнем электрощитке пилотов.

Система ТКС-П2 имеет два канала: канал №1 (левый) и канал №2 (правый). Основным режимом работы обоих каналов является режим ГПК.

Сигнал ортодромического курса от основного гироагрегата ГА-3 подается на блок БГМК-2 №1 и на управление стрелкой «К» указателя УШ-3. Сигнал гиромагнитного курса от БГМК-2 №1 подается на ИКУ-1 второго пилота. На ПНП-1 первого пилота от блока БГМК-2 №1 подается сигнал гиромагнитного или ортодромического курса в зависимости от положения переключателя «Курс ПНП лев».

Сигнал ортодромического курса от контрольного гироагрегата ГА-3 подается на блок БГМК-2 №2 и на управление треугольным индексом указателя УШ-3. Сигнал гиромагнитного курса от БГМК-2 №2 подается на ИКУ-1 первого пилота и на ПНП-1 второго пилота, если переключатель «Курс ПНП прав» установлен в положение «ГМК».

В систему САУ-154-2 и через БДК-1 в вычислитель НВУ-БЗ подается ортодромический курс от основного или контрольного ГА-3 в зависимости от положения переключателя «Потребители» на пульте управления ПУ-11.

Таким образом, в режиме ГПК стрелкой «К» на УШ-3 индицируется ортодромический курс от основного ГА-3, треугольным индексом индицируется ортодромический курс от контрольного ГА-3 независимо от положения переключателя «Потребители» на ПУ-11. На ИКУ-1 первого и второго пилотов индицируется гиромагнитный курс. На приборах ПНП индицируется или ортодромический, или гиромагнитный курс, в зависимости от положения переключателей «Курс ПНП лев» и «Курс ПНП прав».

Режим МК является вспомогательным и служит для предварительной начальной выставки гироагрегатов. При этом основной и контрольный гироагрегаты ГА-3 по магнитному курсу выставляются по сигналам от ИД-3 №1.

Для управления следящей рамой гироагрегата основной ГА-3 получает сигнал крена от МГВ-1СК №3, а контрольный гироагрегат - от МГВ-1СК №2. При отказе МГВ-1СК №3 или МГВ-1СК №2 необходимо включить соответствующий выключатель «Арретир ГА». При этом следящая рама гироагрегата арретируется по сигналу нулевого крена от распределительного блока РБ-2.

3.1.2.Пульт управления ТКС-П2 ПУ-11.

1. Шкала широты
2. Рукоятка ввода широты
3. Переключение ручного и автоматического ввода широты. Автоматический ввод на самолете не задействован.
4. Переключатель режимов работы. Режим астрокоррекции АК на самолете не используется. В модели этот режим использовался при отладке ТКС и остался задействованным. С точки зрения реализма пользоваться им не рекомендуется.
5. Переключатель потребителей.
6. Нажимной переключатель задатчика курса. Для ускоренного разворота гироагрегата используется правая кнопка мыши.
7. Переключатель выбора согласуемого гироагрегата.
8. Кнопка быстрого согласования гироагрегатов и блоков БГМК.
9. Табло отказа основного гироагрегата.
10. Табло отказа контрольного гироагрегата.



3.1.3.Эксплуатация

Перед включением питания на ПУ-11 установить переключатель «Потребители» в положение «Осн», переключатель «Коррекция» в положение «Осн», переключатель «Авт. - Ручн» в положение «Ручн», шкалу φ - на значение аэродрома вылета.

Включить питание курсовой системы, для чего на верхнем электрощитке пилотов включить выключатели: «Питание ТКС-П2 №1 и №2», «Обогрев ГА», «Коррекция БГМК №1 и №2»; выключатели «Арретир» установить в положение «Откл»; переключатели «Курс ПНП лев» и «Курс ПНП прав» установить в положение «ГПК». Одновременно на верхнем электрощитке пилотов включить выключатели «МГВ контр», «ПКП лев», «ПКП прав» для обеспечения работы выключателей коррекции ВК-90 и систем следящих рам гироагрегатов. Через 3 минуты после включения питания одновременным нажатием двух кнопок «Арретир» на

пульте управления АБСУ-154-2 ПУ-46 произвести выставку МГВ-1СК по вертикали Земли и проконтролировать исправность МГВ-1СК по указателям ПКП-1.

Проверку и согласовании курсовой системы удобно производить при вызванной цифровой подсказке на УШ-3.

Проверить работу точной курсовой системы в режиме ГПК. Для этого на ПУ-11 переключатель режимов установить в положение «ГПК», нажать переключатель «Задатчик курса» влево, а затем вправо, при этом показания стрелки «К» УШ-3 и шкалы ПНП-1 первого пилота соответственно уменьшаются или увеличиваются. Переключатель «Коррекция» установить в положение «Контр» и переключателем «Задатчик курса» проверить отработку индекса УШ-3 и шкалы ПНП-1 второго пилота.

Проверить работу точной курсовой системы в режиме МК. Для этого переключатель режимов установить в положение «МК», переключатель «Коррекция» в положение «Осн», переключатели «Курс ПНП лев. (прав.)» в положение «ГМК» и нажать на кнопку «Согласование». Показания стрелки «К» УШ-3 согласовываются с показаниями коррекционного механизма КМ-5 №1. Переключатель «Коррекция» установить в положение «Контр» и нажать на кнопку «Согласование». Показания треугольного индекса УШ-3 согласовываются с показаниями коррекционного механизма КМ-5 №1.

Согласование гироагрегатов в режиме МК является одновременно и предварительной начальной выставкой гироагрегатов.

Переключатель режимов на ПУ-11 установить в положение «ГПК», переключатель «Коррекция» в положение «Осн», и нажать кнопку «Согласование». Включается большая скорость отработки следящих систем в блоках БГМК-2. Показания ИКУ-1А второго пилота согласовываются с показаниями коррекционного механизма КМ-5 №1.

Повторить согласование при установке переключателя «Коррекция» в положение «Контр», при этом показания ИКУ-1А первого пилота согласовываются с показаниями коррекционного механизма КМ-5 №2.

После выставки гироагрегатов по магнитному курсу показания стрелки «К» и треугольного индекса УШ-3, обоих ПНП-1 и ИКУ-1А, КМ-5 №1 и КМ-5 №2 должны быть одинаковыми и соответствовать стояночному курсу самолета.

На исполнительном старте установить самолет по продольной оси ВПП и произвести окончательную выставку гироагрегатов. Для этого установить переключатель «Коррекция» в положение «Контр», переключатели «Курс ПНП лев. (прав.)» в положение «ГПК», переключатель ЗПУ на приставке ПН-5 в положение «ПНП прав». На приборе ПНП-1 второго пилота правой кремальерой на счетчике ЗПУ установить значение ЗМПУ ВПП. Переключателем «Задатчик курса» на ПУ-11 шкалу ПНП-1 и треугольный индекс на УШ-3 установить на значение ЗМПУ. Переключатель «Коррекция» установить в положение «Осн» и задатчиком курса совместить стрелку «К» с треугольным индексом УШ-3.

Установить переключатели «Курс ПНП лев. (прав.)» в положение «ГМК». На приборах ПНП-1 и ИКУ-1А обоих пилотов и УШ-3 должно индцироваться значение ЗМПУ ВПП.

Перед взлетом установить переключатели «Курс ПНП лев. (прав.)» в положение «ГПК», переключатель «Коррекция» в положение «Контр», коррекцию БГМК-2 №1 и БГМК-2 №2 выключить.

В полете по маршруту включить коррекцию БГМК-2 №1 и БГМК-2 №2. Периодически, через 1° изменения, устанавливать на ПУ-11 значения широты пролетаемой местности. Работу гироагрегатов и правильность выдерживания ортодромического курса контролировать по показаниям стрелки «К» и треугольного индекса УШ-3. При нормальной работе гироагрегатов показания стрелки «К» и треугольного индекса должны быть одинаковы, совпадать с показаниями приборов ПНП обоих пилотов при установке переключателей «Курс ПНП лев. (прав.)» в положение «ГПК» и отличаться от показаний указателей ИКУ-1А на величину общей поправки, равной углу схождения географических меридианов и разности магнитного склонения точки начальной выставки гироагрегатов и пролетаемой точки.

При расхождении показаний УШ-3 и ИКУ-1А с учетом общей поправки на величину более 3° необходимо произвести коррекцию ТКС-П2.

Правильность выдачи сигналов гироманитного курса блоками БГМК-2 №1 и БГМК-2 №2 контролировать по показаниям ИКУ-1А обоих пилотов и коррекционных механизмов КМ-5 №1 и КМ-5 №2 соответственно. На высоте эшелона или при снижении на трассе до начала предпосадочного маневра выставить гироагрегаты по магнитному меридиану посадки.

3.2. Автоматизированная бортовая система управления АБСУ-154-2.

3.2.1. При моделировании АБСУ приняты некоторые, иногда существенные, упрощения. В частности не моделируется блок поиск неисправностей, пульт которого размещен на пульте бортинженера. Очень упрощенно моделируется система триммирования, достаточно сложный механизм электрического триммирования (МЭТ) заменен в модели простым автотриммером, работающим только в автоматическом режиме. Это связано как с недостатком информации, так и с необходимостью существенного изменения динамической модели. Имеются другие, менее существенные отличия модели от оригинала. Но по возможности сохранены общие принципы и приемы эксплуатации АБСУ. Дальнейшее описание относится к модели АБСУ.

АБСУ-154-2 обеспечивает:

- стабилизацию углового положения самолета относительно трех основных осей устойчивости;
- стабилизацию приборной скорости или числа М или барометрической высоты;
- управление по крену и тангажу от рукояток на пульте управления;
- автоматическое выполнение доворотов на заданный курс (режим «ЗК»);
- автоматическое управление самолетом и выдачу директорных сигналов пилотам в режимах «НВУ» и «VOR» и в режиме захода на посадку до высоты принятия решения;
- автоматическое управление самолетом и выдачу директорных сигналов в режиме ухода на второй круг;
- автоматическую стабилизацию и управление приборной скоростью с помощью автомата тяги;
- индикацию основных пилотажно-навигационных параметров и четкую предупредительно-командную бленкерную, световую и звуковую сигнализацию;

В состав АБСУ-154-2 входит:

1. Система траекторного управления СТУ-154-2;
2. Система автоматического управления САУ-154-2;
3. Автомат тяги АТ-6-2;
4. Аппаратура ухода на второй круг.

Если рассуждать несколько упрощенно, то система автоматического управления САУ-154-2 представляет собой автопилот, обеспечивающий стабилизацию самолета по каналам крена и тангажа. Канал рысканья связан с каналом крена. Каналы крена и тангажа являются независимыми и могут работать в разных режимах. Возможно автоматическое управление по одному каналу с ручным управлением по другому.

В зависимости от режима работы канала крена САУ может обеспечивать:

Стабилизацию заданного крена от рукоятки разворота

Стабилизацию текущего курса (режим при включении или сбросе программы).

Стабилизацию курса, заданного задатчиком курса (режим ЗК)

В навигационных режимах канал крена стабилизирует заданное значение крена, поступающее от вычислителя навигации СТУ.

Канал тангажа САУ может в зависимости от режима обеспечивать:

Стабилизацию заданного тангажа от рукоятки “подъем-спуск”

Стабилизацию высоты полета.

Стабилизацию скорости полета изменением тангажа.

Стабилизацию числа М изменением тангажа.

В режиме посадки канал тангажа стабилизирует заданное значение тангажа, поступающее от вычислителя посадки СТУ.

При работе САУ используются сигналы различных датчиков. Значение курса поступает в САУ от курсовой системы ТКС-П2. Значение углов крена и тангажа - от гировертикалей. На самолете установлены три малогабаритных гировертикали типа МГВ-1СК. Значения крена и тангажа от первой МГВ поступают на пилотажный прибор ПКП первого пилота, от МГВ №2 на ПКП второго пилота. Третья гировертикаль является контрольной. В систему САУ поступает усредненные сигналы от трех гировертикалей. МГВ работают совместно с системой контроля (БКК). БКК сильно упрощена, контролирует только гировертикали. БКК контролирует МГВ путем сравнения сигналов от них. При отказе одной МГВ выпадает бленкер на соответствующий ПКП или загорается табло отказа контрольной МГВ. Неисправная МГВ отключается от системы и на САУ поступает усредненный сигнал от двух МГВ. При отказе второй МГВ блок БКК не может определить неисправную гировертикаль и объявляет все МГВ неисправными с отключением автопилота. Сигналы отказов запоминаются системой контроля. Сброс сигналов отказа производится при включении режима теста БКК. Это надо помнить и всегда включать режим тестирования после согласования гировертикалей. Моделируется также коррекция гировертикалей по датчику вертикали и выключатель коррекции. Работу этих систем вряд ли можно заметить в нормальной эксплуатации, это сделано в запас, на случай введения системы отказов.

Система траекторного управления СТУ содержит вычислители навигации и посадки. Вычислитель навигации по сигналам Курс-МП, НВУ-Б3 и других датчиков вырабатывает значения заданного крена для обеспечения заданной траектории полета в режимах НВУ и АЗ-I и АЗ-II. Заданное значение крена поступает в САУ и на командные стрелки приборов ПКП. Вычислитель посадки вырабатывает заданные значения крена и тангажа в режиме захода на посадку по системе ILS.

3.2.2. Органы управления АБСУ.

Основные органы управления АБСУ расположены на пульте управления ПУ-46 и навигационных приставках ПН-5 и ПН-6.

На Пу-46 расположены два табло режимов работы каналов крена и тангажа. Возможны три режима работы каждого канала, отключен, ручное управление и стабилизация. Режим стабилизации включается лампой-кнопкой “стаб” на ПУ-46. При этом лампа загорается. Включается режим стабилизации только того канала, тумблер включения которого (внизу пульта) находится во включенном положении. Причиной невключения режима стабилизации может быть неготовность систем, обеспечивающих режим стабилизации. Режим стабилизации не включится при неготовности гировертикалей, не включенных бустерах и т.д. при горящих на ПУ-5 лампах кнопок перед включением режима стабилизации необходимо нажать кнопку “сброс программ”. Режим стабилизации отдельного канала может быть выключен тумблером на ПУ-46. Отключение пересиливанием в модели не реализовано. Отключение обоих каналов стабилизации осуществляется при помощи кнопки быстрого отключения на штурвале (джойстике). Возможно также аварийное отключение каналов, которое в различных режимах зависит от различных факторов. Принудительное отключение каналов сопровождается кратковременным прерывистым звуковым сигналом. Аварийное отключение – длительным сигналом.

Между табло режимов на ПУ-46 под колпачком расположены две кнопки быстрого согласования гировертикалей. В модели обе кнопки управляются как одна.

Лампы кнопки М, V, и Н служат для включения соответствующих режимов тангажа. Режим V служит для стабилизации приборной скорости углом тангажа, в режиме М таким же образом стабилизируется число М. Режим Н стабилизирует барометрическую высоту полета.

С помощью рукоятки разворота можно вводить самолет в координированный разворот с определенным креном. Крен зависит от угла поворота рукоятки. Ниже рукоятки, справа и слева, находятся зоны действия мыши для плавного поворота рукоятки. Установка рукоятки разворота в нейтральное положение производится нажатием мыши по центру рукоятки.

Рукоятка разворота реального самолета выполняет две функции. Для поворота рукоятки ее необходимо нажать. Нажатие рукоятки приводит к включению режима координированного разворота. При этом отключается любой другой режим работы бокового канала. В модели рукоятка считается нажатой при ее ненулевом положении. Индикация нулевого положения рукоятки осуществляется треугольным индексом нулевого положения. При отклонении рукоятки от нейтрального положения он пропадает.

Внизу пульта ПУ-46, между тумблерами каналов, под защитным колпачком расположен тумблер “включить в болтанку”. При включении этого тумблера меняются коэффициенты автопилота, что способствует более устойчивой работе автопилота при болтанке за счет некоторого снижения точности стабилизации. Заккрытие колпачка автоматически выключает тумблер.

На навигационной приставке ПН-5 расположены органы управления навигационными и посадочными режимами АБСУ. Кнопка-лампа режима ЗК, для полета курсом, заданным задатчиком курса на ПНП тоже расположена на пульте ПН-5, хотя данный режим не использует систему СТУ и не требует включения навигационного вычислителя. Тумблеры “подготовка навигации” и “подготовка посадки” служат для включения соответствующих вычислителей СТУ. По опыту тестирования, неправильная манипуляция тумблерами вычислителей СТУ, это одна из наиболее частых причин невключения нужного режима. Во избежание проблем следует привыкнуть к простому правилу: в любой момент времени может быть включен только один вычислитель СТУ. О готовности вычислителей сигнализируют лампы на ПН-6. При включенном навигационном вычислителе должна гореть лампа “бок”, при включенном вычислителе посадки должны гореть лампы “бок”, “прод” и “уход”. Последняя лампа сигнализирует о готовности вычислителя ухода.

К навигационным режимам относятся режимы НВУ, АЗ-I и АЗ-II. В режиме НВУ автопилот удерживает самолет на линии заданного пути (ЛЗП), определяемой настройкой НВУ-БЗ, которая должна быть предварительно включена и настроена. В режимах АЗ-I и АЗ-II автопилот удерживает самолет на радиале маяка VOR соответственно первого и второго полукомплекта Курс-МП. Для включения навигационных режимов необходимо подготовить соответствующие системы (НВУ, Курс-МП), включить навигационный вычислитель СТУ тумблером “подготовка навигации” и нажать соответствующую кнопку-лампу. Тумблер “подготовка посадки” должен быть выключен.

Посадочные режимы включаются лампами-кнопками “заход” “глиссада” при включенном вычислителе “подготовка посадки”. Заход на посадку осуществляется по первому полукомплекту Курс-МП, который должен быть настроен на маяк ILS. Кроме того, на ведущем ПНП должен быть выставлен ЗПУ, равный посадочному курсу. Выбор активного ПНП производится переключателем, расположенным на ПН-5.

Переключатель “стрелки” включает командные стрелки на обоих ПКП.

Кнопка лампа “сброс программ” выключает навигационные и посадочные режимы АБСУ. При этом канал крена переходит в режим стабилизации текущего курса. Если в канале тангажа был включен режим глиссады, то по сбросу программ канал переходит в режим стабилизации текущего тангажа, в других случаях при нажатии кнопки сохраняется текущий режим работы канала тангажа.



3.2.3.Режим “уход”

Автоматический режим ухода на второй круг может включаться в автоматическом или директорном режиме захода на посадку с момента «захвата» глиссады при включенных выключателях «Крен» и «Тангаж» на пульте ПУ-46 (кнопка-лампа «Глисс.» на приставке ПН-5 должна гореть к моменту нажатия кнопки «Уход»). Автоматический режим «Уход» включается перестановкой РУД двигателей в положение «Взлетный режим». При включенном автомате тяги перевод РУД во взлетный режим производится автоматом тяги в режиме «Уход», который включается нажатием кнопки «Уход», расположенной на штурвале (джойстике). При выключенном автомате тяги режим включается перестановкой не менее двух секторов газа в положение «Взлетный режим».

При включении автоматического режима «Уход»:

- табло зеленого цвета «Уход на 2-й круг» и «Стабил. боков.» на приборных досках обоих пилотов загораются, а кнопки-лампы «Заход» и «Глисс.» на приставке ПН-5 и табло режимов гаснут; РУД двигателей перемещаются в положение «Взлетный режим» (если режим ухода был включен кнопкой «Уход» на штурвале), а автомат тяги АТ-6-2 переходит в режим подготовки (кнопка-лампа «С» на приставке ПН-6 гаснет);
- командные стрелки курса и глиссады на приборе ПКП-1 сер.2 разводятся;

При этом самолет переводится: в продольном канале - на режим набора высоты по командам вычислителя ухода, а в боковом канале - на режим стабилизации текущего курса. Автоматический режим «Уход на второй круг» отключается:

- ♦ нажатием кнопки «Отключение автопилота» на штурвалах;
- ♦ нажатием кнопки-лампы «Сброс прогр.» или выключателем «Подготовка посадки» на приставке ПН-5;
- ♦ отклонением рукоятки «Спуск - Подъем» на пульте ПУ-46.

3.2.4.Некоторые замечания по сигнализации режимов АБСУ.

Режимы работы АБСУ индицируются как кнопками-лампами на ПУ-46 и ПН-5, так и табло режимов, расположенными на приборных досках командира и второго пилота. Для режимов ЗК, V, М и Н, которые включаются только в режиме стабилизации, информация на пультах ПУ-46 и ПН-5 и информация на табло режимов дублируется. Для навигационных и посадочных режимов на ПН-5 индицируются режимы работы СТУ, а на табло режимов только автоматические режимы работы каналов.

Условия включения режимов СТУ зависит от того, включен ли в режим стабилизации. Например, для включения режима захода при работе канала крена в режиме стабилизации требуется наличие сигнала курсового маяка. В режиме ручного управления режим захода можно включить независимо от наличия сигнала маяка. В автоматических режимах при пропадании сигналов Курс-МП, СВС, НВУ или других необходимых для данного режима сигналов происходит автоматическое отключение режима.

При неисправностях в системе АБСУ-154-2 или смежных системах (РВ-5, КУРС-МП2, ТКС-П2, НВУ-Б3) выдается следующая сигнализация отказов:

- выпадают бленкеры на лицевой части приборов ПКП-1 и ПНП-1;
- загораются табло на средней приборной доске пилотов: «НВУ-VOR автомат», «Отказ МГВ контр.»;
- загораются табло на козырьках приборной доски пилотов «Управл. креном», «Управл. тангажом», интегральный сигнализатор отказа, включается на высоте менее 100 м от радиовысотомера РВ-5 при отказах: двух гировертикалей МГВ-1СК по крену или тангажу; питания по постоянному или переменному току; вычислителей системы СТУ-154-2 или САУ-154-2; гидроусилителей рулевых агрегатов.

Одновременно с загоранием табло отказов звучит (не более 8 с.) динамик. Звук динамика можно отключить:

- нажатием кнопки «Отключение автопилота» на штурвале (джойстике);
- выключателями «Крен» и «Тангаж» на пульте управления системой АБСУ-154-2;

При неисправностях системы АБСУ-154-2 необходимо немедленно выключить автоматический режим и прекратить пилотирование по командным стрелкам прибора ПКП, если:

- ♦ загорелись табло командной сигнализации на козырьках приборной доски пилотов;
- ♦ загорелись табло «Крен лев. велик» или «Крен прав. велик»;
- ♦ крен самолета превышает: 30° (при управлении самолетом от рукоятки «Разворот»); 25° (в режимах «А3-I» или «А3-II», «НВУ», «ЗК» и в процессе выполнения четвертого разворота); 8° (после вписывания в равносигнальную линию курса);
- ♦ горят в табло (предел курса) или (предел глиссады) на высоте ниже 100 м.;
- ♦ на приборах ПКП выпали бленкеры «АГ» (отказ авиагоризонтов), бленкеры командных стрелок; на приборах ПНП - бленкеры «К» и «Г» (отказ аппаратуры «КУРС-МП»);

- ◆ при пролете ДПРМ, БПРМ и высоты принятия решения отклонение самолета от равносигнальных линий курса и глиссады по прибору ПНП превышает допустимое значение, высота полета не соответствует установленной для данного аэродрома, а крен самолета более $5 - 8^\circ$;
- ◆ вертикальная скорость снижения после вписывания в равносигнальную линию глиссады менее 1м/с или более 6 м/с, а на высотах менее 60 м достигла значения 5 м/с;
- ◆ сработала сигнализация «Опасно, земля» аппаратуры ССОС, или « $\alpha_{кр}$ », « $n_{ya доп}$ » аппаратуры АУАСП-12;
- ◆ значение текущей приборной скорости отличается от заданной более, чем на ± 20 км/ч;
- ◆ значение текущего числа М отличается от заданного более, чем на $\pm 0,02$;

3.2.5.Автомат тяги

Автомат тяги АТ-6-2 работает в режимах: согласования приборов УС-И-6, «Подготовка», стабилизации и управления скоростью и «Уход». При включении питания автомат тяги начинает работать в режиме согласования приборов УС-И-6, обеспечивается приведение индексов заданной скорости на УС-И-6 к стрелкам текущего значения скорости. При изменении приборной скорости полета индексы следуют за стрелками.

В этом режиме автомат тяги работает от взлета до высоты построения предпосадочного маневра при заходе на посадку.

На высоте построения маневра нужно включить выключатель «Подготовка АТ» (под колпачком) на приставке ПН-6. Автомат тяги переводится в режим подготовки. Подается питание на элементы всей схемы, через 10 - 20 с. формируется сигнал готовности. На приставке ПН-6 должны загореться 2 зеленые лампы «Контроль АТ I, II». Нажатием кнопки «Контроль АТ» проверяется интегральная исправность и готовность к включению АТ-6-2. Режим стабилизации и управления скоростью включается нажатием кнопки-лампы «С» на приставке ПН-6. Загораются зеленые табло «Автомат тяги» на приборных досках пилотов. Стабилизируется заданная скорость с точностью до ± 5 км/ч.

Управление скоростью полета осуществляется перемещением индекса на выбранном указателе УС-И-6 с помощью гашетки на приставке ПН-6. Выбор указателя осуществляется тумблером «лев-прав» на пульте ПН-6. Скорость движения индекса при задании скорости - 15 - 20 км/ч шкалы за 1 секунду. Одновременно с индексом заданной скорости на приборе УС-И-6 перемещаются индексы скорости на приборах ПКП.

Режим «Уход» включается нажатием кнопки «Уход» на штурвале (джойстике). На исполнительный механизм подается сигнал для перемещения секторов газа (со скоростью не менее $10^\circ/\text{с.}$) до концевых выключателей максимального газа. При срабатывании концевых выключателей по всем трем секторам газа, автомат тяги переводится в режим подготовки. При этом включается режима ухода на второй круг системы АБСУ-154-2.

Если один из секторов газа был отключен кнопкой-лампой «Г» (лампа при этом загорается) на приставке ПН-6, то переход в режим подготовки произойдет при срабатывании двух концевых выключателей. Последующее включение автомата тяги на режим стабилизации и управления скоростью может быть произведено только после снятия командного сигнала ухода системы АБСУ-154-2. Для работы автомата тяги необходимо включение как минимум двух секторов газа (РУД), т.е. может гореть только одна кнопка-лампа «Г». При отключении более двух РУД автомат тяги отключается.

Реальный автомат тяги можно отключить «пересиливанием», перемещением РУД. Для модели такой метод имеет некоторые недостатки. В связи с этим, кроме отключения АТ кнопкой на ПН-6, для оперативности введены еще два способа отключения. Автомат тяги на модели можно отключить кнопкой на джойстике. Отключается он также при установке джойстика (не РУД) в положение малого газа. В связи с этим при невключении АТ проверьте, не находятся ли джойстик в положении малого газа.

Данная модель автомата тяги далека от совершенства. Он достаточно неплохо держит заданную скорость, но следует избегать изменения заданной скорости задатчиком на большую величину. Лучше вручную установить скорость, близкую к требуемой, и включить автомат тяги.

Автомат тяги несколько инерционен. Эту инерционность пришлось ввести для улучшения работы АТ при болтанке. Возможно, впоследствии удастся добиться более точной работы АТ.

На ПН-6 находится также переключатель режимов работы ПНП второго пилота.



3.3.Система Курс-МП

Система Курс-МП представляет собой отечественный вариант системы для самолетовождения по маякам системы VOR. Система создана для возможности полетов на международных линиях.

Принцип действия и способы применения системы Курс-МП для навигации ничем не отличаются от системы VOR и в описании не нуждаются.

На самолете установлено два полукомплекта Курс-МП. Ограничения симулятора заставили несколько изменить систему коммутации полукомплектов и системы РСБН. Дальнейшее описание относится только к модели.

Каждый из полукомплектов имеет свой задатчик частоты и курса (радиала), которые расположены на потолочной панели. Любой из полукомплектов может работать в режиме навигации или посадки с выдачей информации на ПКП, но система захода на посадку СТУ-154-2 работает только с первым полукомплектом.

В состав системы входят индикаторы курсовых углов ИКУ-1А командира и второго пилота.

Независимо от настройки курсовой системы шкала курса ИКУ-1А всегда показывает магнитный курс.

Работа РСБН и второго полукомплекта Курс-МП на одном канале радионавигации симулятора привела к необходимости разрешения конфликта. РСБН имеет более высокий приоритет на канале навигации NAV2 и при включенном питании РСБН на втором полукомплекте Курс-МП имитируется отсутствие сигнала маяка. Поэтому при полете по зарубежным трассам питание РСБН включать не рекомендуется.

На рисунке показаны зоны действия мыши на пультах Курс-МП. Следует обратить внимание на вытянутость вверх зон на задатчике частоты. Это сделано для того, чтобы курсор не закрывал цифры.



3.4. Система воздушных сигналов

Применение систем централизованного измерения параметров внешней воздушной среды и параметров полета летательного аппарата вызвано увеличением количества потребителей барометрических параметров и необходимостью более полного учета факторов, влияющих на погрешности чувствительных элементов. Для решения сложных градуировочных формул применяются вычислители высокой точности. По результатам замеров статического давления, скоростного напора и величин температуры система воздушных сигналов типа СВС вычисляет высоту полета, скорость полета, число М, относительную плотность и температуру наружного воздуха, а также отклонения этих величин от заданных и ввода измеренных величин в навигационные системы и системы управления. В качестве чувствительных элементов применяются anerоидные и манометрические коробки, упругие деформации которых измеряются следящими системами, не нагружающими их. Это позволяет значительно увеличить точность измерения.

В данной модели от СВС получают сигнал указатели высоты типа УВО-15, указатель числа М типа УМ-1. Сигнал воздушной скорости от СВС поступает на указатель воздушной и путевой скорости УСВП-К. Сигнал СВС используется системой АБСУ для удержания барометрической высоты полета и системой НВУ для счисления при работе в автономном режиме и для вычисления скорости ветра при работе от ДИСС.

Включение СВС производится АЗС на потолочной панели. При нажатии кнопки теста СВС на УМ-1, УВО-15 и УСВП-К выдаются тестовые сигналы.

3.5. Радиосистема ближней навигации РСБН.

Система РСБН-2, как и VOR является относится к угломерно-дальномерным системам навигации. В ней применена полярная система координат. При работе система непрерывно выдает дальность от самолета до маяка и азимут самолета относительно **истинного меридиана**, проходящего через радиомаяк. На борту самолета точность выдаваемых координат составляет: по дальности ± 200 м, по азимуту $\pm 0,25^\circ$.

Азимут и дальность непрерывно выдаются прямопоказывающим прибором дальности и азимута – ППДА-Ш. Кроме того азимут и дальность, полученные с помощью РСБН, используются для коррекции навигационной системы НВУ-БЗ.

Система РСБН-2 имеет 40 рабочих каналов. Настройка на заданную частоту производится выбором канала. Аппаратура РСБН модели работает только со специальным сценарием маяков РСБН Андрея Прядко.

3.6. ДИСС

Доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС служит для непрерывного измерения в полете скорости самолета относительно земли и угла сноса. Принцип работы системы основан на измерении доплеровского сдвига частот отраженного от земли радиосигнала.

Значение скорости от ДИСС выдается на указатель воздушной и путевой скорости УСВП-К. Значение угла сноса выдается на индекс сноса приборов ПКП и на стрелку путевого угла УШ-3. По данным скорости и угла сноса, полученным от ДИСС, производится счисление пути навигационной системой НВУ-БЗ.

4. НВУ

Навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ является основным навигационным средством самолета Ту-154Б. При правильном использовании оно позволяет с достаточной для практики точностью совершать полеты по заданным маршрутам в автономном режиме, без использования радиотехнических и спутниковых средств навигации. Возможность коррекции НВУ по радиосистеме ближней навигации РСБН повышает надежность и точность самолетовождения.

Возможно, дальнейшие рассуждения будут немного не совпадать в частностях с учебниками по навигации, но здесь ставится цель объяснить именно принципы работы навигационных приборов. Возможно, нижеследующие рассуждения покажутся вам сложными и не очень ненужными, при наличии специальных калькуляторов данные для настройки можно получать достаточно просто, не вдаваясь в подробности принципов работы системы. Но четкое понимание принципов работы позволяет более гибко использовать систему в полете.

Навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ предназначено для непрерывного счисления координат самолета в частноортодромической системе координат.

Рассмотрим подробнее, что такое в данном случае частноортодромическая система координат.

Для начала рассмотрим маршрут, состоящий только из одного участка. Лететь нам надо из одной точки в другую по кратчайшему расстоянию, т.е. по ортодромии. Назовем первую точку исходным пунктом маршрута ИПМ, вторую – конечным пунктом маршрута КПМ. Линия, соединяющая две эти точки, и будет частной ортодромией ЧО. Она же является линией заданного пути ЛЗП. Ортодромические координаты самолета принято обозначать S и Z . Координата S это координата самолета вдоль ортодромии, координата Z – в направлении, перпендикулярном направлению ортодромии. Отклонение самолета вправо от ЛЗП соответствует положительным значениям Z . Начало ортодромических координат находится в конечном пункте маршрута (КПМ). Следовательно, для самолета, находящегося на ЛЗП, координата S будет отрицательна, а ее абсолютная величина будет показывать расстояние, оставшееся до КПМ. При нахождении самолета на ЛЗП координата Z равна нулю, ненулевые значения Z показывают линейное боковое отклонение (ЛБУ) от ЛЗП.

Значения координат S и Z выводятся на барабанные счетчики активного пульта В-52 НВУ. При включенном счислении барабаны счетчиков вращаются пропорционально скорости перемещения самолета вдоль ортодромии (по оси S) и по оси Z . Счисление начинается в ИПМ.

Для правильного показания счетчика S достаточно предварительно ввести в счетчик S длину частной ортодромии со знаком минус. На счетчике Z в начальном пункте маршрута должно быть нулевое значение.

Скорость полета относительно земли и угол сноса поступает в НВУ с доплеровского измерителя скорости и сноса ДИСС. Эти данные ДИСС выводит в систему координат, связанной с продольной осью самолета. Нам же необходимо иметь значения скорости в ортодромической системе координат. Вычислителю НВУ необходим угол между осью самолета и направлением частной ортодромии. Для этой цели в состав НВУ входит задатчик заданного путевого угла ЗПУ. ЗПУ вводится на пульте В-140 НВУ. ЗПУ с точки зрения аппаратной реализации НВУ это угол между осью гироагрегата курсовой системы и линией заданного пути, т.е. между условным меридианом и линией заданного пути. На рисунке направление условного меридиана обозначено как условный север S_y .

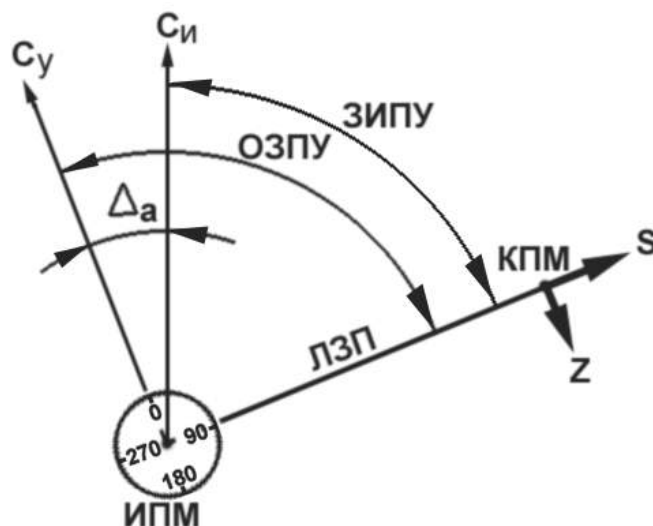
ЗПУ, который вводится на пульте В-140, называется ортодромическим заданным путевым углом ОЗПУ. В навигации принято применять термины ОЗИПУ и ОЗМПУ. Но эти термины определяются способом согласования курсовой системы, являются частными случаями ОЗПУ, и для понимания принципов работы НВУ несущественны. Мы пока с этим связываться не будем для упрощения, об этом можно почитать в соответствующей литературе.

Теперь по ортодромическому курсу самолета и ОЗПУ вычислитель может пересчитать скорости в ортодромическую систему координат и вести счисление по координатам S и Z .

Но на поверхности земли ортодромия задается координатами начальной точки (ИПМ) и углом между направлением на конечную точку маршрута и истинным меридианом начала маршрута, т.е. заданным истинным путевым углом ЗИПУ.

Угол Δ_a это угол между условным и истинным меридианами, или так называемая азимутальная поправка. Этот угол определяется положением гироагрегата курсовой системы по отношению к истинному меридиану в текущей точке полета. Курсовая система при работе в режиме ГПК сохраняет неизменное положение в пространстве, а меридианы в общем случае расположены под углом друг к другу. За счет этого при полете по маршруту азимутальная поправка непрерывно изменяется. Для получения истинного курса надо из ортодромического курса вычесть азимутальную поправку.

Для подготовки данных для НВУ надо обязательно знать Δ_a в начале каждого участка маршрута. В исходной точке маршрута мы сами задаем азимутальную поправку способом согласования курсовой системы. При согласовании ТКС по истинному курсу (меридиану) азимутальная поправка равна нулю, при согласовании по магнитному курсу (принятому для эксплуатации НВУ) азимутальная поправка равна магнитному склонению в ИПМ, где проводится согласование курсовой системы.



Дальнейшее изучение НВУ мы будем проводить на конкретном примере. Для этого выберем маршрут, состоящий из двух участков (частных ортодромий). Так как нашей задачей является изучение НВУ, то и маршрут мы выберем такой, на котором наиболее ярко проявляются особенности навигации при помощи НВУ. При этом не будем обращать внимания на трассы, правила полетов и т.п. Не та у нас задача.

Полет будем производить из аэропорта ВГКК (хотя он не очень подходит для взлета Ту-154) в аэропорт ВКФ.

В качестве поворотного пункта маршрута ППМ выберем точку с координатами $N65^\circ W030^\circ$.

В качестве КПМ выберем точку в створе курсового маяка 11 полосы аэропорта ВКФ. Частота ILS 109,5. Посадочный магнитный путевой угол ПМПУ= 112° .

Исходные данные для расчета:

ИПМ

$N65^\circ 34,42'$

$W037^\circ 07,42'$

Магнитное склонение $-32,7^\circ$

ППМ

$N64^\circ 00,00'$

$W030^\circ 00,00'$

КПМ

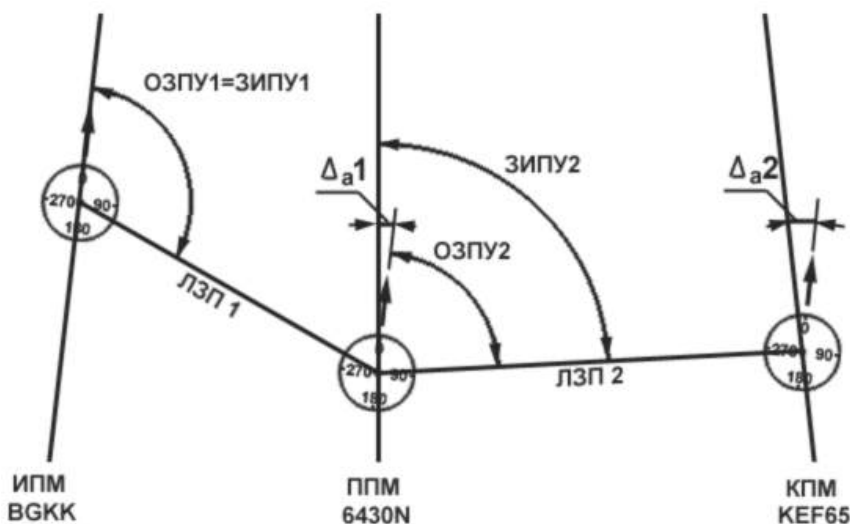
$N63^\circ 59,05'$

$W023^\circ 04,30'$

Магнитное склонение в аэропорту ВКФ $-22,3^\circ$

Магнитное склонение в аэропорту вылета нужно для расчета ОЗМПУ, если мы будем согласовывать курсовую по магнитному меридиану и для выставки склонения на КМ-5 №1 при согласовании по истинному меридиану. Магнитное склонение в аэропорту посадки нужно для перевода курсовой на магнитный курс аэродрома посадки.

Курсовую систему будем согласовывать по истинному курсу, это несколько нагляднее показывает работу НВУ. На рисунке изображено положение курсовой системы в трех точках маршрута. Во всех трех точках ось курсовой системы сохраняет свое положение в пространстве, что является главным свойством режима ГПК. В ИПМ ось курсовой системы направлена вдоль меридиана (мы ее так согласовываем), азимутальная поправка равна нулю, истинный и ортодромический путевые углы совпадают. В ППМ и КПМ из-за схождения меридианов возникает угол между ортодромическим и истинным меридианами, или азимутальная поправка.



Расчет данных для НВУ будем производить с помощью калькулятора ЦИА ГА, хотя можно расчет вести по известным формулам.

Калькулятор ЦИА ГА позволяет по координатам начала и конца частной ортодромии определить ее длину и ЗИПУ. Кроме того он вычисляет обратный заданный истинный путевой угол.

Первый участок маршрута.

Введя координаты начальной и конечной точек первого маршрута, получим для первого участка:

$$\text{ЗИПУ1} = 114,1^\circ$$

$$\text{Обратный ЗИПУ1} = 300,6^\circ$$

$$\text{Дистанция } 381,2 \text{ км}$$

Поскольку азимутальная поправка для первого участка равна нулю, то $\text{ОЗПУ1} = \text{ЗИПУ1}$.

Для первого участка маршрута данные для НВУ:

$$S = -381,2$$

$$Z = 0$$

$$\text{ЗПУ} = \text{ОЗПУ1} = 114,1^\circ$$

Рассчитаем азимутальную поправку, накопленную на первом участке маршрута.

Истинный путевой угол первого участка в конце участка будет равен обратному истинному путевому углу - 180° .

$$300,6^\circ - 180^\circ = 120,6^\circ$$

Для определения азимутальной поправки вычитаем из ортодромического путевого угла истинный

$$\Delta_{a1} = 114,1^\circ - 120,6^\circ = -6,5^\circ$$

Второй участок маршрута.

Введя координаты начальной и конечной второго маршрута, получим для второго участка:

$$\text{ЗИПУ2} = 87,2^\circ$$

$$\text{Обратный ЗИПУ2} = 273,4^\circ$$

$$\text{Дистанция } 338,9 \text{ км}$$

С учетом азимутальной поправки для второго участка $\text{ОЗПУ2} = \text{ЗИПУ2} + \Delta_{a1}$.

$$\text{ОЗПУ2} = 87,2^\circ + (-6,5^\circ) = 80,7^\circ$$

Для второго участка маршрута данные для НВУ:

$$S = -338,9$$

$$Z = 0$$

$$\text{ЗПУ} = \text{ОЗПУ2} = 80,7^\circ$$

Рассчитаем азимутальную поправку на втором участке маршрута.

Истинный путевой угол второго участка в конце участка будет равен обратному истинному путевому углу - 180° .

$$273,4^\circ - 180^\circ = 93,4^\circ$$

Для определения суммарной азимутальной поправки для двух участков вычитаем из ортодромического путевого угла истинный

$$\Delta_{a2} = 80,7^\circ - 93,4^\circ = -12,7^\circ$$

Можно определять азимутальные поправки для каждого участка по отдельности и суммировать.

Существует также приближенная формула для расчета азимутальной поправки через разность долгот и среднюю широту конечных точек ортодромии. Но приведенная выше методика более точно отражает суть процесса.

Таким же образом можно рассчитать данные для маршрута, состоящего из большего числа участков.

Подготовим данные для перевода ТКС и НВУ на магнитный курс аэродрома посадки.

Определим поправку, которую необходимо ввести для перевода курсовой системы и НВУ на магнитный курс аэродрома посадки.

Чтобы получить истинный курс необходимо из ортодромического курса вычесть азимутальную поправку, равную в нашем случае $-12,7^\circ$.

Для перехода от истинного курса к магнитному необходимо из истинного курса вычесть магнитное склонение аэродрома посадки. В нашем случае оно равно $-22,3^\circ$.

Суммарная поправка будет $+35^\circ$.

Для ЗПУ можно заранее посчитать значение после перевода ТКС на магнитный курс аэродрома посадки.

Для этого надо к ОЗПУ конечного участка прибавить суммарную поправку:

$$\text{ЗПУ} = 80,7^\circ + 35^\circ = 115,7^\circ$$

Для перевода ТКС заранее рассчитать ОЗМПУ нельзя, так как ОЗПУ в полете может отличаться от ЗПУ, выставленного на В-140, из за угла сноса.

Расчет данных для НВУ можно произвести с помощью встроенного калькулятора. Это значительно проще, но менее наглядно. По исходным данным нашего примера с помощью калькулятора получены такие результаты:

Для первого участка:

$S = -379,8$

$Z = 0$

$ЗПУ = 114,2^\circ$

$\Delta_{a1} = -6,45^\circ$

Для второго участка:

$S = -337,6$

$Z = 0$

$ЗПУ = 80,7^\circ$

$\Delta_{a1} = -12,68^\circ$

Некоторое расхождение данных с результатами расчета по калькулятору ЦИА ГА по длине ортодромии объясняется вероятно тем, что калькулятор ЦИА ГА использует более точную модель земного шара. А вот какие данные больше подходят для симулятора, непонятно. Впрочем, разница не очень большая, а полеты по данным встроенного калькулятора показали достаточную его точность.

Теперь у нас есть исходные данные, можно приступить к подготовке НВУ к полету.

Мы находимся в аэропорту Kulusuk (BGKK). Взлет будем осуществлять с полосы 11.

Будем считать, что оборудование включено, прогрето и настроено. Это можно например согласно пункта 8 данного руководства. Если курсовая система у нас была согласована по магнитному курсу, согласуем ее по истинному. Для этого на КМ-5 №1 введем магнитное склонение аэропорта вылета, равное $-32,7^\circ$ и согласуем магнитную систему как это описано в пункте 8 данного руководства. После согласования ТКС установим на КМ-5 №1 магнитное склонение равным нулю. Это надо для правильной работы ИКУ второго пилота.

Вызовем панель НВУ и на пульте В-51 включим питание НВУ (тумблер “сеть”). Загорится лампа исправности НВУ “испр”. Если лампа не загорелась, то причина в большинстве случаев связана с тем, что не включена СВС. Поскольку ДИСС на малых скоростях не работает, то НВУ при выключенной СВС неоткуда брать скорость полета.

После включения на пульте В-140 загорается табло “I”, а на первом В-52 табло “самолет”. Это означает, что в данный момент рабочим является первый пульт В-52 и на нем будут данные текущего участка. Вторым В-52 будет использоваться для хранения данных для следующего участка.

ЗПУ для текущего и следующего участков вводится на пульте В-140. Данные вводятся в градусах и минутах, 0,1 градуса соответствует 6 минутам. Для ускорения ввода следует использовать правую кнопку мыши. Это же относится и к пульту В-51.

Данные на счетчиках В-52 вводятся с пульта В-51.

Для этого левым переключателем выбирается тип данных и кнопками осуществляется их ввод. Координата S для первого участка вводится при положении переключателя “S”, а для второго участка – “Sp”.

При вводе данных рекомендуется вызвать дополнительный пульт В-52, это повышает точность ввода. После окончания ввода лучше переключатель установить в положение “S”, тогда при вызванной панели РУД по дополнительному пульту В-52 можно будет контролировать расстояние до конца участка.

Правым переключателем на В-51 устанавливается линейное упреждение разворота. В нашем случае установим его равным 10 км.

На рисунке на пультах НВУ установлены данные для нашего примера.



Эксплуатация НВУ в полете.

Точность работы НВУ в первую очередь зависит от точности работы курсовой системы. Для обеспечения высокой точности ТКС необходимо через каждые 1-2 градуса на пульте курсовой системы устанавливать текущую широту. Для этого надо перед полетом наметить соответствующие контрольные точки. Точки могут быть привязаны к координате S. В этих же точках полезно следить за уходом ТКС, но это выходит за рамки данной главы. Если вам на первых порах сложно следить за широтой, то вы можете на пульте виртуального помощника штурмана включить режим “широта авто” и виртуальный помощник сам будет выставлять текущую широту на пульте ТКС.

Взлет с данного аэродрома на Ту-154 является чистой воды авантюрой, но при максимально облегченном самолете вполне возможен.

После установки самолета по оси взлетной полосы проверим курс ТКС, в нашем случае ортодромический курс полосы 11 должен быть около 84° .

На исполнительном старте необходимо включить тумблер “счисл” на пульте В-51. Этим мы включаем НВУ в режим счисления координат.

После набора высоты, допускающей включение автопилота, включаем его. Не включая тумблер “подготовка навигации” нажимаем на ПУ-46 кнопку НВУ, которая должна загореться. На ПНП стрелка покажет ЗПУ первого участка, а планка отклонение от ЛЗП. Если все нормально, включаем тумблер “подготовка навигации”. Самолет должен выйти на ЛЗП и следовать по ней. Контроль ведем по ПНП и счетчикам S и Z. Порядок набора эшелона и управление каналом тангажа автопилота мы здесь не рассматриваем.

В процессе полета автопилот будет удерживать значение Z равным нулю. Значение S будет уменьшаться по абсолютной величине, показывая расстояние до ППМ.

Когда до ППМ останется менее 80 километров, т.е. на рабочем В-52 (в нашем случае первом) значение S будет меньше 80, включится режим преобразования координат. На свободном счетчике начнется вычисление S и Z для следующего участка маршрута. К моменту смены частной ортодромии (ЧО) там должны быть правильные значения S и Z для следующего участка. Для пересчета используются данные текущего участка, S и Z установленные в окошках “пункт” и ЗПУ следующего участка.

Некоторое отличие ЗПУ для первого и второго участка на данном рисунке связаны с тем, что данные были установлены с помощью виртуального помощника штурмана, который не округляет данные.

Автоматическая смена частной ортодромии происходит на расстоянии от ППМ, определяемой установкой ЛУР на В-51, в нашем случае за 10 километров. Если переключатель ЛУР стоит в положении “откл”, автоматическая смена ЧО не происходит. За 2 километра до смены частной ортодромии загорается табло “смена ЧО”. Когда на рабочем счетчике В-52 значение S становится равным установленному на В-51 линейному упреждению разворота, происходит смена частной ортодромии. На ПНП стрелка ЗПУ покажет ОЗПУ следующего участка. Рабочим становится другой В-52 (второй в нашем случае), а на первом в окошках “пункт” можно выставить данные для следующего участка. У нас нет следующего участка. Чтобы в конце второго участка не произошла автоматическая смена ортодромии, установим переключатель ЛУР в положение “откл”.

Перевод ТКС и НВУ на магнитный курс аэродрома посадки.



При полете к аэродрому посадки необходимо перевести ТКС на магнитный курс аэродрома посадки. Операция заключается в развороте гироагрегатов курсовой системы на угол, равный суммарной поправке на схождение меридианов (азимутальная поправка) и разницу магнитных склонений аэродрома посадки и аэродрома вылета. Для корректной работы НВУ такую же поправку необходимо ввести в ЗПУ на В-140.

Это одна из самых сложных и ответственных операций. Во избежание больших уходов самолета с ЛЗП ее надо проводить быстро и точно.

Существуют различные методики перевода курсовой системы. Здесь описывается один из вариантов перевода.

Гироагрегаты курсовой системы взаимозаменяемы, к качеству рабочего гироагрегата, т.е. гироагрегата, от которого питаются потребители курса, может использоваться как основной, так и контрольный гироагрегат. Для простоты описания будем предполагать, что питание потребителей у нас происходит от основного гироагрегата.

1. Переключить переключатель “коррекция” на пульте НВУ в положение “контр”. С помощью задатчика курса переводится на величину суммарной поправки резервный гироагрегат. Контроль по индексу на УШ-3. Поскольку потребители питаются от основного гироагрегата, то ухода самолета с курса не происходит и НВУ работает корректно. Поэтому операцию можно проделать не торопясь и тщательно проверить величину поправки по углу между индексом и стрелкой “К” указателя УШ-3. Полезно включить курсовую поправку.
2. Выключить автоматический режим работы АБСУ от НВУ. Для чего выключить тумблер “подготовка навигации”. Автопилот в канале крена перейдет в режим удержания текущего курса.
3. Переключить переключатель “коррекция” на пульте НВУ в положение “осн”. С помощью задатчика курса совместить стрелку “К” на УШ-3 с индексом положения контрольного гироагрегата. При этом мы переводим основной гироагрегат, от которого работают потребители, в том числе и АБСУ. Ухода самолета с курса не происходит потому, что при работе задатчика курса АБСУ переходит в режим слежения по курсу, т.е. текущий курс считается заданным.
4. Ввести суммарную поправку в ЗПУ на В-140.
5. Обнулить значение счетчика Z. Это надо потому, что за время, когда основной гироагрегат и ЗПУ были рассогласованы, так как переводились не одновременно, на счетчиках набегают ошибки. Если имеется возможность, то можно провести коррекцию НВУ от РСБН.
6. Включить тумблер “подготовка навигации”. При правильно переводе ТКС самолет не должен существенно изменить курс.
7. После перевода гироагрегатов необходимо согласовать оба БГМК. В районе аэродрома посадки курсы на ИКУ и ПНП в режиме ГПК должны быть близки.

Коррекция НВУ по РСБН

В процессе счисления, особенно в автономном режиме, на счетчиках НВУ накапливается некоторая ошибка. Для устранения этой ошибки предусматривается коррекция НВУ по радиосистеме ближней навигации РСБН.

Коррекция НВУ по РСБН возможна только при непрерывном измерении системой РСБН азимута и дальности. Если горит табло “дальность автономно” или “азимут автономно”, коррекция невозможна. Коррекция может не включиться и при погашенных табло. Это обычно бывает вблизи маяка и означает что система контроля корректности данных РСБН обнаружила рассогласование следящих систем дальности или азимута, превышающие нормы.

Коррекция производится включением тумблера “корр” на пульте В-51. Перед проведением коррекции надо убедиться что на В-51 и задатчике угла карты установлены данные для коррекции для данной частной ортодромии. Перед проведением коррекции необходимо выключить режим автоматического режима НВУ. Автоматический режим НВУ можно включить после проведения коррекции.

Неправильно заданные данные для коррекции могут привести к установке на счетчиках НВУ после коррекции неправильных данных, что повлечет невозможность дальнейшего полета по НВУ. Поэтому коррекцию можно проводить только при полной уверенности в правильности данных для коррекции.

Не рекомендуется проводить коррекцию при расстояниях до маяка, сравнимых с высотой полета, так как РСБН производит коррекцию по наклонной дальности.

Для возможности коррекции НВУ от РСБН необходимо подготовить данные для коррекции. Для коррекции по ДИСС для каждого участка маршрута необходимо рассчитать три параметра, частноортодромические координаты маяка S_m и Z_m и угол карты УК. Координаты маяка для каждой ортодромии имеют абсолютно тот же смысл, что и координаты самолета. Если например маяк находится в начальном пункте полета, то $S_m = S$, $Z_m = Z$, $УК = ЗПУ$.

Угол карты задается как истинный курс относительно меридиана маяка, параллельный ЛЗП данного участка. Система РСБН работает в системе истинных координат, поэтому для расчета параметров для коррекции

НВУ необходимы только географические координаты начального и конечного пунктов участка маршрута и координаты маяка РСБН. Настройка курсовой системы, азимутальная поправка, магнитное склонение не оказывают никакого влияния на данные для коррекции НВУ по РСБН.

Расчет данных для коррекции тоже можно производить на калькуляторе ЦИА ГА. Но это достаточно кропотливый процесс, чреватый грубыми ошибками из-за неправильного знака азимутальной поправки и т.п. А неточные данные для коррекции могут полностью нарушить процесс счисления. Поэтому для расчета лучше воспользоваться встроенным калькулятором НВУ. Расчет данных для коррекции НВУ по РСБН на встроенном калькуляторе можно производить для любого отдельного участка маршрута, так как в отличие от режима счисления, нет взаимовлияния участков. Для расчета достаточно ввести на калькуляторе координаты начального и конечного пунктов участка маршрута и координаты маяка РСБН.

Работа НВУ в автономном режиме. Пульт ветра.

Основным режимом работы НВУ является режим счисления по данным, получаемым от ДИСС. При пропадании данных от ДИСС, система переходит в режим автономной работы от системы воздушных сигналов. Этот режим является резервным, обеспечивает меньшую точность самолетовождения, но позволяет продолжить полет по счислению. У реальной системы отказ ДИСС может происходить по разным причинам, в частности при полете над зеркальной водной поверхностью. В модели автономный режим можно получить только отключением ДИСС.

Об автономном режиме работы YDE свидетельствует горение табло “память ДИСС”. Это табло горит также на взлете, так как ДИСС не выдает данных на скорости меньше 180 км/час.

При работе НВУ в режиме ДИСС, по путевой скорости и сносу от ДИСС, воздушной скорости от СВС и курсу от ТКС НВУ непрерывно вычисляет скорость и направление ветра. Данные о скорости и направлении ветра выводятся на барабанные указатели пульта ветра В-57. Направление выводится на указатель в левой части пульта, скорость - на правый. Скорость выводится в километрах в час. На пульт выводится направление навигационного ветра, т.е. куда дует.

При переключении НВУ в автономный режим работы текущие значения скорости и направления ветра на В-57 запоминаются. Система НВУ начинает проводить счисление по воздушной скорости от СВС и параметрам ветра с пульта В-57.

В автономном режиме становятся активными расположенные под указателями скорости и направления ветра кнопочные переключатели. Это позволяет периодически вручную вводить скорость и направление ветра.

НВУ определяет направление ветра по ортодромическому курсу. Для приведения направления ветра к истинному курсу, по которому принято указывать направление ветра, имеется возможность введения поправки. Для этого служит рукоятка и барабанный указатель поправки в центре пульта В-57.

5. Система управления

5.1. Особенности системы управления

Система управления FS2002/2004 не позволяет моделировать многие особенности систем управления конкретных самолетов. В частности возникают трудности с моделированием управляемого стабилизатора, системы триммирования с моделированием реальных запасов рулей и многих других особенностей систем управления. Дефолтный алгоритм автопилота FS2002/2004 не позволяет реализовать режимы работы конкретных автопилотов.

Для реализации всех режимов работы системы АБСУ а также для возможности в перспективе совершенствовать систему управления в данной модели применяется система управления с необходимостью отключения каналов джойстика в настройках симулятора. Такое решение было опробовано на модели Ил-18. Практика показала, что очень многие пользователи, несмотря на инструкцию, очень неохотно идут на отключение каналов джойстика. Это приводит к многочисленным претензиям к разработчикам, особенно при наличии у пользователя шумного джойстика. И тем не менее, несмотря на то, что необходимость отключения каналов джойстика создает дополнительные неудобства, система управления в данной модели сделана именно так. К тому же, операция отключения каналов джойстика при загрузке конкретной модели не настолько сложна, чтобы считать ее проблемой.

Отключение каналов джойстика в симуляторе проводится через меню Controls – Assignments - JoystickAxes.

Если данная операция является для вас совершенно неприемлемой, вы можете не отключать оси джойстика. Все, в общем-то, будет работать. И вполне возможно, что даже правильно. Но это нештатный режим для данной модели и претензии к точности работы в этом случае разработчиками не принимаются.

5.2. Устройство системы управления

Система АБСУ данной модели не использует дефолтные алгоритмы автопилота. При включении автопилота он начинает управлять положением рулей. При включенных осях джойстика возникает конфликт между автопилотом и джойстиком. В случае очень шумного джойстика могут возникнуть подергивания рулей и ухудшиться стабилизация режимов. При отключенных осях джойстика управление осуществляется через прибор. Система АБСУ читает положение джойстика непосредственно из операционной системы, минуя симулятор. Такая система имеет еще одно преимущество, в контур системы управления между джойстиком и рулем можно ввести любые собственные блоки обработки сигнала, характерные для современных электродистанционных систем управления (ЭДСУ).

5.2.1. Моделирование канала тангажа

В апдейте 9.4 сделана попытка смоделировать канал тангажа АБСУ.

Эффективность руля пропорционально квадрату скорости (скоростному напору). В связи с этим при необратимом управлении (в FS оно необратимое) чувствительность управления резко возрастает со скоростью. Для борьбы с этим в FS можно ввести коэффициент эффективности руля по скоростному напору (секция 517). Именно так было сделано в предыдущих версиях.

Но у реального Ту-154 применено принципиально другое решение. Во первых, используются полетные загрузатели. Но загрузатели служат только для ограничения выхода на большие перегрузки, они не способны обеспечить постоянства расхода руля на единицу перегрузки. Для решения этой задачи в продольном канале АБСУ используется автоматика улучшения управляемости.

Логику работы автоматики можно найти в Т.И.Лигум и др. Аэродинамика самолета Ту-154Б. “Транспорт”, 1985г. стр.185.

Для комфортного управления по каналу тангажа необходимо по возможности обеспечить постоянство градиента усилия на штурвальной колонке на единицу перегрузки. При загрузке пружинами это соответствует обеспечению постоянства хода колонки на единицу перегрузки.

Отклонение колонки на единицу перегрузки зависит не только от скоростного напора (что лечится в FS секцией 517), но и в очень сильной степени от центровки. Передние центровки требуют больших расходов хода штурвала.

Принцип работы автоматики.

При создании автомата управления Ту-154 использовано то свойство самолета, что при нулевой перегрузке (вертикальное пикирование) положение руля (колонки) в широком диапазоне скоростей и чисел М остается постоянным. Это конечно нерасчетный режим полета, но мы имеем опорную точку. Для Ту-154 положение штурвала +140 мм при любой массе и центровке соответствует нулевой перегрузке.

Обозначим отклонение штурвала при нулевой перегрузке X_0 . В установившемся горизонтальном полете штурвал находится в балансирующем положении $X_{\text{бал}}$. При этом перегрузка у нас равна единице. Из этого следует, что для данной центровки и скорости отклонение штурвала на единицу перегрузки равно $X_{\text{бал}} - X_0$. Для стриммированного самолета отклонение МЭТ равно отклонению штурвала. Тогда для стриммированного самолета на данном режиме и при данной центровке отклонение штурвала на единицу перегрузки равно $X_{\text{МЭТ}} - X_0$. Вот эта величина и вводится в вычислитель АБСУ для определения передаточного отношения от колонки к рулю высоты. Из этого, кстати, следует правило: самолет всегда должен быть стриммирован.

Переменный коэффициент передачи от колонки к рулю высоты обеспечивается с помощью рулевого агрегата РА-56. РА-56 включен в проводку управления по последовательной схеме.

Поэтому отклонение руля равно сумме отклонения штурвала и РА-56 с соответствующими коэффициентами. Коэффициент передачи от колонки к рулю высоты равен 0,112 град/мм. Коэффициент отклонения РА-56 K_x рассчитывается вычислителем АБСУ по положению МЭТ, замеряемым датчиком ДПС-1. Отклонение РА-56 производится не по абсолютному отклонению колонки, а по ее отклонению от балансирующего положения ΔX . Для этого имеется датчик ДПС-2. Вот по сигналу этих двух датчиков и работает РА-56.

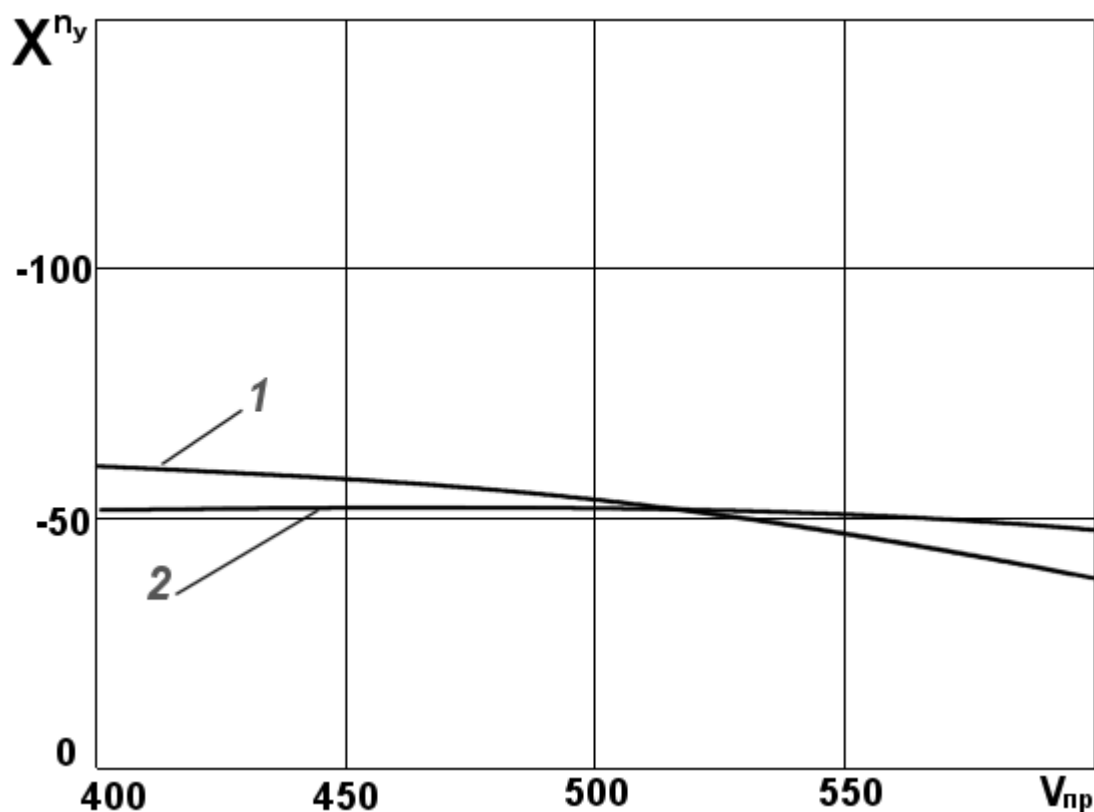
$$\delta_B = K_{\text{ш}} * X + K_x * \Delta X$$

В результате при отклонении колонки РА-56 в зависимости от положения МЭТ увеличивает или уменьшает отклонение РВ. Это можно понаблюдать по индикатору ИН-3, показывающим отклонение РА-56. При положении МЭТ “на себя” ИН-3 отклоняется в ту же сторону, что и колонка. При положении МЭТ “от себя” ИН-3 отклоняется в обратную сторону. Такая проверка АБСУ перед полетом предусмотрена пунктом 4.3.12.3 РЛЭ.

При выпущенной механизации сигнал датчика ДПС-2 отключается.

Из этого следует еще один вывод, система управления Ту-154 честно не моделируется без разрыва связи между джойстиком и рулями в симуляторе.

В процессе работы были сняты характеристики продольной управляемости, результаты видны на графике зависимости отклонения штурвальной колонки от скорости.



Кривая 1 – отклонение штурвальной колонки для получения вертикальной перегрузки 1.2 в зависимости от скорости с выключенной системой улучшения управляемости, кривая 2 – со включенной. На графике видно, что при работе автоматики требуемое отклонение колонки практически не зависит от скорости. Влияние центровки так же невелико во всем диапазоне эксплуатационных центровок.

Для получения сопоставимых характеристик в апдейте 9.4 при записи в МСРП отклонение МЭТ и штурвальной колонки указывается в миллиметрах, руля высоты в градусах. Так принято в литературе по Ту-154 и так сделано в модели. Полное отклонение колонки соответствует полному отклонению джойстика, подключенного через прибор управления.

Для понимания работы канала тангажа АБСУ в панели добавлен несложный демонстрационный приборчик, иллюстрирующий работу продольного канала АБСУ. Он не очень совершенен, есть существенные упрощения. Леня было стараться ради не самого нужного прибора. Но принцип работы автоматики он показывает хорошо. Очень интересно понаблюдать за ним как на земле, так и в полете в ручном и автоматическом режимах. И вопросов при этом много всяких разных возникает.

Для вызова прибора надо сначала вызвать прибор настройки коэффициентов автопилота. Слева внизу прибора будет невзрачная иконка.

5.3. Сервисный прибор для настройки и проверки системы управления.

Управление от джойстиков начиная с версии 3.20 пилотажно-навигационного комплекса принципиально отличается от предыдущих версий. Главное отличие переход от чтения джойстиков через API-функции к работе через DirectInput. Это позволяет расширить номенклатуру используемых джойстиков, увеличить количество осей и кнопок управления. Для чтения джойстиков через DirectInput используется библиотека, разработанная Романом Петкевичем.

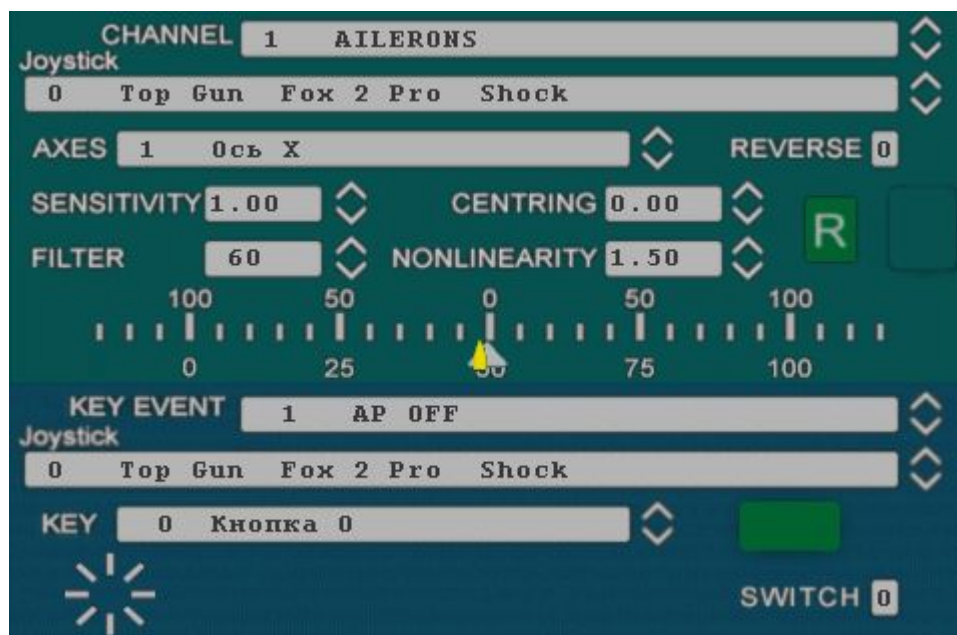
Изменен интерфейс настройки осей и кнопок на функции управления. Некоторые элементы настройки могут показаться вам менее удобными, чем в предыдущем приборе. Это объясняется большей универсальностью прибора, все каналы сделаны одинаковыми. Такое решение прежде всего облегчает разработчику модификацию прибора, позволяет оперативно вводить новые функции.

Для правильной работы прибора джойстики в симуляторе должны быть отключены (Ctrl-K).

Панель сервисного прибора делится на выделенные цветом две зоны, зону настройки осей и зону настройки кнопок.

На панели сервисного прибора (сверху вниз) расположены.

1. Окно вывода номера и названия выбранного канала управления. Номер канала условный, является справочной информацией.
2. Номер в системе и название выбранного джойстика. Название джойстика и его параметры прибор получает от драйвера джойстика.
3. Номер и название выбранной оси.
4. Признак инверсии оси.
5. Окно ввода коэффициента передачи. С помощью этого параметра подгоняется диапазон перемещения органов управления.
6. Окно ввода коэффициента центровки. Смещение нейтрального положения органа управления.
7. Окно ввода коэффициента фильтра. Фильтр нижних частот. Устраняет шумы и вносит запаздывание отклонения органа управления.
8. Окно ввода коэффициента нелинейности. Нелинейность позволяет добиться того же эффекта что и зона нечувствительности в стандартной симовской настройке джойстика.
9. Лампы-кнопки чтения и записи конфигурации. Кнопка записи закрыта колпачком, открываемым правой кнопкой мыши. Неуспешность записи и чтения чаще всего связано с отсутствием папки ...\\Gauges\\Tu154_cfg, в которой располагается файл конфигурации.
10. Индикатор перемещения джойстика. Желтый индикатор показывает величину отклонения джойстика, белый – отклонения органа управления выбранного канала. Верхняя шкала предназначена для настройки органов управления типа рулей, нижняя для настройки РУД, тормозов и т.д.
11. Окно вывода номера и названия кнопочной функции.
12. Окно номера и названия выбранного джойстика.
13. Окно номера и названия выбранной кнопки. Для удобства настройки переключатели видов (“хатки”) представлены набором кнопок.
14. Табло теста выбранной кнопки.
15. Индикатор выбранной кнопки “хатки”
16. Окно ввода признака выключателя.



Некоторые особенности настройки каналов.

В связи с тем, что формат ввода DirectInput отличается от формата API, несколько усложнился процесс калибровки. Диапазона перемещения органа управления приходится настраивать последовательными приближениями, поочередно меняя коэффициент передачи и центровку.

Рычаги управления двигателями.

Для обеспечения возможности включения реверса при нулевом положении джойстика белый индикатор должен быть в отрицательной области. Величина смещения зависит от шумности джойстика. Для РУД желательно устанавливать большой коэффициент фильтра.

Тормоза.

При настройке тормозов на оси джойстика возможна как настройка каждого тормоза на отдельную ось, так и одна ось для обоих колес. При настройке тормозов на одну ось обеспечивается дифференциальное торможение. При перемещении джойстика управления рулем поворота более чем на 50 процентов одно колесо растармаживается.

При кнопочном управлении тоже осуществляется дифференциальное торможение.

Файл конфигурации.

Файл конфигурации джойстика автоматически создается в директории FS2004\Gauges\JoyDI_CFG при первой записи конфигурации.

Некоторые параметры в файле конфигурации не выведены на сервисный прибор. Изменять эти параметры надо редактированием файла конфигурации.

`absu_otkl_per=25`

Отклонение джойстика для отключения автопилота пересиливанием. В процентах полного отклонения. Параметр надо увеличить в случае ложных срабатываний от шума джойстика. Если установить значение больше 100 процентов отключение пересиливанием не будет.

`brake_ap_off=0.`

Отключение автопилота кнопкой тормоза на клавиатуре. Для тех, у кого кнопок на джойстике мало.

`rud_revers_on=0.`

Включение реверса от РУД. Для владельцев джойстика с упором малого газа. Реверс включается при перемещении РУД в отрицательную область более чем на 5 процентов.

`rv_trimm_time=20`

Время перемещения триммера руля высоты.

`ap_tang_speed=10`

Скорость изменения тангажа с пульта АБСУ.

Признак переключателя “Switch”

Этот признак введен для различия “кнопки” и ”переключателя”. Это надо тем, кто мастерит дома из обрезков фанеры некое подобие тренажера. Признак работает не на всех кнопочных функциях а только там, где это имеет смысл.

При установке признака в единицу прибор считает кнопку переключателем. При нажатой кнопке переключатель устанавливается в одно положение, при отпущенной – в другое. Например если вы установите этот признак для кнопки реверса, то при нажатии и удержании кнопки будет включен реверс, при отпуске реверс выключится и РУД-ы переведутся в положение “малый газ”.

Трехпозиционные переключатели моделируются двумя кнопками, для обоих кнопок надо установить признаки переключателя. Если ни одна кнопка не нажата, переключатель находится в нейтральном положении. Например для переключателя света одна кнопка включает посадочный, вторая рулежный свет. Если ни одна кнопка не нажата – свет выключен, переключатель в нейтральном положении.

Я не буду подробно описывать все оси и кнопки, тем более что возможны изменения и дополнения. Прибор достаточно нагляден и всякие тонкости настройки можно изучить на практике.

6. Файл конфигурации приборов.

Для возможности индивидуальной настройки приборов пользователем введен файл конфигурации приборов \\GAUGES\ Tu154_cfg\ tu154_gau.cfg. Адрес и название файла изменять нельзя.

Раздел [system]

npu_v52_100=0 при 0 младший разряд счетчиков В-52 НВУ равен 1000 метров, при 1 – 100 метров.

Данный пункт появился из за разногласий среди консультантов по разрядности счетчиков НВУ. Большинство сошлось на значении 1000 метров, но возможно бывают разные модификации приборов и вариант 100 метров тоже оставлен. Тем более что он больше понравился разработчику.

pnp_blenk_var = 1. При pnp_blenk_var = 0 используется другой алгоритм работы бленкеров ЗПУ на приборах ПНП. Этот вариант находится в стадии разработки и пользоваться им не рекомендуется, там есть ошибки.

Раздел [sound]

Параметры озвучивания приборов.

sound=1 разрешение озвучивания приборов. При sound=0 озвучивание приборов отключается.

sirena_lev= уровень громкости звучания сирены. Уровень может меняться от 0 до 100. При 0 самый тихий звук, при 100 – самый громкий.

dinamik_lev= уровень громкости звучания динамика.

telefiny_lev= уровень громкости звучания телефонов.

zvonok_lev= уровень громкости звучания звонка.

6.1 Прибор для настройки коэффициентов автопилота (АБСУ)

ВНИМАНИЕ! Этот прибор не предназначен для нормальной эксплуатации модели. Если вам не совсем понятны принципы работы автопилота, то прибором лучше не пользоваться.

Создание модели автопилота требует подбора большого количества коэффициентов. Это связано не только с тем, что в литературе трудно найти коэффициенты реального автопилота, но и с тем, что особенности динамики симулятора не всегда позволяют использовать зависимости реального автопилота. Поэтому создание автопилота было начато с сервисного прибора, позволяющего подбирать коэффициенты в полете.

Такой прибор в первую очередь необходим разработчикам приборов и динамики.

Для них собственно прибор и сделан, рядовому симеру он вроде бы ни к чему. Но поскольку прибор существует, то мы решили включить его доработанную версию в проект. Это позволит самым любопытным поэкспериментировать с автопилотом, лучше понять логику его работы. Реальные пилоты могут попробовать подогнать параметры автопилота к реальным, насколько это возможно.

Вызов прибора осуществляется иконкой вверху левой стойки переплета фонаря кабины (см. рисунок).



Особенности системы управления Ту-154.

Управление самолета Ту-154 выполнено по необратимой схеме. Это означает, что нагрузки от рулей не передаются на штурвал и педали, нагрузки на органах управления создаются пружинными загрузочными механизмами.

Второй особенностью системы является то, что отклонение руля является суммой отклонения летчиком органа управления и положения электрогидравлического агрегата РА-56В-1. В режиме стабилизации по каналам крена и рысканья руль отклоняется только РА-56. В канале тангажа при автоматическом управлении автомат триммирования перемещает штурвал с помощью механизма триммирования МЭТ. При ручном управлении управление рулем осуществляется как летчиком, так и АБСУ с помощью РА-56. Это позволяет улучшить характеристики управления в ручном режиме.

Далее мы будем рассматривать только режимы автоматической стабилизации.

Упрощенная структура АБСУ. Систему АБСУ можно разделить на собственно автопилот в традиционном понимании (АП) и систему траекторного управления (СТУ).

АП имеет два канала, канал крена и канал тангажа (канал рысканья рассмотрим отдельно). На вход каналов поступают сигналы заданных крена и тангажа а также сигналы датчиков угловой скорости (ДУС). Сигналы заданных крена и тангажа могут поступать с СТУ или ручных задатчиков. По этим сигналам АП с помощью рулей стабилизирует заданные крен и тангаж.

СТУ непосредственно рулями не управляет. В зависимости от режима работы по сигналам различных датчиков СТУ вырабатывает сигналы заданных крена и тангажа, обеспечивающих движение самолета по заданной траектории. Сигналы крена и тангажа подаются в АП.

Понятие о регуляторах. Для понимания работы АБСУ необходимо рассмотреть некоторые понятия теории автоматического регулирования.

Каналы АБСУ на модели в основном выполнены в виде классических пропорционально-интегрально-дифференциальных регуляторов, или ПИД-регуляторов.

ПИД-регулятор работает по следующему закону:

$$U = K_1 * X + K_2 * \frac{dX}{dt} + K_3 \int X dt$$

где:

U – управляющее воздействие

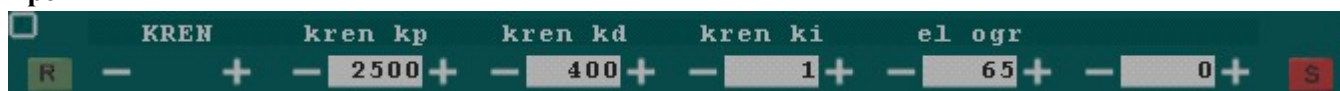
X – отклонение регулируемого параметра от заданного

K₁, K₂, K₃ – коэффициенты пропорционального, дифференциального и интегрального звеньев регулятора соответственно.

Не обязательно применение всех трех звеньев регулятора, бывают ПИ, ПД-регуляторы. Часто применяемые на самолетах демпферы рысканья представляют собой чистые дифференциальные регуляторы.

Далее рассмотрим конкретные каналы АБСУ.

Крен



Канал крена работает по следующему закону:

$$\delta_{\gamma} = -kren_kp * (\gamma - \gamma_{зад}) - kren_kd * \omega_{\gamma} - kren_ki * (\gamma - \gamma_{зад}) * \Delta t$$

δ_{γ} – отклонение элеронов

$\gamma - \gamma_{зад}$ – разница между текущим и заданным креном

ω_{γ} – угловая скорость крена

Δt – промежуток времени между двумя вычислениями положения руля.

Теперь рассмотрим, как практически влияют коэффициенты на поведение самолета.

Пропорциональное звено.

$$\delta_{\gamma} = -kren_kp * (\gamma - \gamma_{зад})$$

При отклонении самолета от заданного крена элероны будут повернуты в обратную сторону. Чем больше коэффициент kren_kp, тем резче будет реакция самолета на отклонение и тем точнее удержание крена. Именно по пропорциональному закону работали первые автопилоты. Но по мере роста моментов инерции и ухудшения демпфирования за счет уменьшения крыла такие регуляторы перестали справляться с стабилизацией самолета. Увеличение коэффициента приводило к раскачке самолета. Это связано с тем, что элероны устанавливаются в нейтральное положение при заданном крене и самолет по инерции проскакивает в противоположный крен. Чтобы избежать таких проскоков элероны надо еще до прихода к заданному крену повернуть в противоположную сторону, чтобы погасить угловую скорость. Для этого служит дифференциальное звено регулятора.

Дифференциальное звено.

$$\delta_{\gamma} = -kren_kd * \omega_{\gamma}$$

Отклонение элеронов пропорционально угловой скорости крена. Если самолет вращается вправо, то элероны отклоняются в лево. Такое звено препятствует вращению самолета по крену и поэтому называется еще

демпфирующим. Увеличение коэффициента демпфирования делает самолет более “вялым” в управлении и способствует быстрому гашению колебаний.

Интегральное звено.

$$\delta_{\Sigma} = -k_{\text{ren_ki}}(\gamma - \gamma_{\text{зад}}) * \Delta t$$

С стабилизацией крена симметричного самолета прекрасно справляется ПД-регулятор. Но если мы, например, будем иметь в одном крыле больше топлива, чем в другом, задача усложнится. Для сохранения нулевого крена в данном случае нам надо будет иметь отклоненные элероны, что не обеспечивает ПД-регулятор.

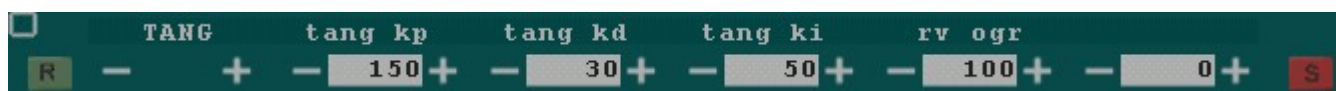
Из закона работы видно, что при наличии рассогласования отклонение элеронов непрерывно нарастает по времени.

Интегральное звено, это медленное звено. Если пропорциональное и дифференциальное звенья служат для быстрого приведения самолета к заданному крену, то интегральное звено медленно устраняет остаточное рассогласование. Слишком большой интегральный коэффициент способствует раскачке и перерегулированию.

El_ogr – ограничение отклонение элеронов при автоматическом управлении. Таким образом мы ограничиваем максимальную скорость крена. Слишком маленькая скорость крена может привести к тому, что самолет будет с большим запаздыванием стабилизировать заданный угол. Это может привести к раскачке, например при заходе на посадку.

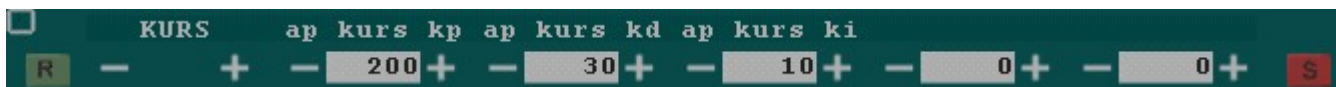
Мы подробно рассмотрели канал крена, в дальнейшем будем рассматривать только особенности каналов.

Тангаж



Работа аналогична каналу крена. Не следует уменьшать rv_ogr ниже 100, появятся проблемы с балансировкой. Можно попробовать уменьшить до нуля tang_ki, первая версия автопилота не имела автомата триммирования, который исполняет функции интегрального звена. Так что интегральное звено исторически сложилось.

Курс



Входным параметром является заданный курс, выходным – заданный крен для АП.

VOR

VOR ap vor kp ap vor kd

R - + - 28 + - 16 + - 0 + - 0 + - 0 + S

Входными параметрами регулятора являются угловое отклонение от заданного радиала и его производная. Выходной параметр - заданный крен для АП.

При разных расстояниях от маяка равным угловым отклонениям соответствуют разные линейные. Поэтому характеристики регулятора меняются в зависимости от расстояния до маяка. Во избежание раскачки настраивать канал лучше на расстоянии 20 – 30 км от маяка.

Заход

ZACHOD ap zah kp ap zah kd

R - + - 20 + - 28 + - 0 + - 0 + - 0 + S

Режим аналогичен режиму VOR, но предусмотрено уменьшение чувствительности канала на малых расстояниях от курсового маяка по сигнала радиовысотомера. Заданный крен с выхода канала подается на АП, разница между заданным и текущим креном - на курсовой директор ПНП.

НВУ

NVU ap nvu kp ap nvu kd

R - + - 25 + - 250 + - 0 + - 0 + - 0 + S

Закон работы

$$Kren_{зад} = ap_nvu_kp * Z + ap_nvu_kd * (dZ/dt)$$

Если, например, самолет находится слева от ЛЗП, то чем больше расстояние от ЛЗП, тем больше крен вправо. И чем больше скорость сближения с ЛЗП, тем больше крен влево. Подбирая эти параметры можно в широких пределах изменять траекторию выхода самолета на ЛЗП.

Высота

H ap h kp ap h kd ap h ki

R - + - 50 + - 50 + - 200 + - 0 + - 0 + S

Алгоритм удержания высоты несколько сложнее предыдущих регуляторов, используются переменные высоты, вертикальной скорости и вертикального ускорения. Но смысл коэффициентов такой же, как и в предыдущих случаях. При наличии раскачки тангажа полезно уменьшить ap_h_kp .

Скорость и число М

V,M ap v kp ap v kd ap v ki

R - + - 100 + - 200 + - 50 + - 0 + - 0 + S

На входе сигнал заданной скорости или числа М, на выходе заданный тангаж для АП.

Глиссада

GLISS ap gl kp ap gl kd ap gl ki

R - + - 200 + - 40 + - 20 + - 0 + - 0 + S

Входными параметрами являются отклонение от глиссады и его производная, на выходе блока – заданный тангаж для АП. Разница между заданным и текущим тангажом подается на горизонтальный директор ПКП. Предусмотрено ступенчатое изменение заданного тангажа при захвате глиссады и ступенчатое уменьшение коэффициентов по сигналу радиовысотомера. На высоте ниже 40 метров сигнал от глиссадного канала Курс-МП не учитывается, регулятор выдает зафиксированный тангаж.

Рысканье

RYSK rysk kp rysk kd rysk ki rp ogr

R - + - 100 + - 40 + - 80 + - 25 + - 0 + S

Алгоритм работы канала рысканья не соответствует алгоритму реального АБСУ. Это связано с особенностями динамики модели. У модели руль поворота работает на устранение скольжения по сигналу датчика скольжения.

Работа прибора

Прибор показывает текущее значение коэффициентов автопилота. Их значение может быть изменено на земле или в полете нажатием на мышинные зоны + и -. Правая кнопка изменяет значение коэффициента на 10, левая на 1. После настройки значение коэффициентов можно записывать в файл ...\\Gauges\\Tu154_cfg\\AP\\ap_k.dat нажатием на кнопку "S". Не следует без необходимости сохранять коэффициенты в файле, в таком случае вы имеете возможность восстановить исходное состояние чтением из файла. Считать данные из файла можно кнопкой "R".

При загрузке панели сначала ищется файл ...\\Gauges\\Tu154_cfg\\AP\\ap_k.dat и из него загружаются коэффициенты автопилота. Если файл не найден, то загрузка коэффициентов будет производиться из файла конфигурации ...\\Gauges\\Tu154_cfg\\tu154_gau.cfg, как в предыдущих версиях.

Из этого следует:

Если вы зарегулировали автопилот до полной неработоспособности и записали данные в файл, удалите ap_k.dat и перегрузите модель. Или перед экспериментами с автопилотом создайте резервную копию файла.

Значения коэффициентов, показанные на скринах, получены при настройке автопилота с файлом динамики 154b_04v9.air в FS9. Абсолютная величина коэффициентов является условным числом и не несет физического смысла, множителями в программе коэффициенты приведены к удобному для регулировки диапазону.

Описанные здесь принципы работы относятся не только к автопилоту модели Ту-154, но и к дефолтному автопилоту FS. В файле AircraftContainerSDKFS2004.doc из комплекта SDK описываются переменные автопилота, позволяющие подстроить его характеристики. Описываемые в документе proportional_control, integrator_control, derivative_control как раз и являются коэффициентами пропорционального, интегрального и дифференциального звеньев ПИД-регулятора.

7.Сервисные приборы для НВУ.

Данные приборы не имеют реальных аналогов, не являются обязательными к применению. Они призваны облегчить работы с такой достаточно сложной системой как НВУ-БЗ. Кроме того, эти приборы могут быть применены для изучения принципов работы НВУ.

7.1.Навигационный калькулятор.

В связи с тем, что данный калькулятор создан в рамках SDK программистом-любителем (это еще мягко сказано), калькулятор имеет массу недостатков, неудобный мышинный ввод, нет вывода в текстовый файл, нет возможности распечатать результаты расчета, нет импорта файла из стандартного плана полета и т.п. Необходим более совершенный калькулятор, со значительно более развитым сервисом. Но уже данный вариант позволяет получать данные для НВУ без необходимости освоения всяких схождения меридианов и прочих навигационных тонкостей.

7.1.1.Небольшая инструкция.

В верхнем ряду калькулятора расположены, слева направо: Поле номера файла. Поскольку я не справился со стандартными виндовскими процедурами ввода-вывода, то мы можем записать только 20 файлов, отличающихся номерами. Вот этот номер и можно ввести мышкой для записи или чтения файла.

The image shows a screenshot of a navigation calculator interface. It features a grid of input fields and buttons. At the top, there are fields for 'N ФАЙЛА' (File Number) with a value of 9, 'УЧАСТОК' (Section) with a value of 1, and 'ФАЙЛ' (File) with a value of 47. Below these are fields for 'Z' (0.0), 'РАССТОЯН.' (Distance) (49.2), and 'ЗПУ' (353.1). Further down are fields for 'Z МАЯКА' (-35.2), 'S МАЯКА' (144.5), and 'УГОЛ КАРТЫ' (0.5). There are also fields for 'АЗИМ. ПОПР.' (-0.0) and 'ВИЛКА' (-2.1). A section labeled 'МАЯК' (Lighthouse) contains fields for '83 1.10' and '83 6.20'. Below this are fields for 'СКЛОН. ВЫЛ.' (7.8) and 'СКЛОН. ПРИЛ.' (9.1). There are also fields for 'НАЧ. ТОЧКА' (53 21.43) and 'КОН. ТОЧКА' (53 48.00). At the bottom, there are fields for 'ГРАД. МИНУТЫ' (0 0.00) and 'ЗНАК' (+). There are also buttons for 'СЛЕД. УЧ.' (Next Section) and 'ПОСЛ. УЧ.' (Last Section). A numeric keypad is visible at the bottom, and a 'Расчет' (Calculate) button is at the bottom right.

Поле участка маршрута. Предусмотрено до 31-го участка. Мышиные зоны рядом с полем позволяют пролистывать участки, при этом можно проверить и отредактировать данные.

Кнопки чтения и записи файлов. При этом записываются и читаются файлы с номерами (X), набранными в поле номера файла. Файлы записываются в бинарном виде. Записываются два файла, исходных данных (nvu_calk_X.dat) и файл данных для НВУ (nvu_dat_X.dat). Читается только файл исходных данных, nvu_dat_X.dat предназначен для виртуального помощника штурмана, о котором ниже. Об успешности чтения файла свидетельствует загорание зеленой лампы-кнопки. Успешность записи лучше проверить контрольным считыванием, красная лампа записи загорается при любом нажатии, пока нет проверки записи.

Во втором, третьем и четвертом рядах расположены поля результатов расчета.

Ниже расположены зоны ввода координат маяка, начальной и конечной точек маршрута. Там же можно ввести склонения в начальной и конечной точках маршрута, ЛУР и номер канала РСБН для коррекции НВУ от РСБН на данном участке маршрута. Управляются мышкой. Если коррекция по РСБН на данном участке не предусматривается, вводится нулевой номер канала РСБН.

В нижней части калькулятора находится зона ввода данных. Координаты мышкой на клавиатуре вводятся в расположенный над клавиатурой буфер. Справа расположена зона знака координат, инвертируемая мышкой. Плюс соответствует северной широте и восточной долготе. Кнопка “С” очищает буфер и устанавливает зону ввода в начало буфера. После ввода координат в буфер их можно перенести в любую ячейку координат.

Нажатие левой кнопки мыши на любой ячейке координат копирует в нее данные из буфера. При нажатии правой кнопки мыши на любой ячейке происходит копирование данных из ячейки в буфер, что можно использовать для копирования данных между ячейками.

Правее буфера расположена кнопка “Следующий участок”. При вводе маршрута удобно пользоваться именно ею, так как при переходе на следующий участок его начальной точке присваиваются координаты конечной точки предыдущего участка и переносятся координаты маяка РСБН. Это несколько уменьшает объем вводимых данных, что немаловажно при мышном наборе.

Поле “посл. уч.” содержит номер последнего участка маршрута. При нажатии на это поле текущий участок объявляется последним.

Ниже находится кнопка расчета данных. Следует обратить особое внимание на то, что расчет ведется последовательно от первого участка до последнего. При расчете любого участка используются данные об азимутальной поправке (вилке), накопленной на предыдущих участках. Т.е. рассчитывается последовательно весь маршрут.

!!!!!!! Хотя калькулятор неоднократно проверен, в том числе контрольными полетами по сложным маршрутам, но не исключено, что при каком то сочетании исходных данных возможны сбои в работе. Поэтому рекомендуется дублировать расчет на калькуляторе проверкой с помощью данных, снятых с карты. Данные с карты имеют значительно меньшую точность, но они наглядны и позволяют проверить цифровой расчет на наличие грубых ошибок.

7.2. Виртуальный помощник штурмана.

Хоть мне и не рекомендовали делать такую фишку, являющуюся уступкой тому, кто не сможет или не захочет осваивать НВУ, но я решил ее сделать. Во первых, виртуальный штурман не затрагивает работы НВУ, он является только сервисной надстройкой над системой. И любители реализма могут убрать прибор с панели, ни на что это не повлияет. Прибор может помочь на первых порах ознакомиться с порядком пользования НВУ. Кто-то хочет быть только пилотом и не слишком утруждать себя штурманскими занятиями. А кому-то, возможно, просто скучно летать в одиночку, а тут будет хоть и виртуальная, но душа на борту.

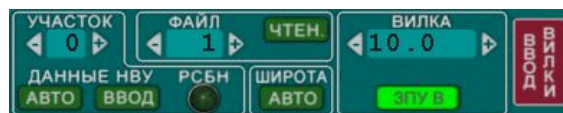
Как эта штука работает.

После всех подготовительных процедур, согласования ТКС и т.д. открываете панель виртуального помощника штурмана. Питание НВУ должно быть включено.

В верхнем ряду прибора расположены те же элементы, что и у калькулятора. Выбираете нужный номер файла и считываете его. Зажглась лампа, номер участка сменился с 0 на 1, значит файл успешно прочитан. Тот ли это файл, что вам надо, это вам самим следить. Прибор готов к работе.

В нижнем ряду справа лампа РСБН показывает, предусматривали ли мы для этого участка коррекцию по РСБН. Это справочная информация, которую мы обязаны предусмотреть при подготовке маршрута в калькуляторе.

Кнопка “ввод” проводит однократный ввод данных на пульты НВУ. Можно менять номера участков и посмотреть, какие данные будут вводиться. В этом режиме прибор можно использовать для оперативного ввода данных в НВУ. Номер участка декрементируется после смены частной ортодромии на НВУ.



Предусмотрен полностью автоматический ввод данных в НВУ. Для этого надо в точке вылета выбрать 1 участок и нажать “ввод”. Начальные данные будут введены в НВУ. После чего можно включить режим “АВТО”. В этом режиме данные в НВУ вводятся по сигналу смены частной ортодромии, в том числе и принудительном. При этом автоматически меняется участок маршрута на панели виртуального штурмана. При включении режима “широта авто” ввод текущей широты на пульте ТКС производится автоматически. Зона “вилка” содержит поле значения суммарной вилки между магнитными меридианами вылета и прилета. Значение вилки вычисляется калькулятором, но может быть изменено с помощью мышки. Вилка, это величина угла, на который мы должны развернуть агрегаты ТКС для перевода их на магнитный меридиан аэродрома прилета.

Ниже поля вилки находится табло “ЗПУ-В - ЗПУ-П”. При включении горит табло ЗПУ-В, это означает, что в НВУ загружаются значения ЗПУ относительно опорного меридиана аэродрома вылета (где мы согласовывали курсовую). После перевода курсовой системы на магнитный меридиан аэродрома прилета необходимо нажать мышкой на табло. Загорится надпись ЗПУ-П. Виртуальный помощник будет загружать в НВУ ЗПУ относительно меридиана аэродрома прилета.

Имеется возможность полностью автоматического перевода ТКС и НВУ на магнитный меридиан аэродрома прилета. Для этого с помощью правой кнопки мышки необходимо открыть красную крышку и левой кнопкой нажать расположенную под ней кнопку. Табло режима ЗПУ перед этой операцией должно показывать ЗПУ-В. Будут переведены гироагрегаты ТКС, и НВУ будет настроена на работу относительно меридиана аэродрома прилета. Никаких других действий производить не надо.

Включение ЗПУ-П и перевод курсовой блокируется на первом участке маршрута.

Хочется еще раз подчеркнуть, что виртуальный штурман не влияет на работу НВУ, все его обязанности заключаются в загрузке в НВУ заранее подготовленных данных по сигналу смены ортодромии или нажатии кнопки. В остальное время никакого влияния на работу он не оказывает. Вы можете корректировать данные на В-52, менять ЛУР, угол карты и т.д. Вы можете выключить режим “АВТО”, вручную ввести данные, потом опять включить режим, не забыв выбрать нужный участок маршрута.

В дальнейшем возможна разработка более совершенных навигационных калькуляторов с возможностью экспорта данных в формате виртуального помощника штурмана. Если в такой калькулятор ввести функцию импорта данных из стандартного полетного плана симулятора, то это существенно упростит пользование НВУ. Но, что особенно важно, данный сервис не мешает использовать НВУ в его первоначальном виде.

8. Прибор сохранения состояния приборов

Прибор вызывается щелчком мышкой по невидимой иконке на левой стойке фонаря кабины, напротив верхней заклепки. Можно конечно в этом месте нарисовать видимую иконку, но вроде и так достаточно удобно.

Прибор позволяет сохранить только ОДНО состояние приборов, коллекции полетов создать не удастся, что конечно нельзя отнести к достоинством прибора. Связано это с неумением разработчиков перехватывать стандартный механизм сохранения полета в симуляторе. На приборе имеются две кнопки “LOAD” и “SAVE”, для чтения и записи состояния приборов соответственно. Имеются также два табло, показывающие успешность операций записи-чтения. Мышиная зона на табло позволяет скрыть прибор.

Порядок пользования.

Сохранение полета.

1. Вызвать прибор
2. Нажать кнопку “SAVE”

При этом будет вызвано стандартное окно записи полета. Я записываю полет всегда с одним и тем же именем. Можно и с разными именами записывать, но конфигурация приборов для всех записей будет такой же, как у последнего сохраненного полета.

После закрытия окна записи должно загореться зеленое табло на приборе. Это свидетельствует об успешности записи. Если же загорелось красное табло, значит не найдена директория “FLIGHT”. После записи принудительно закрываются некоторые дополнительные панели и симулятор устанавливается на паузу.

Загрузка сохраненного полета.



1. Загрузить сохраненный полет через меню симулятора.
2. Вызвать прибор
3. Нажать кнопку “LOAD”. Красное табло сигнализирует о том, что файлы не найдены, зеленое – успешное чтение.
4. Проверить состояние приборов.
5. При управлении РУД от джойстика установить его на взлетный режим.
6. Снять симулятор с паузы.

Прибор предназначен для сохранения полета в случае его большой продолжительности или при отработке стандартных элементов полета (посадка).

В режиме “SLEW” запись и чтение не работают. О срабатывании защиты от записи на земле сигнализируют выскакивающие при нажатии на кнопки тултипы “NO SAVE” и “NO LOAD”.

Иногда при считывании полета через меню симулятора стрелка указателя скорости показывала не то значение, что при записи и чтение состояния приборов невозможно. И прибор тут совсем не при чем, это что-то в симуляторе. Помогает повторное чтение полета через меню симулятора. Или чтение сохраненного полета из положения самолета в воздухе.

В симуляторе после считывания полета двигатели всегда на режиме на 20%. За время выхода двигателей на заданный режим самолет теряет довольно много скорости. Например, я записывал полет на высоте 1000 метров и скорости 450 км/час. Полетный вес 80 тонн, шасси и механизация убраны. Автопилот в режиме стабилизации высоты, автомат тяги включен. После загрузки полета, несмотря на то, что АТ быстро двигал РУД-ы вперед, до выхода движков на режим скорость успевала упасть до 400 км/час.

Соответственно надо выработать методику сохранения полета. Например, чтобы сохранить полет на круге на скорости 400 км/час с включенным АТ и удержанием высоты, можно перед сохранением выключить АТ, и разогнать машину до 450 км/час. Потом нажать паузу, включить АТ и установить индекс на УС-И на 400 км/час. После чего сохранить полет. Для других режимов тоже можно что то придумать.

Возможность сохранения пока работает в тестовом режиме. Как показала практика, не все удобно и хорошо. Особенно после того, как была переписана часть БИ относящаяся к гидравлической, топливной и других систем БИ. Как показали тестовые полеты, при сохранении возможны ошибки. Но, учитывая, что в следующей версии режим сохранения будет полностью переписан, разработчики решили оставить в этой версии возможность сохранения в тестовом режиме.

9. Система регистрации режимов полета МСРП-64

Система регистрации режимов полета предназначена для записи параметров полета с целью последующего анализа.

Панель управления. На панели управления МСРП-64 расположены органы управления и индикации (для реального прибора):

1. Лампа сигнализации записи основного лентопротяжного механизма.
2. Тумблер включения основного лентопротяжного механизма.
3. Лампа сигнализации записи дополнительного лентопротяжного механизма.
4. Тумблер включения дополнительного лентопротяжного механизма.
5. Лампа готовности питания.
6. Тумблер переключения подсветки.
7. Лампа сигнализации работы речевого самописца Марс.
8. Кнопка контроля ламп.
9. Переключатели для набора даты и номера рейса.



У модели назначение органов управления и сигнализации отличаются от реальных.

Используется только один канал записи (самописец). Для управления им и сигнализации режима работы используются тумблеры 2, 4, 6 и лампы 1 и 3. Лампа 5 горит при исправности питания МСРП, лампа 7 не используется.

Запись информации производится в текстовый файл в директории ...\\Gauges\\Tu154_cfg\\MSRP\\. Имеется два варианта выбора имени файла для записи, задаваемых в файле tu154_gau.cfg. Если в секции SYSTEM

указано msrp_one_file=1, запись всегда производится в файл msrp.txt. Если в секции SYSTEM указано msrp_one_file=0, имя файла для записи определяется набранной на пульте датой и номером рейса.

Для включения МСРП необходимо при горящей лампе 5 включить тумблеры 2 и 4 на пульте. При этом лампы 1 и 3 будут индигировать режим работы МСРП. Если лампы горят непрерывно, значит файл открыт для записи, но данные не записываются. Если лампы мигают – производится запись. Блокировка записи при включенном МСРП производится с целью уменьшения размера файла. В секции SYSTEM файла tu154_gau.cfg можно задать минимальную скорость начала записи, например msrp_speed_min=100. Это позволяет автоматически блокировать запись данных в файл во время руления. Паузу записи можно включить вручную, выключив ОДИН выключатель. При повторном включении этого выключателя запись будет продолжена.

Для выключения МСРП необходимо выключить оба тумблера. При этом погаснут лампы 1 и 3 и файл будет закрыт.

Использование МСРП. Перед полетом набрать на панели МСРП дату и номер рейса и включить тумблеры 2 и 4. После полета тумблеры выключить.

Для дешифровки записи можно использовать Microsoft Excel.

Частота записи. На эшелоне запись производится один раз в три секунды. На этапах взлета и посадки, в зависимости от высоты, скорости и положения механизации, запись производится с частотой от одного до шести раз в секунду. Для записи с высокой частотой какого-нибудь элемента полета можно принудительно включить высокую частоту записи. Для этого надо включить тумблер 6. Защитная проволочная скоба открывается правой кнопкой мыши. При этом надо учитывать что длина записи ограничена 10000 строками. После этого запись производится с начала файла и предыдущие значения затираются. Таким образом в файле хранятся последние 10000 записей.

Записываемые параметры.

Аналоговые параметры

el_time – время с начала работы МСРП, сек
time - текущее время в часах, минутах, секундах
m_kurs – магнитный курс с ТКС, градусы
kren – крен с гировертикалей, градусы
tang - тангаж с гировертикалей, градусы
alt_bar – высота барометрическая по стандартному давлению, метры
alt_r – радиовысота с РВ-5М, метры
IAS – скорость приборная, км/час
v_y – вертикальная скорость, м/сек
alpfa – угол атаки с АУАСП, градусы
n_y – вертикальная перегрузка с АУАСП
kolonka – положение штурвальной колонки в процентах от полного отклонения
RV_pos – положение руля высоты, градусы
MET_pos – положение МЭТ в процентах от полного отклонения
stab_pos – положение стабилизатора, градусы
el_pos – положение левого элерона, градусы
RP_pos – положение руля поворота, градусы
flaps_pos – положение закрылков, градусы
COG – центровка в процентах САХ
eng1_n1 – обороты первого двигателя, проценты
teng1_n2 - обороты второго двигателя, проценты
fuelflow – расход топлива первого двигателя в тоннах в час
latt – текущая широта, градусы
long - текущая долгота, градусы

Дискретные сигналы

on_ground – самолет на земле (обжатие основных стоек)
AP_kren – режим работы канала крена АБСУ
0-отключен
1-ручное управление
2-стабилизация крена

3-ЗК
4-НВУ
5-А3-I
6-А3-II
7-Заход
8-Уход

AP_tang – режим работы канала тангажа АБСУ

0-отключен
1-ручное управление
2-стабилизация тангажа
3-М
4-V
5-Н
6-глиссада
7-Уход

АТ – режим работы автомата тяги

0 - согласование
1 - подготовка
2 – стабилизация скорости
3 - уход

Gear – шасси выпущены

Spoilers – замки интерцепторов открыты

ОМІ – сигнал маркерного радиоприемника

Для расшифровки записей рекомендуется воспользоваться специальными программами, которые вы можете скачать с сайта проекта по этому адресу: <http://www.protu-154.com/util.html>

10.Краткая пошаговая инструкция по подготовке пилотажно-навигационного комплекса для нетерпеливых.

ВАЖНО!

Ни в коем случае не следует воспринимать это описание как **ПРАВИЛЬНЫЙ** порядок подготовки приборов перед полетом. Правильной технологии работы экипажа следует учиться по РЛЭ и другой серьезной документации. Этот текст предназначен для тех, кому не терпится совершить первый полет на новой для себя модели, не тратя время на детальное изучение систем. Такой подход тоже имеет право на существование. И уж тем более для первого знакомства с моделью.

При описании пропущено часть операций, не влияющих на работу оборудования, например контрольные проверки. Порядок включения некоторых систем явным образом противоречит РЛЭ, и запоминать его не рекомендуется.

Итак, мы загрузили модель. Авиагоризонт завален набор, приборы показывают непонятные курсы, табло всякие горят, мигает табло “к взлету не готов”. Приступим к наведению порядка.

1. Производим процедуру упорядочивания системы вызова дополнительных панелей, как это описано в п.1.1.3.
2. Если это первая загрузка модели, то вызываем сервисный прибор по Shift-7 и настраиваем управление под свою конфигурацию джойстиков, как это описано в пунктах 5.4 и 5.5 данного руководства.
3. При желании самостоятельно запустить двигатели, открываем панель бортинженера и, следуя инструкции для панели бортинженера, запускаем двигатели. Эта операция не является обязательной, но лучше ее проделать. Иногда без нее случаются сбои в работе радиооборудования.
4. Открываем верхнюю панель (верхний электрощиток). Shift-4.
5. Включаем (в верхнее положение) все переключатели в верхнем ряду, кроме “тест БКК”. Закрываем правой кнопкой мыши колпачки включенных переключателей.
6. Во втором сверху ряду включаем питание Курс-МП №1 и №2, питание РСБН (если его предполагается использовать), питание РВ-5 №1 и №2, питание УКВ №1 и №2, питание АРК №1 и №2. Тумблеры включения стабилизацию ГА по крену оставляем в нижнем положении.
7. На щитке ДИСС включаем питание, переключатель “суша-море” в положение “суша”, переключатель источника сигнала для НВУ в положение “ДИСС”.
8. Щелкнем мышкой по шкале указателя угла атаки и перегрузки для сброса в нуль стрелок предельных перегрузок.
9. Не закрывая верхнюю панель, открываем панель РУД.
10. На пульте ПУ-46 на панели РУД открываем колпачок черного цвета. Под ним две кнопки быстрого согласования гиравертикалей. Нажимаем эти кнопки (они как одна нажимаются) и держим до тех пор,

пока линия горизонта на приборе ПКП не установится в нулевое положение. Лучше еще немного понажимать кнопку, гировертикалей у нас три, а мы видим положение только одной.

11. На верхней панели нажимной переключатель “тест БКК” последовательно нажимаем вверх и вниз. После отпускания переключателя должен убраться бленкер АГ с прибора ПКП и погаснуть табло “отказ МГВ контр”. Неплохо бы проверить и бленкер на ПКП второго пилота. Если все нормально, закрываем колпачок переключателя “тест БКК”. В противном случае операцию согласования придется повторить.
12. Гировертикали согласованы и мы с чистой совестью можем включить на верхней панели два переключателя стабилизации ГА по крену.
13. На пульте РУД включаем три переключателя бустерного управления и закрываем их колпачком.
14. Закрываем панель РУД.
15. Приступаем к согласованию курсовой системы. Согласовывать будем по магнитному меридиану аэродрома вылета. Для контроля процесса согласования или вызовом подсказку на УШ-3, или откроем по Shift-5 панель ПНП второго пилота. Второй вариант нагляднее, но для наблюдения за согласованием БГМК №2 требует переключения режима работы ПНП. Поэтому остановимся пока на первом. Щелкнули на УШ-3, появилась цифровая подсказка.
16. На пульте П-11 курсовой системы введем широту аэродрома вылета, точнее места, где мы сейчас находимся.
17. Переключим переключатель режима работы в положение МК.
18. Нажмем на кнопку быстрого согласования на пульте курсовой системы и, не отпуская ее, наблюдаем за индексом на УШ-3. А наблюдаем мы в данном случае за выставкой контрольного гироагрегата курсовой системы по магнитному меридиану. После того, как движение индекса прекратиться (а еще лучше этот момент виден на цифровой подсказке), отпустим кнопку.
19. Переключим переключатель выбора гироагрегатов в положение “осн” и опять нажмем кнопку быстрого согласования. Теперь двигаться будет стрелка с силуэтом самолета на УШ-3 и шкала курса на ПКП командира. Мы выставим основной гироагрегат. После окончания движения стрелки на УШ-3, ее положение должно совпадать с положением индекса.
20. Приступим к выставке блоков гироманитного курса. Для этого переключим переключатель режимов работы в положение “ГПК”. Поскольку переключатель выбора гироагрегатов остался у нас в положение “осн”, то согласование начнем с БГМК №1.
21. Нажмем и будем удерживать кнопку быстрого согласования. За процессом согласования придется следить по цифровой подсказке, так как магнитный курс с БГМК №1 поступает на ИКУ второго пилота.
22. Переключим переключатель выбора гироагрегатов в положение “контр” и согласуем БГМК №2. Контроль осуществляем по ИКУ командира экипажа.
23. Курсовая система настроена, закрываем цифровую подсказку на УШ-3.
24. На пульте ПН-6 под колпачком включаем тумблер подготовки автомата тяги. Через некоторое время загорятся две лампы готовности автомата тяги к работе. Тумблер “левый-правый” выбора УС-И на пульте ПН-6 переключаем в положение “левый”, так удобнее.

*

Здесь делаем паузу. Дальнейшие наши действия зависят от наших планов. В зависимости от маршрута и предполагаемого использования средств навигации и связи мы должны настроить навигационное и связное оборудование. Предположим, что нужные каналы выбраны, частоты и радиалы настроены, включены нужные огоньки и т.д. Трудности может вызвать настройка НВУ, но это отдельная и весьма длинная история.

Итак, все настроено, лишние дополнительные панели убраны.

*

25. Включаем управление носовой стойкой шасси и закрываем тумблер колпачком.
26. Выпускаем закрылки во взлетное положение, выставляем в нужное положение триммер, и вырливаем на старт.
27. На исполнительном старте переключаем управление носовой стойкой шасси в положение “10” и закрываем переключатель колпачком.
28. Табло “к взлету не готов” гаснет. Выслушиваем доклады экипажа о готовности к полету и взлетаем.

Счастливого полета!

С уважением, команда Проект Туполев