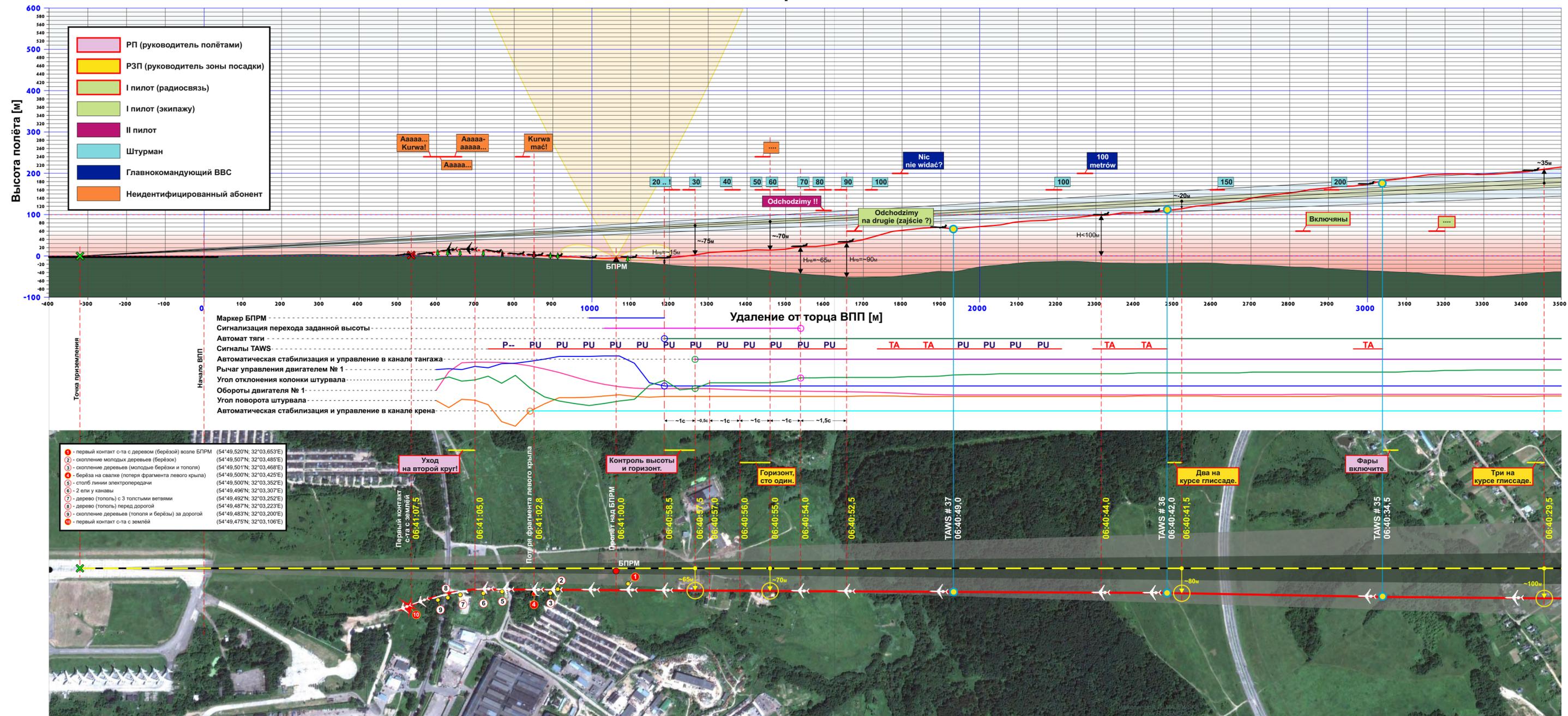


ПРОФИЛЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Приложение № 1.1 – Профиль захода на посадку самолёта Ту-154М б/н 101 на аэродром
СМОЛЕНСК СЕВЕРНЫЙ 10.04.2010 г. (с 3500 м)

Приложение № 1.2 – Профиль захода на посадку самолёта Ту-154М б/н 101 на аэродром
СМОЛЕНСК СЕВЕРНЫЙ 10.04.2010 г. (с 10500 м)

Профиль захода на посадку самолёта Ту-154М б/н 101 на аэродром СМОЛЕНСК СЕВЕРНЫЙ 10.04.2010 г. (с 3500 м) время UTC



Описание и анализ работы бортовых систем самолета Ту-154М б/н 101**СОДЕРЖАНИЕ:**

1. Системы TAWS и FMS.....	2
1.1. Система TAWS.....	2
1.2. Система управления полетом FMS.....	4
2. Регистрирующие устройства, установленные в самолете ТУ-154М.....	6
2.1. Системы регистрации параметров полета.....	6
2.2. Сравнение записей с накопителем МЛП-14-5, КБН-1-1 также АТМ-QAR.....	7
2.3. Регистратор разговоров в кабине экипажа МАРС-БМ.....	8
2.4. Синхронизация записей МСРП и Марс-БМ.....	10
3. Оценка функционирования оборудования и систем самолета ТУ-154М на основании анализа записей самописцев МСРП и АТМ-QAR.....	11
3.1. Автоматическая бортовая система управления АБСУ.....	11
3.2. Гидравлическая система.....	25
3.3. Анализ работы силовой установки.....	29
3.4. Топливная система.....	36
3.5. Система противообледенения самолета ТУ-154М.....	37
3.5.1. Система противообледенения двигателей.....	37
3.5.2. Система противообледенения крыльев и киля.....	37
3.5.3. Система противообледенения предкрылков.....	38
3.5.4. Система сигнализации обледенения.....	38
3.5.5. Система противообледенения приемника воздушных давлений ПВД (PPD).....	38
3.6. Анализ работы электрической системы.....	40
3.7. Исправность бортовых приборов на основании анализа записи выбранных параметров полета.....	45
4. Использование воздушного судна пилотом в полете, во время которого произошло авиационное происшествие.....	49
5. Выводы экспертизы бортовых регистраторов самолета ТУ-154М.....	58

1. Системы TAWS и FMS

Самолет Ту-154М б/н 101 был оснащен системой предупреждения об опасном приближении к земле (TAWS) и системой управления полетом FMS. Обе системы были произведены фирмой Universal Avionics Systems Corporation (UASC) в США.

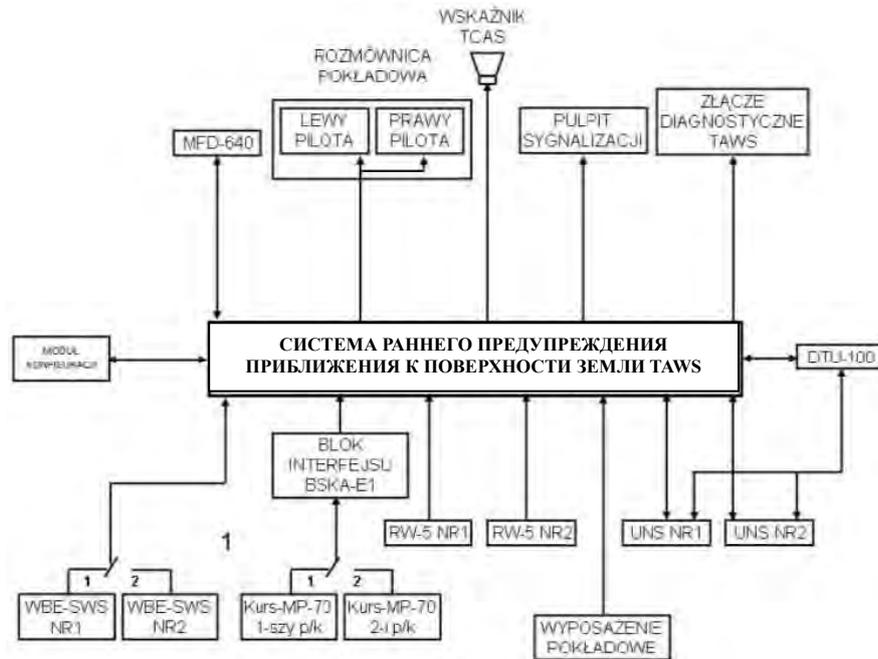
1.1. Система TAWS

Система TAWS предназначена для предупреждения экипажа самолета о появлении условий полета, которые могут привести к непреднамеренному столкновению самолета с землей.

Система TAWS обеспечивает:

- 1) отображение рельефа поверхности земли относительно текущего и прогнозируемого положения самолета;
- 2) раннее предупреждение о приближении к земле;
- 3) раннее предупреждение о преждевременном снижении
- 4) генерирование сигналов тревоги в соответствии с функциональными возможностями стандартной системы предупреждения об опасном приближении к земле (GPWS) в следующих сферах:
 - a) превышение вертикальной скорости снижения;
 - b) превышение вертикальной скорости приближения к земле;
 - c) потеря высоты после взлета или во время ухода на второй круг;
 - d) полет вблизи поверхности земли в конфигурации иной, чем посадочная;
 - e) недопустимое отклонение ниже глиссады;
- 5) визуальные и звуковые сигналы предупреждения экипажа;
- 6) отображение действительного плана полета с системы FMS на фоне рельефа местности.

Структура системы TAWS и его взаимодействие с бортовым оснащением самолета Ту-154М б/н 101 представлена на схеме (Рис. 1).



WSKAŹNIK TCAS	Указатель TCAS
MFD-640	MFD-640
ROZMÓWNICA POKŁADOWA	Бортовое переговорное устройство
LEWY PILOTA	Левый пилота
PRAWY PILOTA	Правый пилота
PULPIT SYGNALIZACJI	Панель сигнализации
ZŁĄCZE DIAGNOSTYCZNE TAWS	Диагностический разъем TAWS
MODUŁ KONFIGURACJI	Модуль конфигурации
DTU-100	DTU-100
BLOK INTERFEJSU BSKA-E1	Блок интерфейса БСКА-Е1
RW-5 NR1	РВ-5 №1
RW-5 NR2	РВ-5 №2
UNS NR1	UNS NR1
UNS NR2	UNS NR2
WBE-SWS NR1	WBE-SWS NR1
WBE-SWS NR2	WBE-SWS NR2
Kurs MP-70 1-szy p/k	Курс MP-70 1-й p/k
Kurs MP-70 2-szy p/k	Курс MP-70 2-й p/k
WYPOSAŻENIE POKŁADOWE	Бортовое оснащение

Рис. 1. Структурная схема системы TAWS

Система TAWS, используя информацию от FMS, системы воздушных сигналов, радиовысотомера, датчиков положения закрылков и шасси, а также сигналов системы посадки ILS, определяет состояние самолета и заблаговременно формирует и высылает сигнализаторам предупреждающие и аварийные сигналы о потенциальной опасности. Система генерирует предупреждения и аварийные сигналы о приближении к земле, сравнивая параметры положения самолета в системе FMS с соответствующими параметрами базы

данных рельефа местности. База данных рельефа местности хранится в памяти системы, содержит данные пунктов приблизительно каждые 0,5 мили для всего мира, каждые 0,25 мили между 60° южной широты и 70° северной широты в радиусе 15 морских миль от каждого крупного аэродрома, и каждые 0,1 мили в радиусе 6 морских миль для аэродромов в горах.

В приложении к "Руководству по летной эксплуатации самолета Ту-154, оснащенного TAWS" записано дополнительное ограничение; "во время выполнения захода на посадку на аэродроме, отсутствующем в базе данных аэродромов, функции раннего предупреждения приближения к поверхности земли системы TAWS должны быть отключены нажатием кнопки TERR INHIBIT для недопущения передачи ошибочных аварийных сигналов", при чем стандартные параметры работы GPWS остаются действительными. Также в разделе 8.17.8a.1 приложения к руководству по летной эксплуатации самолета приводится предупреждение о запрете использования информации TAWS, представленной на указателе MFD-640, для навигации.

Существует важная особенность эксплуатации TAWS в процессе пилотирования с использованием барометрической коррекции высоты QFE. Для недопущения появления ошибочных предупреждений, перед установкой QFE на электронном барометрическом высотомере (WBE-SWS) необходимо включить параметры полета согласно QFE, нажатием соответствующей кнопки (приложение к руководству по летной эксплуатации самолета раздел 8.17.8a.2 (5)). Однако, в том же разделе руководства по летной эксплуатации приводится предупреждение, что параллельное использование параметров TERR INHIBIT и QFE невозможно. Параметры QFE нельзя также использовать при отсутствии в базе данных системы целевого аэродрома.

1.2. Система управления полетом FMS

Система управления полетом FMS предназначена для реализации навигационных задач в процессе полета во все регионы мира. На самолете установлены два комплекта системы. Структура системы FMS и ее взаимодействие с бортовыми системами-датчиками представлено на схеме (Рис. 2.)

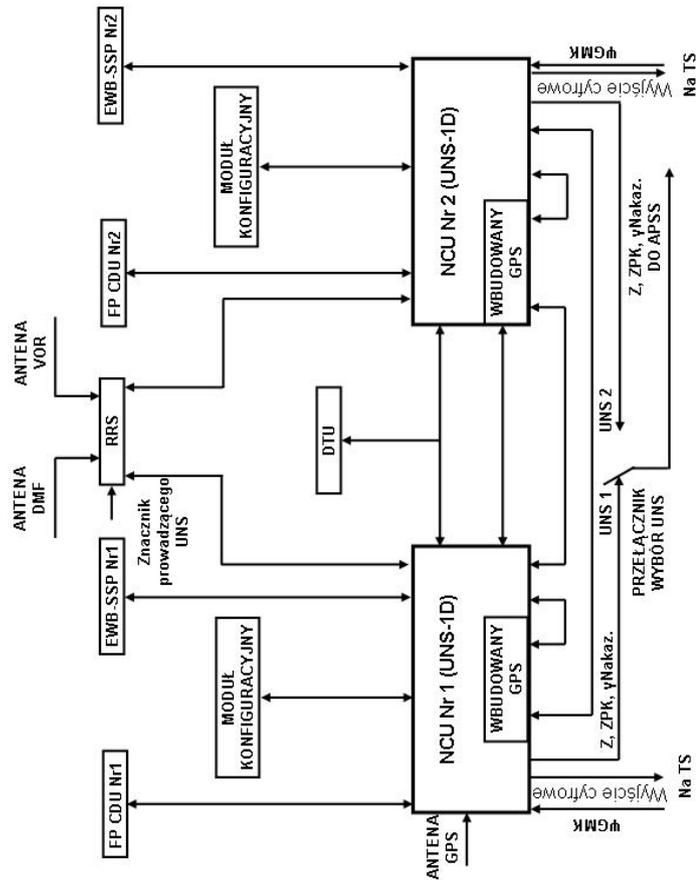


Рис. 3. Структурная схема системы управления полетом FMS

ANTENA DMF	Антенна DMF
ANTENA VOR	Антенна VOR
FP CDU NR1	FP дисплей № 1
EWB-SSP NR1	EWB-SSP № 1
RRS	RRS
FP CDU NR2	FP дисплей № 2
EWB-SSP NR2	EWB-SSP № 2
ZNACZNIK PROWADZĄCEGO UNS	Маркер ведущего UNS
MODUŁ KONFIGURACYJNY	Конфигурационный модуль
DTU	DTU
ANTENA GPS	Антенна GPS
NCU NR1 (UNS-1D)	NCU №1 (UNS-1)
WBUDOWANY GPS	Встроенный GPS
NCU NR2 (UNS-1D)	NCU №2 (UNS-1D)
GMK	GMK
WYJŚCIE CYFROWE	Цифровой выход
Z, ZPK, Nakaz.	Z, ZPK, Nakaz.
UNS1	UNS1
UNS2	UNS2
PRZELĄCZNIK WYBÓR UNS	Переключатель выбора UNS
DO APSS	к APSS
NA TS	на TS

Система управления полетом обеспечивает передачу сигналов управления в горизонтальной плоскости (заданный крен) автоматической бортовой системе управления

АБСУ-154-2 и информации о положении самолета на приборы экипажа (Z, ZPU) с сопутствующим сигналом исправности. Передача сигнала управления в вертикальной плоскости (заданный тангаж) не предусмотрена.

Раздел 8.16.9 дополнения к руководству по летной эксплуатации накладывает ограничения на использование FMS:

- использование системы при стандартной процедуре вылета (SID) и прилета (STAR) разрешено только в качестве дополнительной системы (без автоматического управления самолетом);
- использование параметров вертикального маневра допустимо только в качестве вспомогательного режима.

2. Регистрирующие устройства, установленные в самолете Ту-154М

2.1. Системы регистрации параметров полета

На месте происшествия 10.04.2010 г. были обнаружены следующие регистраторы самолета Ту-154М: аварийный накопитель МЛП-14-5, кассетный бортовой накопитель КБН-1-1, кассета памяти АТМ-МЕМ15 (найденная среди остатков самописца АТМ-QAR). Самописец КЗ-63 не был найден на месте происшествия. Информация, записанная данным самописцем, полностью находится среди записей самописцев системы МСРП и АТМ-QAR.

Считывание данных с накопителей МЛП-14-5 и КБН-1-1 проводилось в Москве, в Межгосударственном Авиационном Комитете, в присутствии польских специалистов и польского военного прокурора. 31.05.2010 г. российская сторона передала Комиссии копию первичных данных записей аварийного самописца МЛП-14-5 и кассетного бортового накопителя КБН-1-1.

Считывание данных из памяти кассеты АТМ-МЕМ15 самописца АТМ-QAR было проведено в Варшаве в Техническом Институте Военно-Воздушных Сил. Данные были считаны полностью. Файлы для анализа созданы на основе графиков калибровки, доставленных из 36-го специального полка транспортной авиации. Калибровки были подтверждены при помощи данных из ремонтного предприятия, проводившего последний ремонт самолета.

Анализ данных был выполнен при помощи программного обеспечения FDS (Flight Data Service), версии 6 и версии 8 фирмы АТМ (Advanced Technology Manufacturing).

2.2. Сравнение записей с накопителями МЛП-14-5, КБН-1-1, а также АТМ-QAR

Для сравнения содержимого файлов с данными, записанными во время полета 10.04.2010 г. накопителем МЛП-14-5, КБН-1-1 и АТМ-QAR выполнено сравнение кодовых значений выбранных параметров. Метод сравнения был основан на структуре записи. Поскольку вышестоящей единицей, содержащей время, является субкадр¹, из записи выделены полные субкадры, содержащие кодовый номер самолета². Из каждого субкадра выделены первые пробы трех параметров:

- барометрической высоты;
- тангажа;
- крена.

Данные параметры выбраны в качестве характерных, поскольку не существует возможность проведения двух идентичных полетов, где какой-либо из выбранных параметров имел бы такое же значение на протяжении всего полета в обеих записях.

Накопители МСРП и АТМ-QAR регистрируют часы и минуты, при этом секунды считаются добавлением 0,5 сек на каждый последующий кадр данных (производится регистрация 2 кадров в течение 1 сек). Расчеты производятся на основе данных с каждого первого кадра после изменения полной минуты.

В результате проведения расчетов получено 229 (каждую минуту) пунктов для сравнения. Можно констатировать, что число ошибок записи с накопителя КБН-1-1 является допустимым. Число ошибок в записи с накопителя МЛП-14-5 является существенным, но не влияющим на общую картину зарегистрированного полета.

Результат сравнения однозначно указывает, что три файла:

- Msrp64.dta - запись после декомпозиции с самописца АТМ-QAR;
- KBN.DAT - запись с накопителя КБН-1-1;
- 85837.FDR.ALLData.dat - запись с накопителя МЛП-14-5,

содержат запись того же самого полета.

По причине комплектности данных и отсутствия перебоев записи, для дальнейшей работы выбрана запись с самописца АТМ-QAR.

¹ Единица структуры данных в системе МСРП. Длится 5 сек. и включает 10 кадров. Первый байт каждого кадра служит для записи т.н. служебной информации (час, минута, день, месяц, последняя цифра года, № рейса, кодовый номер самолета). Последующие кадры в субкадре содержат следующие 10 байтов служебной информации.

² Трехбайтный код, соответствующий серийному номеру самолета, в данном случае 085837.

Алгоритм компрессии, встроенный в самописцы ATM-QAR, является причиной запаздывания записи данных в памяти на 1,5 сек. Последние правильно записанные данные были зарегистрированы в 8:41:02,5³. Для восполнения недостающих данных продолжительностью 1,5 сек, была предпринята попытка считывания их с накопителя МЛП-14-5⁴. Из записи, зарегистрированной накопителем МЛП-14-5 (файл 85837.FDR.ALLData.dat), выделено 4 кадра, содержащие секунды 41:02 и 41:03. Из записи самописца ATM-QAR удален последний кадр (последние полсекунды) и добавлены 4 кадра, полученные из записи накопителя МЛП-14-5. В результате проведенных мероприятий получена комплектная запись полета самолета Ту-154М б/н 101 от 10.04.2010 г. закончившегося в 8:41:04. Следует принять, что после 8:41:04 в течение времени менее 0,5 сек. произошло разрушение электрической инсталляции системы регистрации МСРП, что было причиной прекращения ее работы.

2.3. Регистратор разговоров в кабине экипажа МАРС-БМ

Встроенный в самолете Ту-154М б/н 101 регистратор разговоров в кабине экипажа МАРС-БМ регистрировал следующую акустическую информацию:

- канал I – командир экипажа – наушники командира экипажа (вместе с самоподслушиванием);
- канал II – второй пилот – наушники второго пилота (вместе с самоподслушиванием);
- канал III – сумма сигналов с трех микрофонов, размещенных в кабине самолета;
- канал IV – закодированный сигнал времени (час и минута, представляемые каждые 0,5 сек).

В акустической записи на канале IV зарегистрировано время, закодированное в одиннадцатипозиционной последовательности импульсов, повторяющихся с интервалом 0,5 сек.

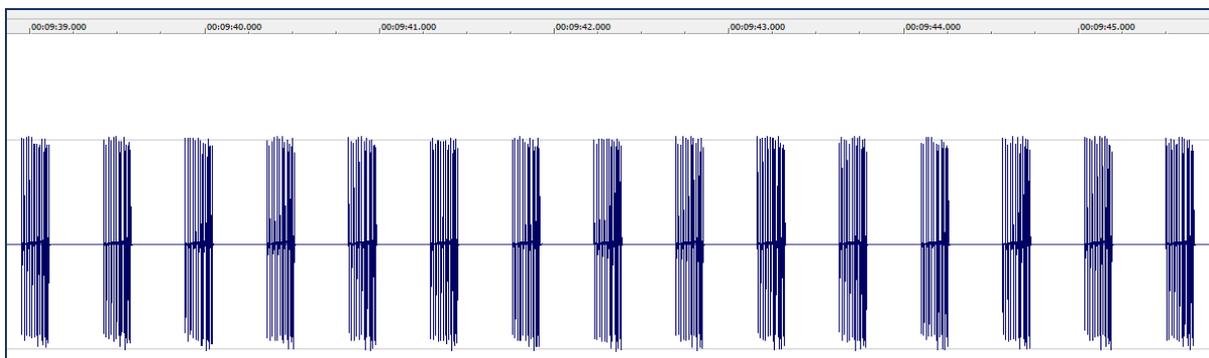


Рис. 4. Фрагменты сигналов меток времени

Каждая метка времени состоит из 11 одинаково удаленных от себя тактовых импульсов,

³ Во всем приложении №2 принято варшавское время, записанное в самописец ATM-QAR.

⁴ Запись с накопителя КБН-1-1 заканчивается за несколько секунд до начала 41 мин, из-за чего является непригодной.

сгруппированных в трех секциях (4-3-4). После тактового импульса следует импульс информационный. Такая организация порядка импульсов позволяет в бинарном виде закодировать информацию о единицах и десятках минут, а также единицах часов (Рис. 4).

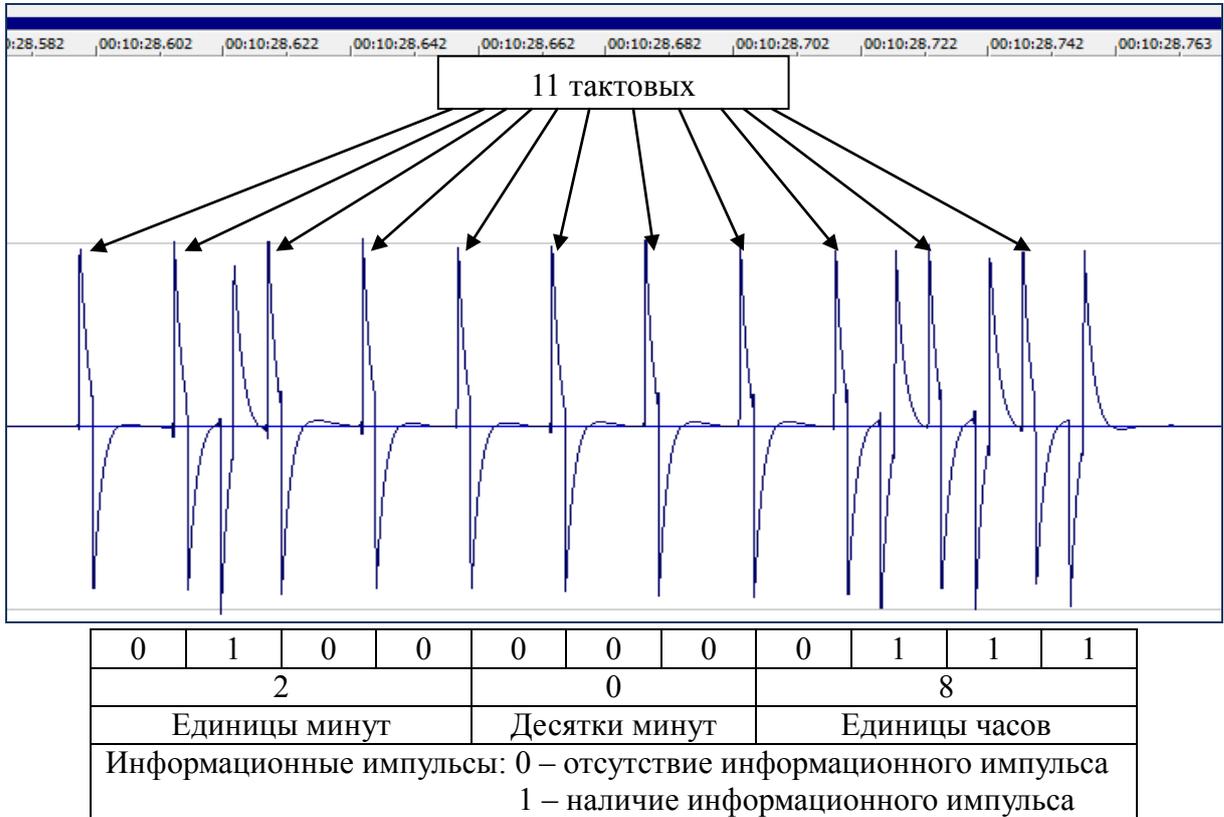


Рис. 5. Способ кодирования времени на IV канале – начало записи времени 8 часов 02 мин

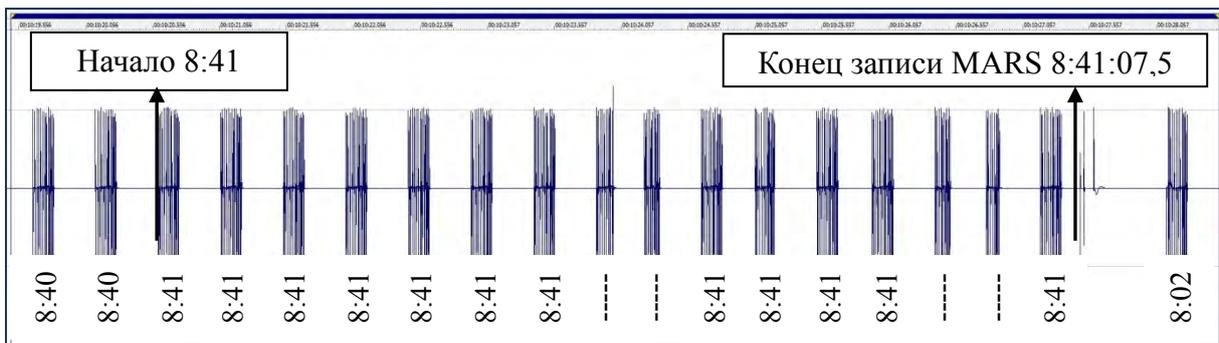


Рис. 6. Вид последних 16 зарегистрированных меток времени на 8:41

Анализ записи канала IV показывает, что перед изменением времени в начале записи зарегистрировано 12 одинаковых меток времени с закодированным временем 8:02, что указывает на начало записи не позднее 0,5 сек после **8:02:53,5**. Аналогичным образом определен конец записи – установлено, что это 16 сигнал времени с идентичной структурой, зарегистрированной в конце записи⁵ (Рис. 5). На основании указанного выше определено, что

⁵ Четыре ошибочные импульсы в конце записи были вызваны появлением сотрясений в результате столкновения самолета с деревьями.

конец записи для регистратора МАРС-БМ наступил не позже, чем 0,5 сек после **8:41:07,5**.

Полное время записи регистратора составляет **38 мин и 14 сек**.

2.4. Синхронизация записей МСРП и МАРС-БМ

Система регистрации МСРП использует для измерения времени полета блок ITW-4. Действительное время вносится в ITW-4 перед полетом обслуживающим персоналом, производящим подготовку самолета. 10.04.2010 г. в ITW-4 было введено варшавское время. Время полета, измеренное ITW-4, напрямую записывается на четвертой дорожке регистратора переговоров МАРС-БМ, а также, ввиду принятого способа кодирования, с опозданием регистрируется в системах МСРП и АТМ-QAR. Максимальное запаздывание записи времени, зарегистрированного в МСРП и АТМ-QAR, относительно МАРС-БМ, составляет не более, чем 5 сек.

Запаздывание записи системы МСРП относительно МАРС-БМ определено сравнением момента появления характерных явлений для столкновения с препятствием, в результате которого наступила потеря левого окончания крыла. В соответствии с данными, записанными в МСРП, удар от столкновения с березой зарегистрирован в **08:40:59,375** времени МСРП (появляется скачкообразное изменение значения вертикальной перегрузки). На основании анализа акустической записи в кабине самолета звук удара появился в **08:41:02,8** времени МАРС-БМ.

Из указанного выше следует, что время МСРП идет с опозданием в **3,425** сек по отношению ко времени МАРС-БМ. В дальнейшем анализе принято опоздание **3** сек.

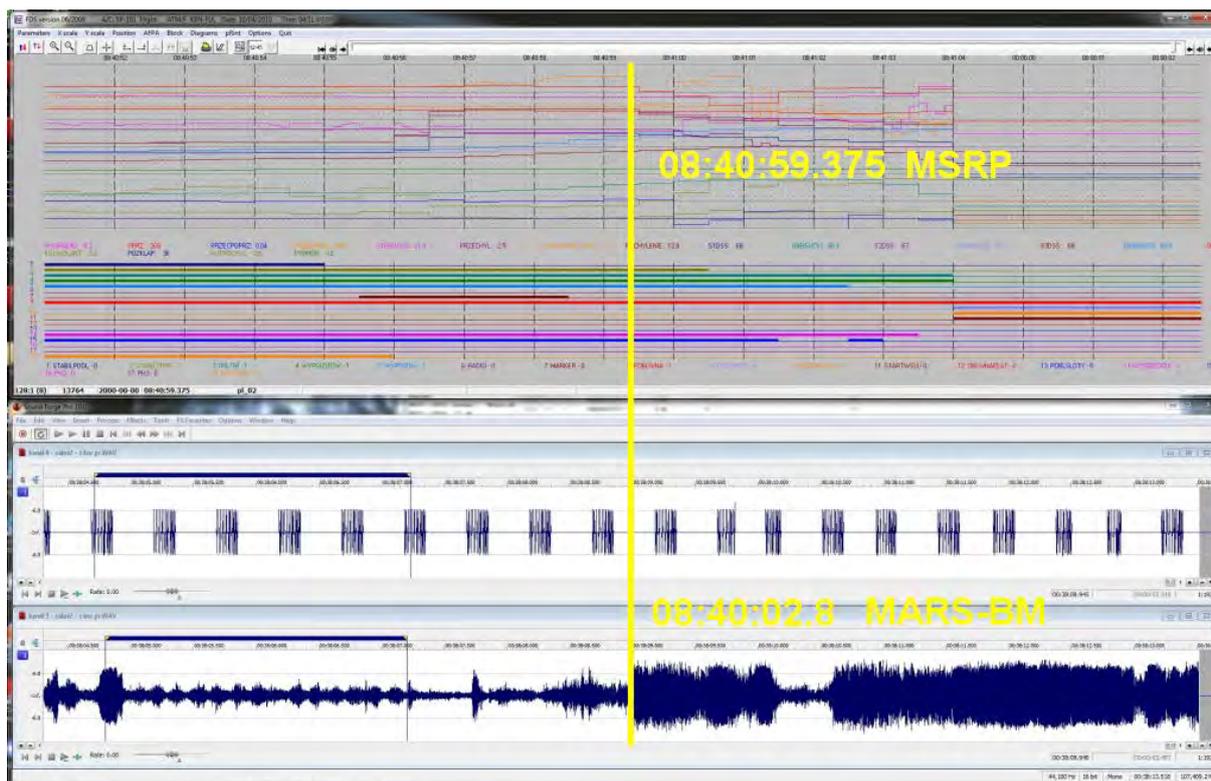


Рис. 7. Зависимость времени МСРП и МАРС-БМ в момент удара в березу.

3. Оценка функционирования оборудования и систем самолета ТУ-154М на основании анализа записей самописцев МСРП и АТМ-QAR

3.1. Автоматическая бортовая система управления АБСУ

Самолет ТУ-154М б/н 101 был оснащен автоматической бортовой системой управления АБСУ-154-2, мог управляться в полном диапазоне эксплуатационных балансировок, а также высоты и скорости полета, за исключением взлета (до высоты 400 м) и посадки (ниже высоты 30 м).

Система управления АБСУ обеспечивает:

- поддержание заданных[основных характеристик устойчивости и управляемости во всех фазах полета (за исключением взлета до высоты 400 м и посадки, ниже высоты 30 м);
- автоматическое управление самолетом во всех фазах полета согласно пилотажно-навигационным сигналам;
- автоматическое или директивное (согл. указаниям) управление самолетом во время захода на посадку до высоты 30 м;
- автоматический уход на второй круг;
- автоматическую стабилизацию приборной скорости (с использованием автомата тяги) во время захода на посадку до высоты 4-6 м.

В зависимости от выбранного режима работы возможна автоматическая стабилизация

углов крена и тангажа, курса, барометрической высоты, приборной скорости или числа Маха. Возможно также осуществление полета по трассе согл. навигационных пунктов, запрограммированных в системе FMS или сигналов от приводных радиостанций VOR.

Функционирование системы АБСУ в выбранных режимах работы:

1) стабилизация и управление в канале продольном и боковом

Режим служит для автоматического управления самолетом с сохранением углов крена и тангажа. Данные углы могут изменяться без отключения уровня при помощи регулировки РАЗВОРОТ и СПУСК-ПОДЪЕМ на пульте ПН-46. Возможна стабилизация углов крена до значения $23-30^\circ$ и углов тангажа до $17^\circ \pm 2,5^\circ$. Существует возможность использования сигналов системы FMS для управления самолетом в боковом канале. Продольный канал не взаимодействует с системой FMS.

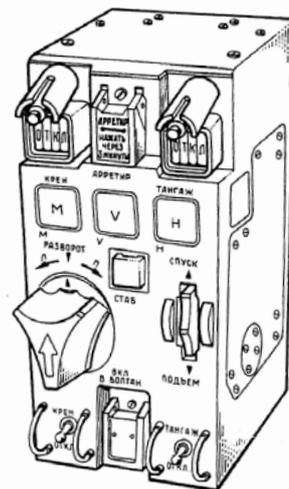


Рис. 8. Пульт ПН-46

2) подход (глиссада)

Режим служит для директивного или автоматического управления самолетом в продольном канале со снижением до высоты 30 м на аэродромах II категории по ICAO и до 60 м на аэродромах I категории. В данном режиме система автоматического управления самолетом взаимодействует с наземным устройством – принимает сигналы системы ILS.

Режим может быть включен автоматически, если предварительно был включен режим „заход на посадку (ЗАХОД)” или вручную кнопкой ГЛИСС на пульте ПН-5.

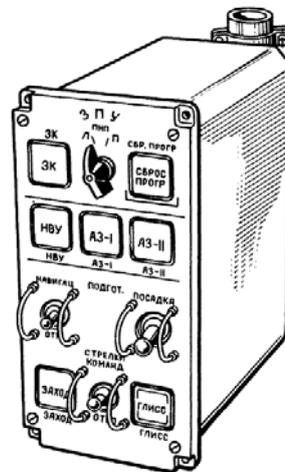


Рис. 9. Пульт управления ПН-5

Автоматическое включение происходит в момент приема глиссады (когда самолет найдется на месте уравнивания радиосигналов глиссады от системы ILS) с условием, что самолет был в конфигурации на посадку (закрылки отклонены на угол больший, чем 36°). Для закрылков, отклоненных на угол 28° , режим „глиссада” следует включить вручную кнопкой ГЛИСС на пульте ПН-5.

На пороговых высотах 250 м, 100 м и 30 м изменяются коэффициенты усиления и запаздывания отдельных элементов системы автоматического управления, а также

происходит изменение допустимых значений угла крена для обеспечения устойчивого и безопасного управления самолетом в последней фазе полета.

Условием включения режимов „заход на посадку” и „глиссада” является появление сигнала готовности канала курса, а также глиссады рассчитываемого устройством КУРС-МП70 (получение радиосигналов системы ILS). В случае нажатия кнопки ЗАХОД или ГЛИСС без наличия сигналов системы ILS полное включение режима не наступит – сигнальные лампы не будут светить, а автоматическое управление в продольном канале отключится. Отключение автоматического управления сигнализируется звуковым сигналом и свечением ламп „управляй креном” и „управляй тангажом”.

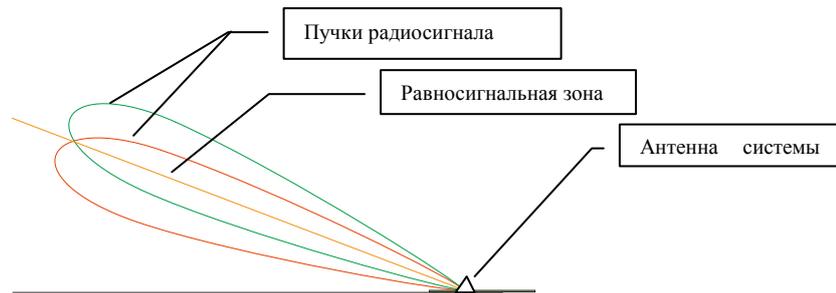


Рис. 10. Схема образования равносигнальной зоны для глиссады системой ILS

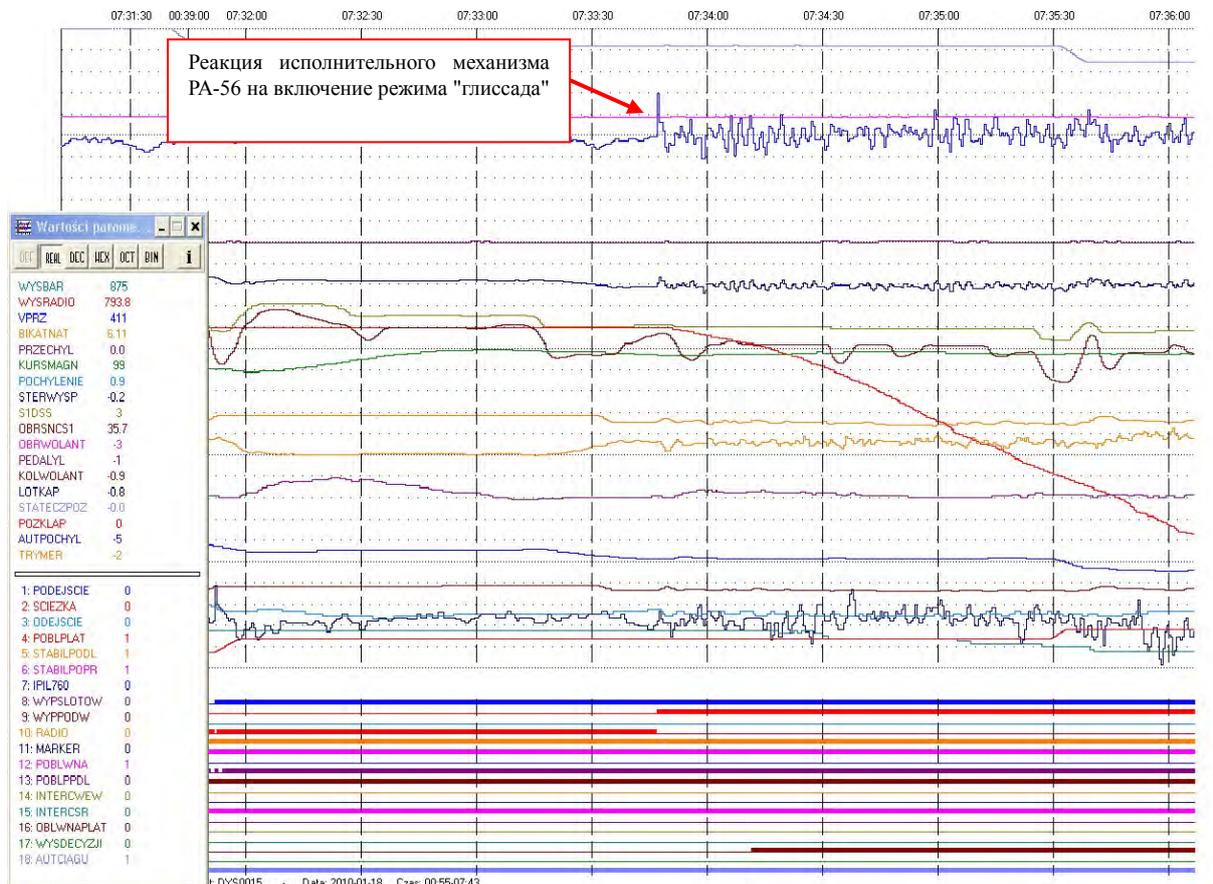


Рис. 11. Стандартное изменение параметров полета при включении режима "глиссада"

На Рис. 10 представлено стандартное изменение параметров полета при включении режима "глиссада". Характерным является значительно более быстрая реакция механизма РА-56 и отвечающие ей отклонения руля высоты после включения режима „глиссада”. В момент включения данного режима наступает разовое отклонение рычага механизма РА-56, а тем самым перестановка руля высоты, вызывающее переход самолета с горизонтального полета на снижение по глиссаде.

3) уход на второй круг

Данный режим служит для автоматического управления самолетом во время ухода на второй круг. Включение режима возможно, если предварительно система автоматического управления работала на режиме „глиссада”. Режим можно включить кнопками на штурвальных колонках или перестановкой, по крайней мере, двух РУД (рычаги управления двигателем) на взлетный режим.

После включения режима „уход на второй круг” электрический механизм переставляет РУД на взлетный режим, а система автоматического управления поддерживает скорость полета в соответствии с программой, зависящей от положения закрылков. В процессе набирания скорости экипаж обязан изменить положение закрылков (это сделает возможным дальнейшее автоматическое увеличение скорости), а также убирания шасси. После достижения заданной скорости происходит ее стабилизация. Одновременно в продольном канале устанавливается постоянный угол наклона:

- 10° для закрылков 45°,
- 2° для закрылков 28°,
- 2,5° для убранных закрылков.

По достижении самолетом скорости, заданной в программе (значения выше), для отдельных положений закрылков, АБСУ стабилизирует указанные углы наклона. Если приборная скорость меньше значения в программе, то уменьшается угол наклона самолета.

Боковой канал АБСУ работает в режиме стабилизации курса.

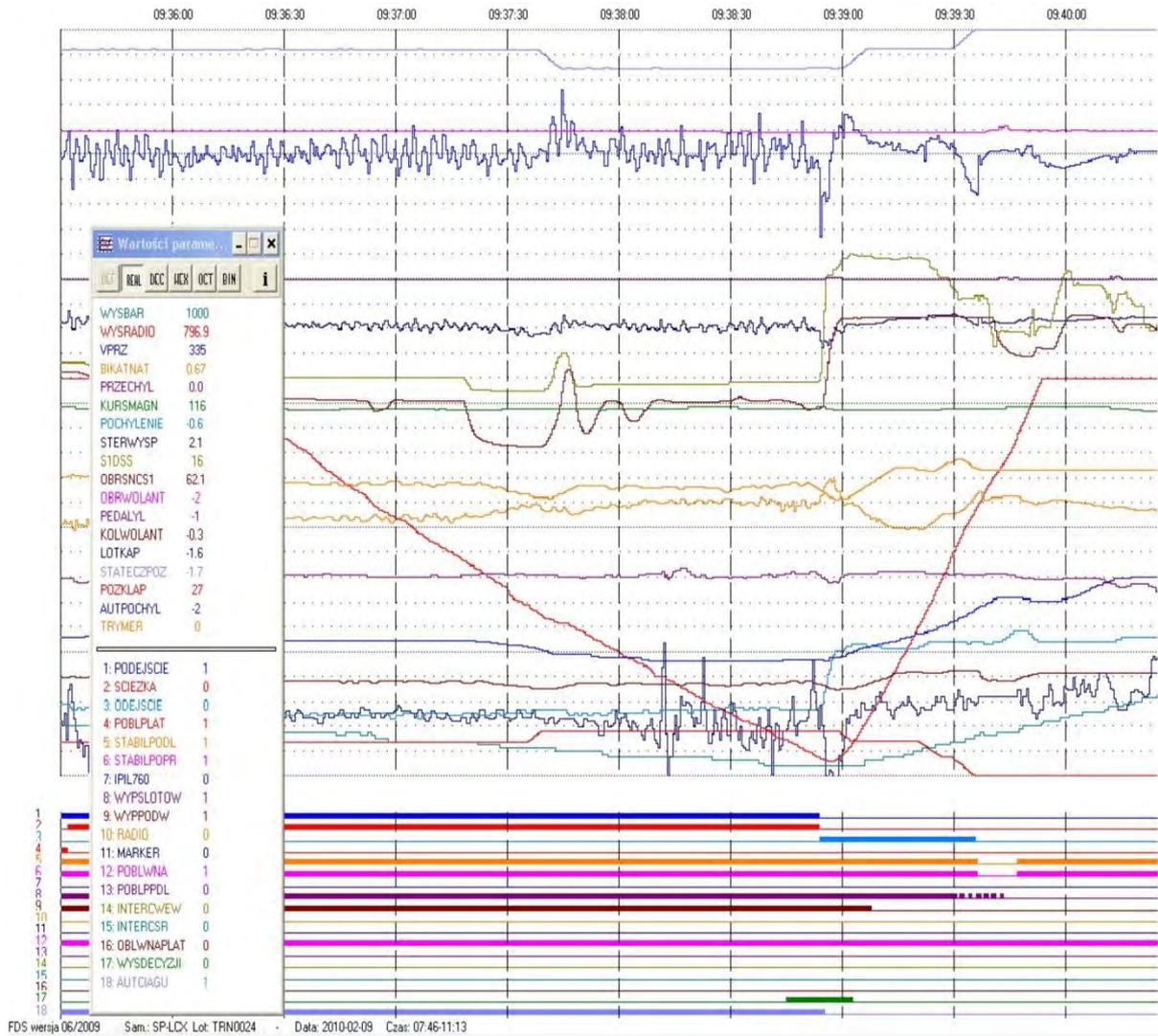


Рис. 12. Стандартное изменение параметров полета при включении режима "уход на второй круг"



Рис. 13. Размещение кнопок управления САУ на штурвалах

ВНИМАНИЕ: нажатие кнопки ГЛИСС при включенном переключателе ПОСАДКА на панели ПН-5 является необходимым условием для последующего включения режима „уход на второй круг”. Инициирование действия режима автоматического ухода на второй круг возможно как кнопками на штурвалах, так и перестановкой РУД, также без наличия сигналов глиссады системы ILS, однако в этом случае при нажатии кнопки ГЛИСС на панели ПН-5 наступит отключение автоматического управления в продольном канале. Автоматическое управление в поперечном канале не отключается.

После нажатия кнопки УХОД происходит автоматическое включение системы автоматического управления в продольном канале. Перестановка РУД на взлетный режим выполняется автоматически, если предварительно был включен автомат тяги двигателей.

Включение режима „уход на второй круг”, инициированное перестановкой РУД, требует перемещения хотя бы двух РУД на центральной панели в крайнее переднее положение. Нет возможности включить данный режим установкой РУД на панели бортового техника.

Высота, которую самолет ТУ-154М теряет с момента включения режима „уход на второй круг”, зависит от вертикальной скорости снижения. Ориентировочные значения приведены на рис Рис. 13.

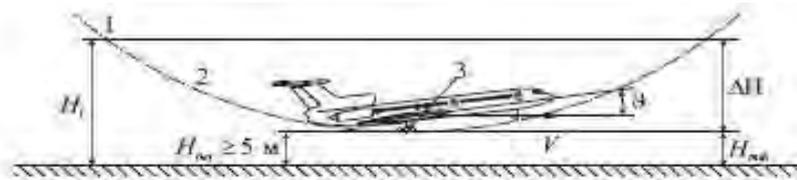


Рис. 6.9. Траектория движения самолета Ту-154М при уходе на второй круг:

- 1 – точка принятия решения об уходе на второй круг и дачи взлетного режима;
- 2 – точка выхода двигателей на максимальный режим и начало искривления траектории; 3 – самая низкая точка траектории

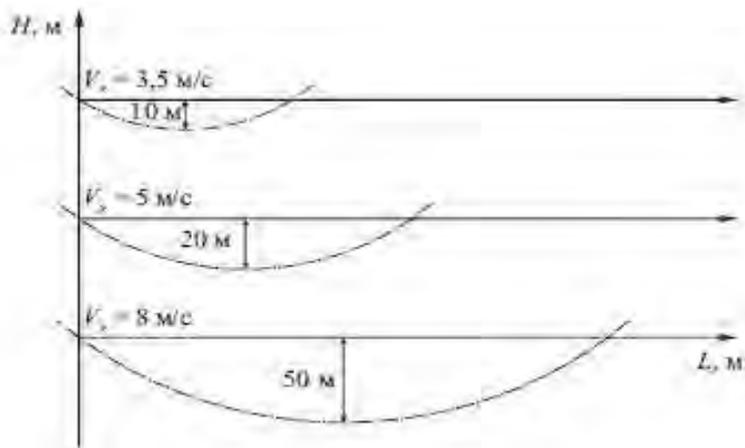


Рис. 6.10. Просадка самолета Ту-154М при уходе на второй круг

Рис. 14. Ориентировочные высоты, необходимые для перехода на набор высоты после включения режима „уход на второй круг“

4) Анализ функционирования системы управления самолетом

Функционирование системы управления самолетом АБСУ-154-2 во время полета самолета 10.04.2010 г. проанализировано на основании записи самописца параметров полета АТМ-QAR.

Экипаж включил автоматическую стабилизацию в продольном и поперечном канале по истечении 55 сек с момента взлета с аэродрома ВАРШАВА-ОКЕНЦЕ (07:27:14⁶). Самолет достигнул высоты 512 м и продолжал набор высоты до высоты полета. Пролет в район аэродрома СМОЛЕНСК СЕВЕРНЫЙ, подход к посадке и снижение на глиссаде на посадку произведены были с включенной автоматической стабилизацией в продольном и поперечном канале. Отключение автоматической стабилизации в продольном канале наступило в результате перестановки колонки штурвала на значение, превышающее 50 мм в 08:40:55 на высоте согласно РВ 21,9 м. Отключение автоматической стабилизации

⁶ Время варшавское.

в поперечном канале наступило в результате оборота штурвала на угол больший, чем 30° в 08:41:00,5 на высоте согласно РВ 6,2 м.

Аэродром СМОЛЕНСК СЕВЕРНЫЙ не был оснащен системой ILS, что делало невозможным использование режима работы АБСУ, в котором положение самолета на глиссаде снижения корректируется автоматически с использованием сигналов, пропорциональных угловому отклонению от данной глиссады. В продольном канале экипаж использовал режим, в котором автоматически стабилизирован был тангаж самолета. Значение данного угла могло быть изменено с помощью ручки СПУСК-ПОДЪЕМ, находящейся на панели ПУ-46. Стабилизация угла наклона самолета не обеспечивает постоянной скорости снижения, а тем более не обеспечивает автоматического поддержания курса самолета на глиссаде снижения с точностью, требуемой для данной фазы полета. Изменения положения рычага механизма РА-56, а также штока механизма триммирования МЕТ-4У в канале тангажа свидетельствуют, что во время снижения экипаж корректировал положение самолета на глиссаде - многократно изменялось положение ручки СПУСК- ПОДЪЕМ находящейся на панели ПУ-46.

Установки режимов работы АБСУ не были зарегистрированы. Комиссия не была в состоянии однозначно определить, в каком режиме работала система автоматического управления самолетом в боковом канале в последней фазе полета (после выполнения „четвертого поворота” („czwartego zakrętu”) для посадки). Вероятно, это был режим ⁷, в котором самолет автоматически удерживался на курсе к навигационному пункту ДПРМ 10, запрограммированному в системе FMS.

Очередные диаграммы отображают выбранные записи зарегистрированных параметров полета самолета ТУ-154М б/н 101 10.04.2010 г.

⁷ Другие режимы работы системы АБСУ в боковом канале, который мог использовать экипаж, это стабилизация крена и в этом случае возможным было управление самолетом при помощи ручки РАЗВОРОТ, расположенного на пульте ПУ-46 рядом с ручкой СПУСК-ПОДЪЕМ, либо режим автоматической стабилизации курса, значение которого можно изменить при помощи ручки на указателе курсовой системы ПНП-1.

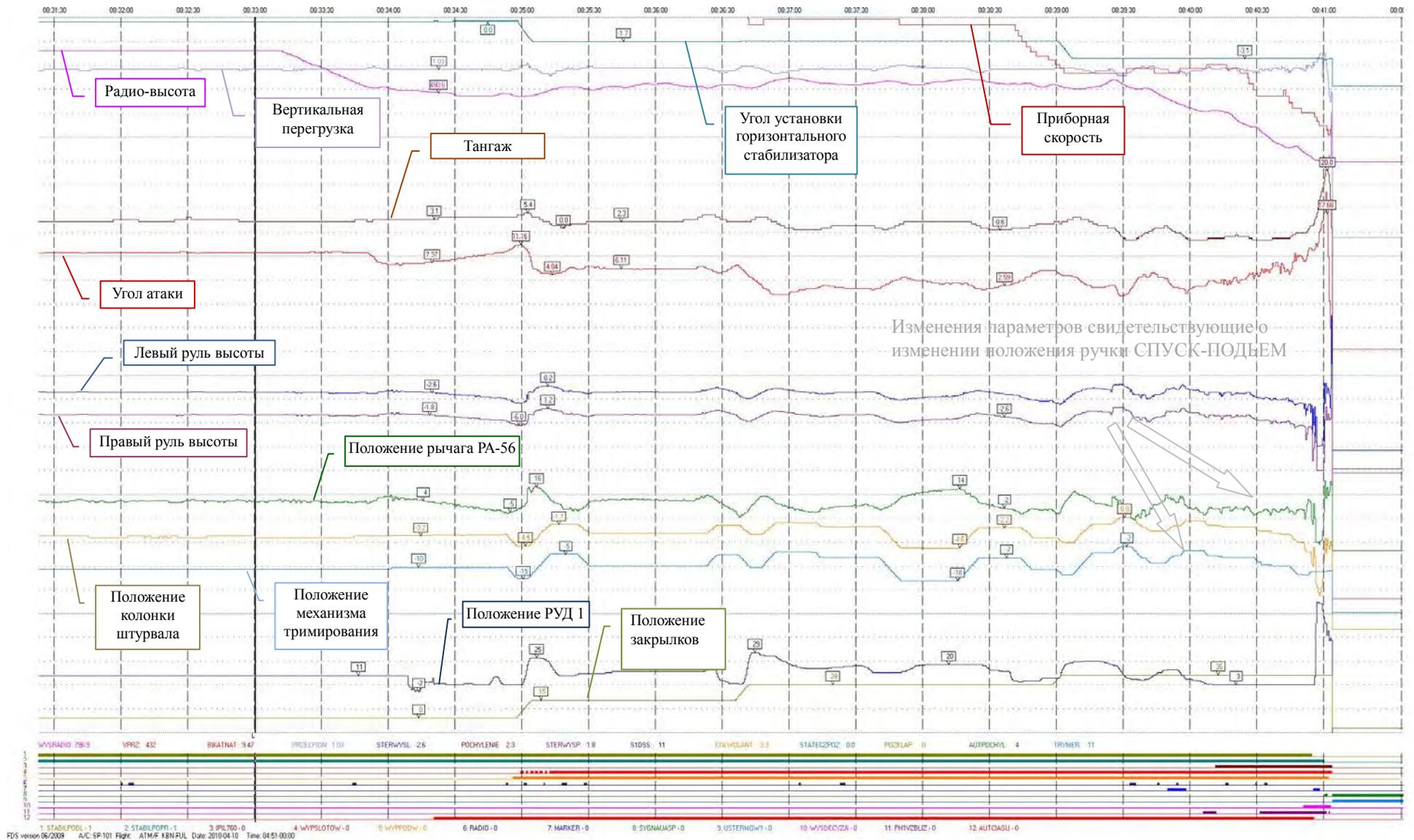


Рис. 15. Изменение параметров во время захода на посадку – продольный канал

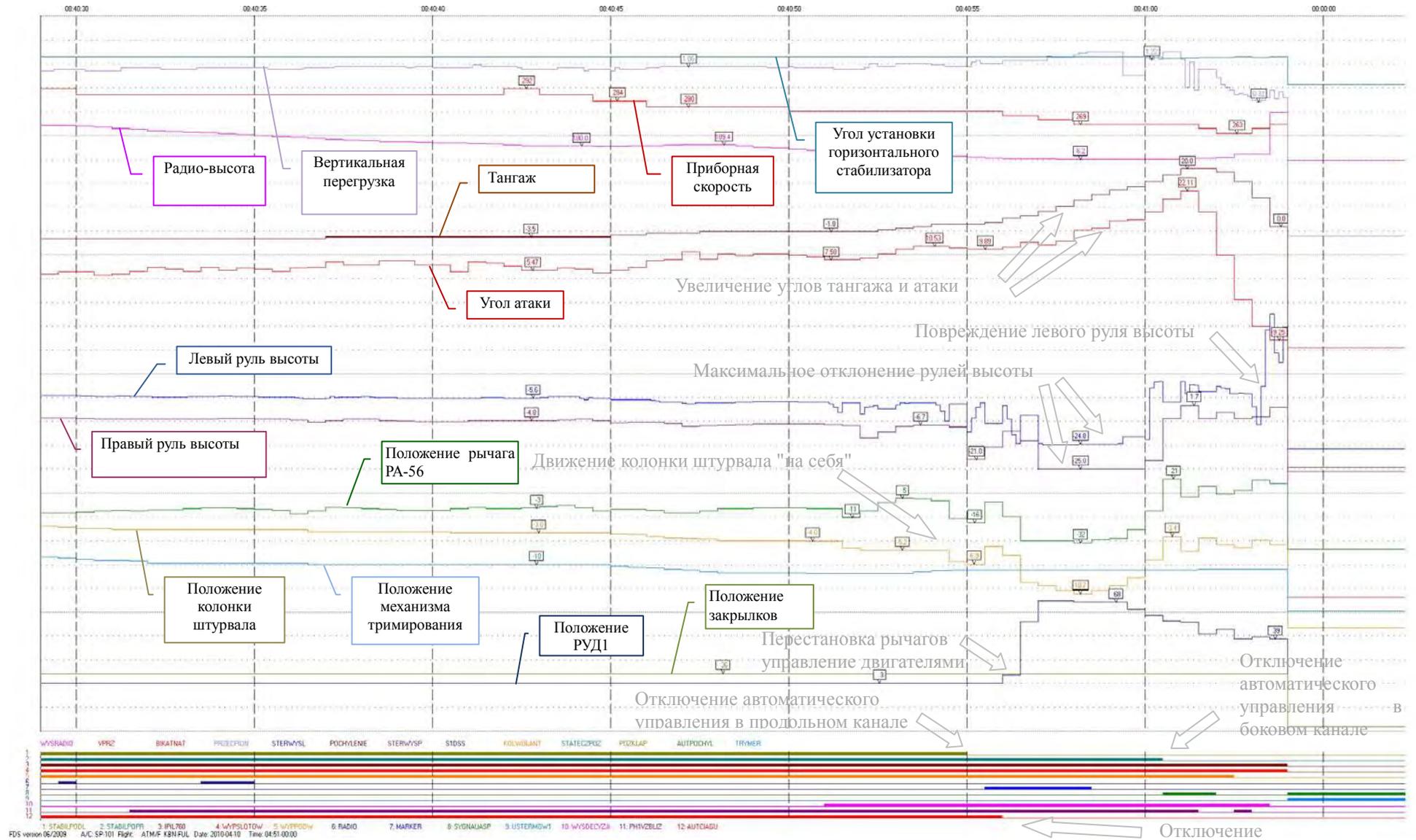


Рис. 16. Изменение параметров на глиссаде при заходе на посадку – продольный канал

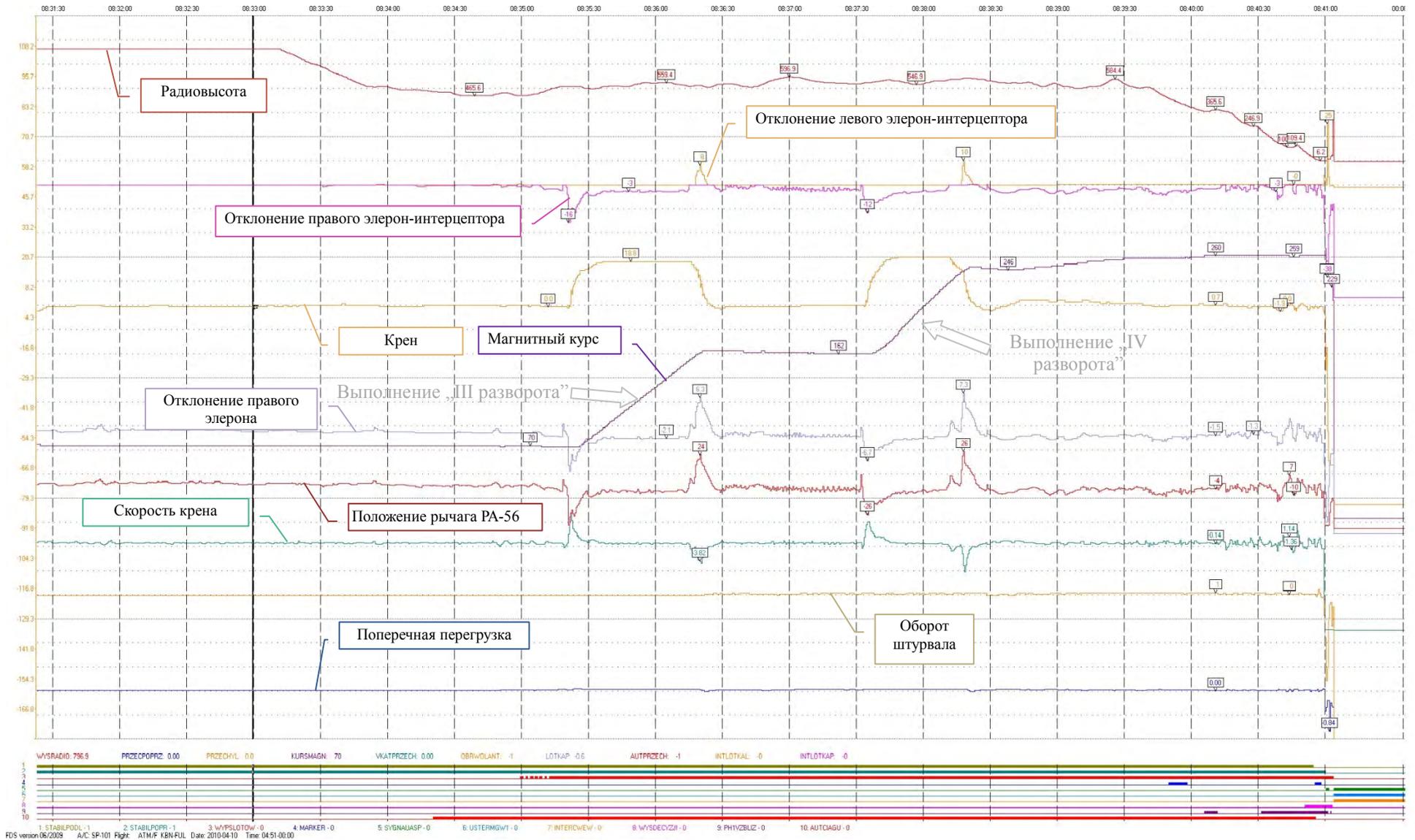


Рис. 17. Изменение параметров во время захода на посадку – поперечный канал – управление элеронами

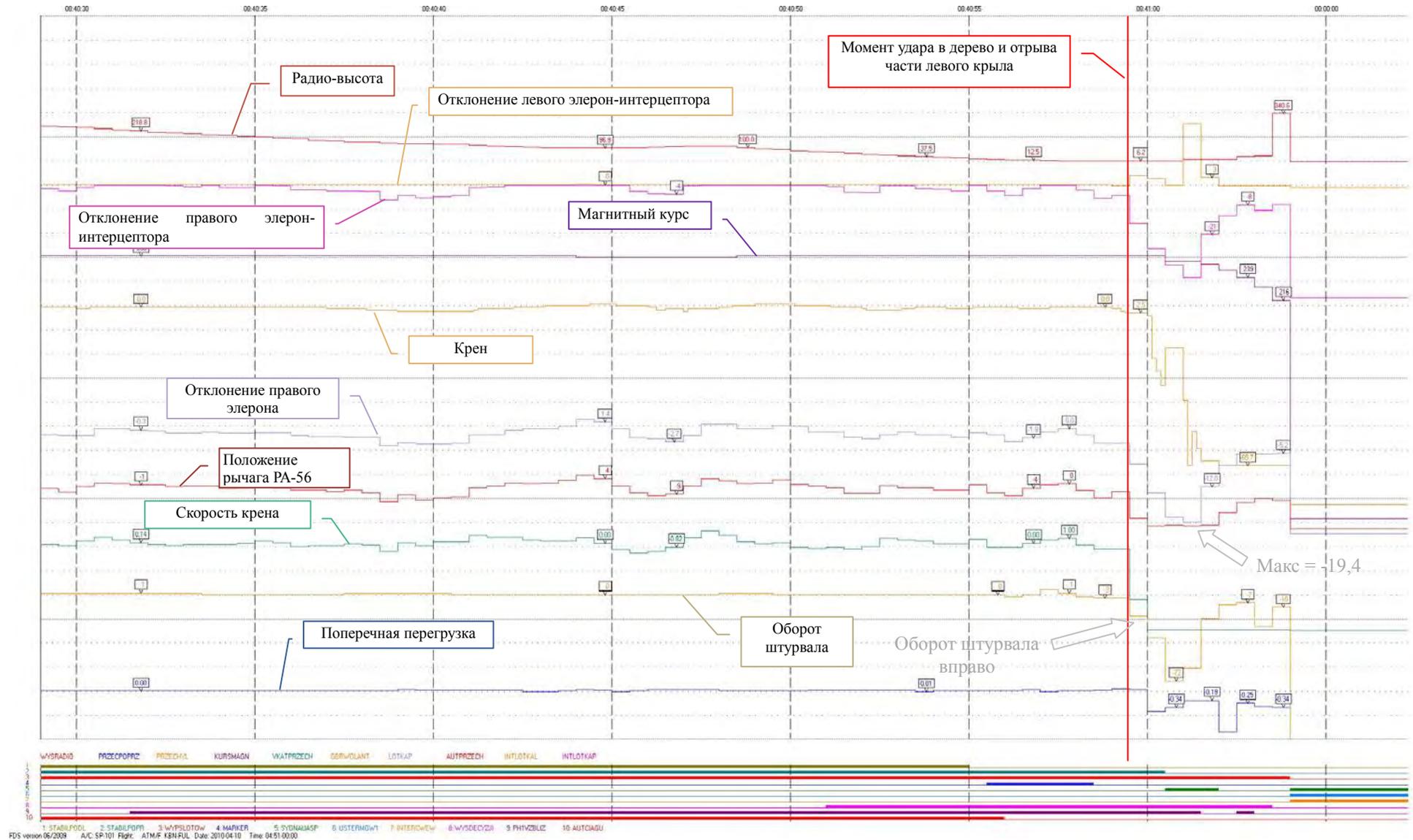


Рис. 18. Изменение параметров глиссады при заходе на посадку – поперечный канал – управление элеронами

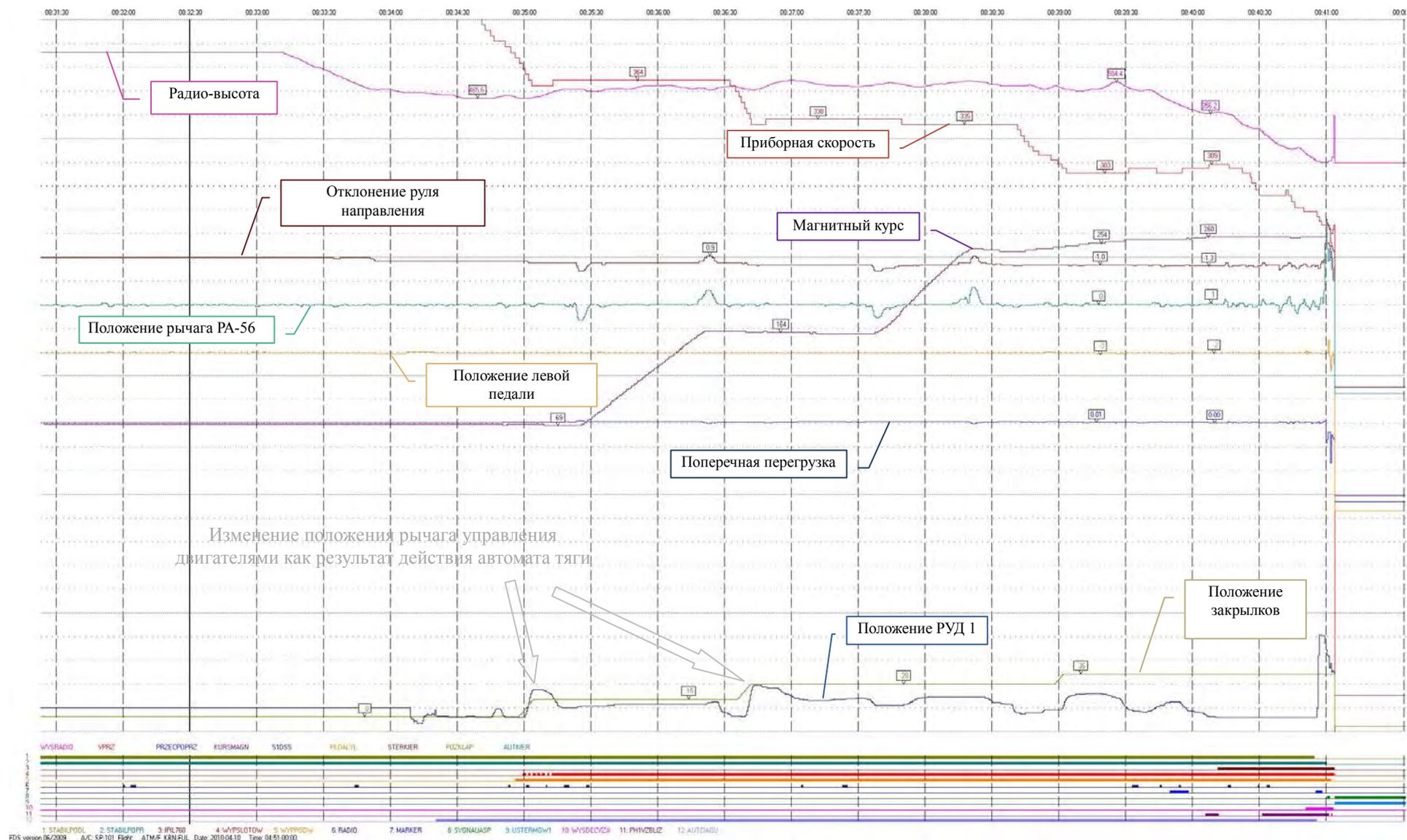


Рис. 19. Изменение параметров во время захода на посадку – поперечный канал – руль направления

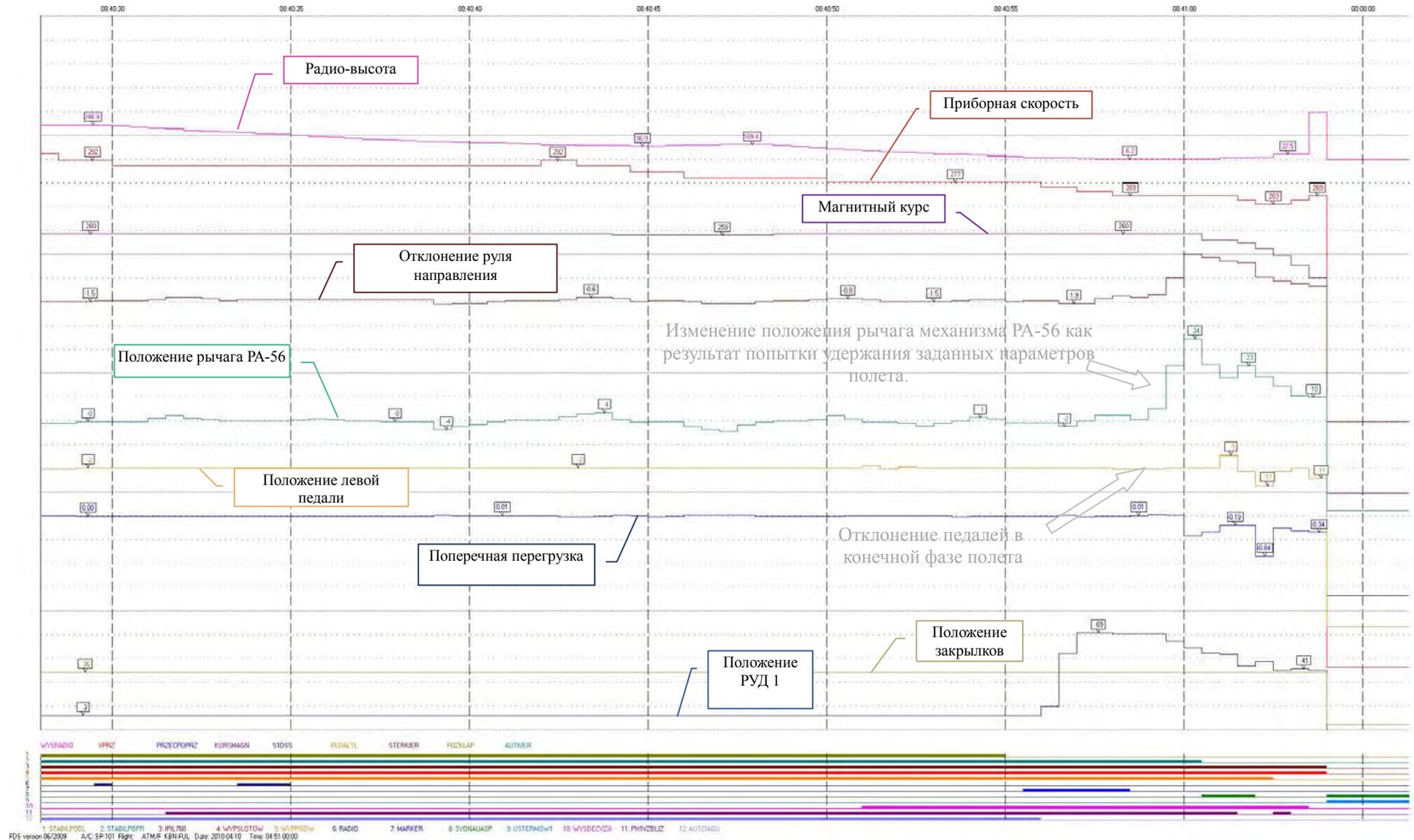


Рис. 20. Изменение параметров глиссады при заходе на посадку – поперечный канал – руль направления

Выводы, касающиеся работы системы АБСУ:

- 1) Не обнаружены факты, подтверждающие неправильное функционирование системы автоматического управления АБСУ. Выдвижения тяг исполнительных механизмов, преобразующих положение рулей высоты, элеронов и руля направления были подвижны и не достигали крайних положений.
- 2) Во время подхода к приземлению экипаж использовал АБСУ:
 - а) в продольном канале в режиме автоматической стабилизации тангажа самолета;
 - б) в боковом канале в режиме (вероятнее всего) стабилизации пути.
- 3) МСРП, АТМ-QAR и МАРС-БМ не зарегистрировали отключения системы автоматического управления (напр. путем нажатия кнопки на штурвале) в продольном канале перед началом маневра ухода на второй круг, что указывает на факт, что экипаж не подготовил систему АБСУ таким образом, чтобы была возможность задействования автоматического ухода на второй круг.
- 4) После активирования сигнализации высоты установленной на РВ наступило небольшое перемещение колонки штурвала (на себя) без отключения режима автоматического управления – система АБСУ отреагировала корректировкой выдвижения рычага механизма РА-56 в продольном канале.
- 5) Система автоматического управления была отключена перемещением колонки штурвал и оборотом штурвала.
- 6) После перестановки РУД на взлетный режим произошло их перемещение назад, что может свидетельствовать об отсутствии контроля над их положением со стороны кого-либо. Тормоза, удерживающие РУД в установленной позиции, были отпущены, так как ранее был включен автомат тяги.
- 7) Нажатие кнопки УХОД не оставляет отметки на записи МСРП/АТМ-QAR, если режим ухода не активируется.
- 8) Самолет в момент принятия командиром экипажа решения об уходе на второй круг снижался с вертикальной скоростью 6,2 м/с. Выполнение данного маневра (при допущении, что процедура была бы проведена правильно – соответствующий угол атаки, работа двигателей во взлетном режиме) требовало инициирования процедуры на высоте выше 35 м над препятствиями на местности.

3.2. Гидравлическая система

В системе МСРП записываются сигналы, информирующие о неисправности гидравлических систем № 1, 2 и 3 в виде единичных сигналов. Этими каналами

являются:

- RH1VZBLIZ чрезмерное падение давления (до уровня ниже 100 кг/см²) в гидравлической системе № 1 или сигнализирование о генерировании команд системой TAWS;
- RH2 чрезмерное падение давления (до уровня ниже 100 кг/см²) в гидравлической системе № 2;
- RH3 чрезмерное падение давления (до уровня ниже 100 кг/см²) в гидравлической системе № 3.

В конечной фазе полета несколько раз были зарегистрированы в канале RH1VZBLIZ сигналы со значением 1. Данные сигналы были генерированы системой TAWS, а не сигнализатором давления гидравлической системы № 1.

Кроме того, регистратор MCP/ATM-QAR записывает информацию, позволяющую оценить согласованность между движениями штурвала и автопилота, и отклонениями управляющих плоскостей самолета. Это следующие каналы:

Таб. 1. Параметры полета для оценки работы гидравлической системы

№ п/п	Мнемоник	Описание
1	PEDALYL	положение левой педали левого пилота
2	KOLWOLANT	положение колонки штурвала
3	OBRWOLANT	угол оборота штурвала
4	AUTPRZECH	движение тяги привода автопилота в канале крена
5	AUTKIER	движение тяги привода автопилота в канале направления
6	AUTPOCHYL	движение тяги привода автопилота в канале тангажа
7	STABILPOPR	включена автоматическая поперечная стабилизация
8	STABILPODL	включена автоматическая продольная стабилизация
9	STERWYSL	угол отклонения руля высоты (левый)
10	STERWYSP	угол отклонения руля высоты (правый)
11	STERKIER	угол отклонения руля направления
12	LOTKAP	угол отклонения правого элерона
13	INTLOTKAL	положение левого элерон-интерцептора
14	INTLOTKALP	положение правого элерон-интерцептора
15	POZKLAP	положение закрылок
16	WYPSLOTOW	выпущенные предкрылки

Произведено сравнение изменений параметров в каналах:

- OBRWOLANT, AUTOPRZECH, LOTKAP при активном сигнале STABILPOPR,
- OLWOLANT, AUTOPOCHYL, STERWYSL, STERWYSP при активном сигнале STABILPODL,
- PEDALYL, AUTKIER, STERKIER.

Окончательный отчет Приложение №2 Описание и анализ работы бортовых систем
самолета Ту-154М б/н 101

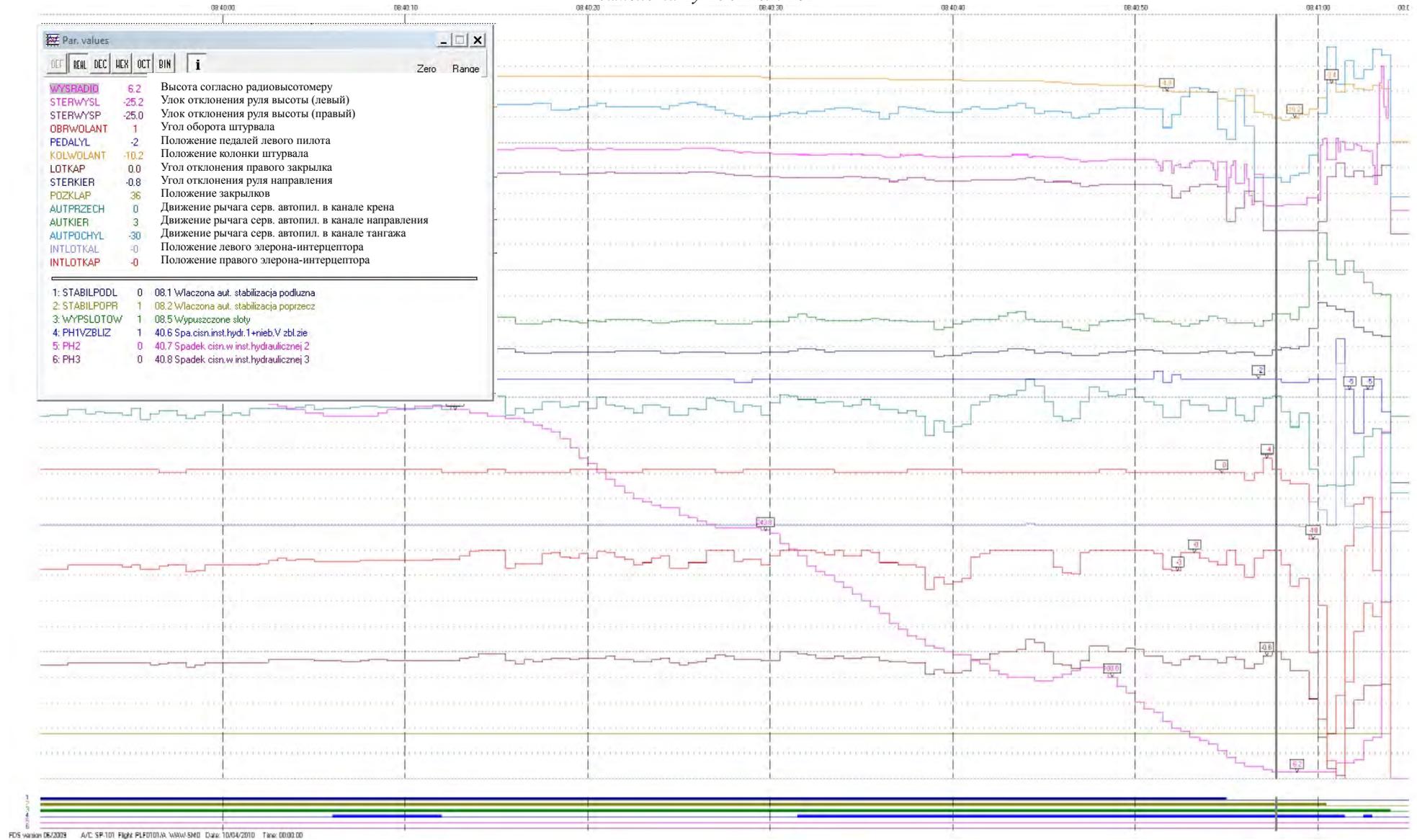


Рис. 21. Работа гидравлической системы на основании управляющих плоскостей

Выводы:

- 1) В интервале времени от взлета в 08:41:03 в каналах RH1VZBLIZ, RH2 и RH3 не появились сигналы, свидетельствующие о неисправности какой-либо из трех гидравлических систем. Это согласовывается с записями МАРС-БМ, в которых отсутствует голосовой рапорт бортового техника о неисправности гидравлической системы.
- 2) Подтверждено, что на всем протяжении полета от взлета в 08:41:03:
 - отклонения правого элерона соответствовали движениям штурвала и исполнительного механизма автопилота,
 - отклонения руля высоты соответствовали движениям колонки штурвала и исполнительного механизма автопилота,
 - отклонения руля направления соответствовали движениям педалей и исполнительного механизма автопилота.
- 3) Произведено сравнение изменений параметров в канале POZKLAP. Подтверждено, что на протяжении всего интервала времени 08:40:59–08:41:03 положение закрылков не изменялось.
- 4) Произведено сравнение изменений параметров в канале WYPSLOTOW. Подтверждено, что на протяжении всего интервала времени 08:40:59–08:41:03 предкрылки были закрыты.
- 5) На протяжении интервала времени 08:40:59–08:41:03 не было расхождений между движениями штурвала и педалей, и реакцией управляющих плоскостей самолета, что указывает на факт, что гидравлические системы до конца обеспечивали правильное управление самолетом.

3.3. Анализ работы силовой установки

Оценка работы силовой установки во время пролета самолета из Варшавы в Смоленск вместе с анализом последней фазы данного полета (примерно за 7 км до торца взлетно-посадочной полосы) проведена на основании анализа параметров работы двигателей, приведенных в табл. 2 и 3, а также представленных в виде диаграммы.

Таб. 2. Постоянные параметры

№ п/п	Параметр	Диапазон измерения	Датчик/ система
1	Температура потоков воздуха	-60 - +150°C	P-5
2	Барометрическая высота	-250 - 13000 м	ДВБП-13
3	Действительная высота	0 - 750 м	PВ-5МД1 (RW-5MD1)
4	Приборная скорость	60 - 800 км/ч.	DAS
5	Боковая перегрузка	-1,5 (вправо) - 1,5 (влево) g	МП-95
6	Вертикальная перегрузка	-2(±0,5)g (вниз) - 5(±1)g (вверх)	МП-95 (MP-95)
7	Положение РУД двигателя № 1	-33° (реверс) - 70°	МУ-615А (MU-615A)
8	Вибрация задней опоры двигателя № 1	0 - 100%	ИВ-50П-А-3 (IW-50P-A-3)
9	Обороты компрессора низкого давления (КНД), двигателя № 1	10 - 110%	ДТЕ-6Т (DTE-6T)
10	Температура газов двигателя № 1	200 - 1200 °С	2ИА-7А (2IA-7A)
11	Положение РУД двигателя № 2	0° - 70°	МУ-615А (MU-615A)
12	Вибрация задней опоры двигателя № 2	0 - 100%	ИВ-50П-А-3 (IW-50P-A-3)
13	Обороты компрессора низкого давления (КНД) двигателя № 2	10 - 110%	ДТЕ-6Т (DTE-6T)
14	Температура газов двигателя № 2	200 - 1200 °С	2ИА-7А (2IA-7A)
15	Положение РУД двигателя № 3	-33° (реверс) - 70°	МУ-615А (MU-615A)
16	Вибрация задней опоры двигателя № 3	0 - 100%	ИВ-50П-А-3 (IW-50P-A-3)
17	Обороты компрессора низкого давления (КНД) двигателя № 3	10 - 110%	ДТЕ-6Т (DTE-6T)
18	Температура газов двигателя № 3	200 - 1200 °С	2ИА-7А (2IA-7A)
19	Суммарное количество топлива	0 - 40 т	СУИТ4-1Т (SUIT4-1T)
20	Вибрация N1 двигателя № 1 (только АТМ-QAR)	0 - 100%	ЦА-151 (CA-151)
22	Вибрация N2 двигателя № 1 (только АТМ-QAR)	0 - 100%	ЦА-151 (CA-151)
23	Вибрация N1 двигателя № 2 (только АТМ-QAR)	0 - 100%	ЦА-151 (CA-151)
24	Вибрация N2 двигателя № 2 (только АТМ-QAR)	0 - 100%	ЦА-151 (CA-151)
25	Вибрация N1 двигателя № 3 (только АТМ-QAR)	0 - 100%	ЦА-151 (CA-151)
26	Вибрация N2 двигателя № 3 (только АТМ-QAR)	0 - 100%	ЦА-151 (CA-151)

Табл. 3. Дискретные параметры

№ п/п	Параметр	Датчик/система
1	Включение <u>системы</u> противообледенения двигателей	Заслонки обогрева
2	Пожар в отсеке пускового двигателя высокая температура в заднем техническом отсеке	Система пожарной сигнализации ССП-2А Сигнализатор температуры 5747Т
3	Запуск пускового двигателя Переполнение емкости переднего туалета	Кнопка ЗАПУСК (ROZRUCH) концевой выключатель Д-713
4	Высокая вибрация двигателей	ИВ-50П-А-3 (IW-50P-A-3)
5	Падение давления масла в двигателях	МСТВ-2,2 (MSTW-2,2)
6	Опилки в масле двигателя	Фильтр-сигнализатор опилок
7	Высокая температура выпускных газов	2ИА-7А (2IA-7A)
8	Неисправность двигателя № 1	При п. 4, 5, 6, 7 или 11 для двигателя № 1
9	Неисправность двигателя № 2	При п. 4, 5, 6, 7 или 11 для двигателя № 2
10	Неисправность двигателя № 3	При п. 4, 5, 6, 7 или 11 для двигателя № 3
11	Пожар в отсеке двигателей	Система пожарной сигнализации ССП-2А
12	Сигнализация обледенения	Сигнализатор СО-121ВМ (SO-121WM)
13	Включение автомата тяги	АБСУ
14	N2 (только АТМ-QAR)	ЦА-151 / ЕВМ-219 (СА-151 / EVM-219)
15	Пролет над маркером	Приемник маркеров РПМ-70 (RPM-70)

На основании анализа выбранных параметров, считанных с самописца АТМ-QAR, можно утверждать, что параметры работы двигателей соответствовали обязывающим техническим условиям (ТУ) от момента запуска на протяжении всего полета самолета до момента происшествия. Обороты отдельных двигателей менялись в соответствии с изменением положения отвечающих им РУД. Температура газов за турбиной и обороты компрессоров низкого давления (SNC) всех двигателей, работающих на одинаковых режимах установки РУД, находились на том же самом уровне, а значения достигали номинальных уровней, обязывающих в ТУ. Анализ параметров работы двигателей показал, что вместе с изменением условий полета - изменение высоты и температуры - двигатели работали стабильно на режимах, согласных с ТУ („Двигатель Д-30КУ 2 серии Руководство по технической

эксплуатации”, „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации”), что свидетельствует о правильной работе автоматики управления двигателей.

Вибрация двигателей измерялась на самолете ТУ-154М б/н 101 двумя независимыми системами для каждого двигателя. Основная система измеряла колебания передней и задней опоры двигателя (регистрировались только колебания задней опоры), а дополнительная система (AVM-219 фирмы Vibrolot ltd.) измеряла колебания „N1” ротора низкого давления, а также колебания „N2” ротора высокого давления (регистрировались оба параметра). Анализ записи колебаний показал, что к моменту столкновения с первыми препятствиями их значения отвечали ТУ и были значительно ниже от граничных значений: 55% - определяющих максимальную/опасную вибрацию двигателей (согл. ИВ-50), а также 65% - определяющих максимальную/высокую вибрацию двигателей (согл. AVM-219). Максимальные значения колебаний и их изменение для всех (трех) двигателей зарегистрированы во время взлета самолета (напр. максимальное, кратковременное значение колебаний на задней опоре двигателя № 3 достигла около 20,38%).

Видимые на диаграммах, отображающих колебания ротора высокого давления двигателей номер 1, 2, 3 (измеренное системой AVM-219), значительные изменения указанных колебаний в виде кратковременных „пиков”, связаны с измерением второй фазы гармонической вибрации ротора высокого давления „N2”, периодически производимым экипажем во время полета (переключатель 2XN2). При данном замере регистрируется разовая команда 2n2, а также для всех трех двигателей регистрируемый сигнал „N2” заменен сигналом 2n2.

Анализ записи дискретных параметров, связанных с работой силовой установки от момента запуска двигателей до 08:41:03,5, т.е. 0,5 сек. до конца достоверной записи самописца АТМ-QAR, показал недостаток сигналов аварийных состояний таких, как:

- пожар в отсеке двигателей,
- опилки в масле двигателя,
- падение давления масла в двигателях,
- высокая температура выпускных газов,
- высокая вибрация двигателей,
- неисправность двигателя № 1,
- неисправность двигателя № 2,
- неисправность двигателя № 3,

что свидетельствует о правильной работе двигателей во время полета. Не зарегистрирован также сигнал „пожар в отсеке пускового двигателя”. Видимая на записи дискретных параметров информация о неисправности двигателей номер 1, 2, 3 перед их запуском, а также сигнал „падение давления масла в двигателях” верны и соответствуют правильной работе двигателей и регистрирующего устройства.



Рис. 22. Параметры работы двигателей самолета ТУ-154М

В 08:40:55,5, когда обороты приводов низкого давления двигателей номер 1, 2, 3 составляли соответственно 41,9%, 38,6%, 45,2% (что соответствует примерно режиму незначительно выше „малого газа” (МГ)), произошла ручная, в течение 1 сек., перестановка всех РУД в положение 69°, т.е. на „взлетный” режим, что отвечало одновременному отключению автомата тяги. Температуры газов за турбиной и обороты привода низкого давления всех двигателей возрастали плавно, без перебоев и зависания. Когда в 08:40:59,375 самолет столкнулся концом левого крыла с большой березой, обороты привода низкого давления двигателей № 1, 2, 3 успели вырасти до значения соответственно 68,1%, 61,9%, 68,6%.

В 08:41:02,9 обороты привода низкого давления двигателей № 1, 2, 3 достигли значения соответственно 83,8%, 84,0%, 83,3%, что соответствует приблизительно „номинальному” режиму. Двигатели не успели достигнуть „взлетного” режима. Обороты привода низкого давления выросли от значения приблизительно „малого газа” до значения, соответствующего номинальному режиму в течение 7,4 с. Время и способ ускорения двигателей свидетельствует об их технической исправности и соответствующего регулирования.

Анализ вышеуказанных данных, а также их отображение показали, что все зарегистрированные параметры работы двигателей к моменту столкновения с препятствиями принимали значения, соответствующие приведенным в эксплуатационной документации для данных режимов работы. Диаграммы изменения параметров для двигателей № 1, 2 и 3 почти идентичны – двигатели работали согласованно.

Из проведенного осмотра двигателей на месте происшествия, а также анализа собранного фотоматериала следует, что:

- на всех трех двигателях не было повреждений корпусов, характерных для аварии вращающихся элементов двигателей во время полета,
- на двигателях и их кожухах нет следов, свидетельствующих о пожаре двигателей,
- характер повреждений двигателей (затянутая внутрь грязь и изгиб лопаток) свидетельствует о том, что они работали в момент происшествия,
- не установлено повреждений, а также других следов, которые могут свидетельствовать об аварии двигателя вызванной другой причиной, чем столкновение с землей,

можно без всякого сомнения констатировать, что ничто не повлияло на **функционирование силовых установок во время полета.**

3.4. Топливная система

Анализ заправки самолета в течение 2 недель, предшествующих происшествию, проведенный на основании документов 36-го специального полка транспортной авиации, показал, что топливо, заправленное в самолет ТУ-154М б/н 101 с 26.03. до 9.04.2010 г., соответствовало спецификации топлива, допущенного производителем для использования для данного типа самолета и отвечало требованиям по качеству. Дополнительные лабораторные исследования топлива, заправленного в самолет 9.04., показали, что свойства топлива соответствовали нормам. Результаты исследований образцов топлива, полученных в присутствии членов Комиссии из разбитого самолета на месте происшествия, которые были проведены в России, подтвердили хорошее качество топлива, заправленного в Польше.

На основании записей в Книге обслуживания воздушного судна б/н 101 90А837, реестре выданных документов 343/14, стр. 20/109 установлено, что 10.04.2010 г. перед полетом в самолете было 18 672 кг топлива.

В 08:40:53,9, когда угол крена самолета составлял 0° и угол тангажа 0°, суммарное количество топлива в самолете составляло 10 600 кг.

Регистраторы параметров полета МСРП записывают данные, касающиеся топливного оборудования по двум каналам:

- суммарное количество топлива – непрерывный параметр, сигнал пропорциональный суммарному количеству топлива генерируемый блоком БПС-3-1Т (BPS-3-1T), входящим в состав системы измерения и управления расходом топлива СЮИТ-1Т (SUIT4-1T). Диапазон регистрируемого сигнала составляет 0-40 т.
- ручной расход топлива – дискретный параметр, сигнал регистрируется при аварии или ручном выключении автомата расхода топлива, входящего в состав измерения и управления расходом топлива СЮИТ4-1Т (SUIT4-1T). В случае аварии или отключения автомата расхода горит также сигнальная лампочка на пульте бортового техника.

В 07:58:57,5 в записи регистраторов параметров полета появился сигнал, свидетельствующий об аварии или ручном выключении системы управления и измерения расхода топлива СЮИТ4-1Т. Данный сигнал появился в том самом канале (ODSCIEZKI), в котором появился сигнал граничного ухода от глиссады снижения. В соответствии с „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации”, п. 8.3.2.(6)1, стр. 8.3.5, бортовой техник должен незамедлительно доложить командиру воздушного судна о выявленных отклонениях в функционировании топливной системы. В записи МАРС-

БМ нет такого рапорта, из чего можно предполагать, что переключение системы управления и измерения расхода топлива в ручной режим было преднамеренным. Запись началась только в 8:02:53,5, из чего следует, что возможный рапорт бортового техника мог не записаться. Из информации, полученной у бывшего Начальника Секции Авиационной Техники 36-го специального полка транспортной авиации следует, что топливная автоматика в ТУ-154М отключалась, когда была необходимость такого расходования топлива, чтобы не было необходимости триммировать самолет на элеронах, что давало возможность уменьшения расхода топлива.

В 08:30:44 из записи регистраторов параметров полета следует, что система управления и измерения расхода топлива снова действовала в автоматическом режиме. Такое состояние продолжалось до момента происшествия. Изменение функционирования топливной системы не сопровождалось никаким рапортом бортового техника командиру воздушного судна, требуемым в такой ситуации.

3.5. Система противообледенения самолета ТУ-154М

3.5.1. Система противообледенения двигателей

Устранение обледенения двигателей происходит путем обогрева частей воздухозаборников, лопаток ВНА (WNA) I ступени и колпака двигателя горячим воздухом, получаемым от данного двигателя. Каждый двигатель имеет свою независимую систему противообледенения. Включение системы противообледенения каждого двигателя сигнализируется загоранием желтой сигнальной лампочки, находящейся возле каждого выключателя (Рис. 22). Регистратор параметров полета МСРП регистрирует включение системы противообледенения воздухозаборников двигателей – параметр POBLWNA.

3.5.2. Система противообледенения крыльев и киля

Передние кромки центроплана и горизонтального стабилизатора обогреваются горячим воздухом, получаемым от двигателей. Включение системы обогрева сигнализируется свечением двух желтых лампочек ЛЕВАЯ (LEWA) и ПРАВАЯ (PRAWA), встроенных над выключателем данной системы (Рис. 22). Регистратор параметров полета МСРП регистрирует включение системы противообледенения крыльев и киля – сигнал POBLPLAT, а также сигнализирование обледенения фюзеляжа – сигнал OBLWNAPLAT, который генерируется сигнализатором обледенения СО-121ВМ (СО-121WM) с датчиком ДСЛ-40 (DSL-40) и блоком электроники ПЭ-11М (PE-11M).

3.5.3. Система противообледенения предкрылков

Питание системы противообледенения предкрылков идет от генератора № 2 переменным током 115 /200 В, 400 Гц. Управление системой противообледенения производится выключателем ПРЕДКРЫЛКИ на пульте бортового механика. Контроль работы системы производится наблюдением циклического свечения желтой сигнальной лампочки ПРЕДКРЫЛКИ и отклонением стрелки амперметра. Сигнализация включается на 38,5 сек с перерывом на охлаждение 115,5 сек. Во время полета в условиях обледенения система может работать без ограничений. Во время стоянки на земле система предохраняется концевым выключателем нагрузки шасси.

3.5.4. Система сигнализации обледенения

Обледенение сигнализируется свечением красной сигнальной лампочки ОБЛЕДЕНЕНИЕ (OBLODZENIE) (Рис. 22). Контроль исправности системы реализуется через внутреннюю систему сигнализирования, а также сигнализируется свечением желтой лампочки с надписью ИСПРАВНЫЙ (SPRAWNY). Регистратор параметров полета МСРП регистрирует сигнал включения сигнализации обледенения – сигнал OBLWNAPLAT.

3.5.5. Система противообледенения приемника воздушных давлений ПВД (PPD)⁸

Для предохранения ПВД от обледенения в приемниках установлены электрические нагревательные элементы, питаемые постоянным напряжением 27 В. Регистратор МСРП регистрирует включение только обогрева ПВД и ПИЛОТА (PPD i PILOTA) (переключатель, отмеченный красным кольцом ниже).



Рис. 23. Панель управления включением и проверкой системы обогрева ПВД (слева), а также панель управления системой противообледенения (справа) самолета ТУ-154М

⁸ ПВД – приемник воздушных давлений

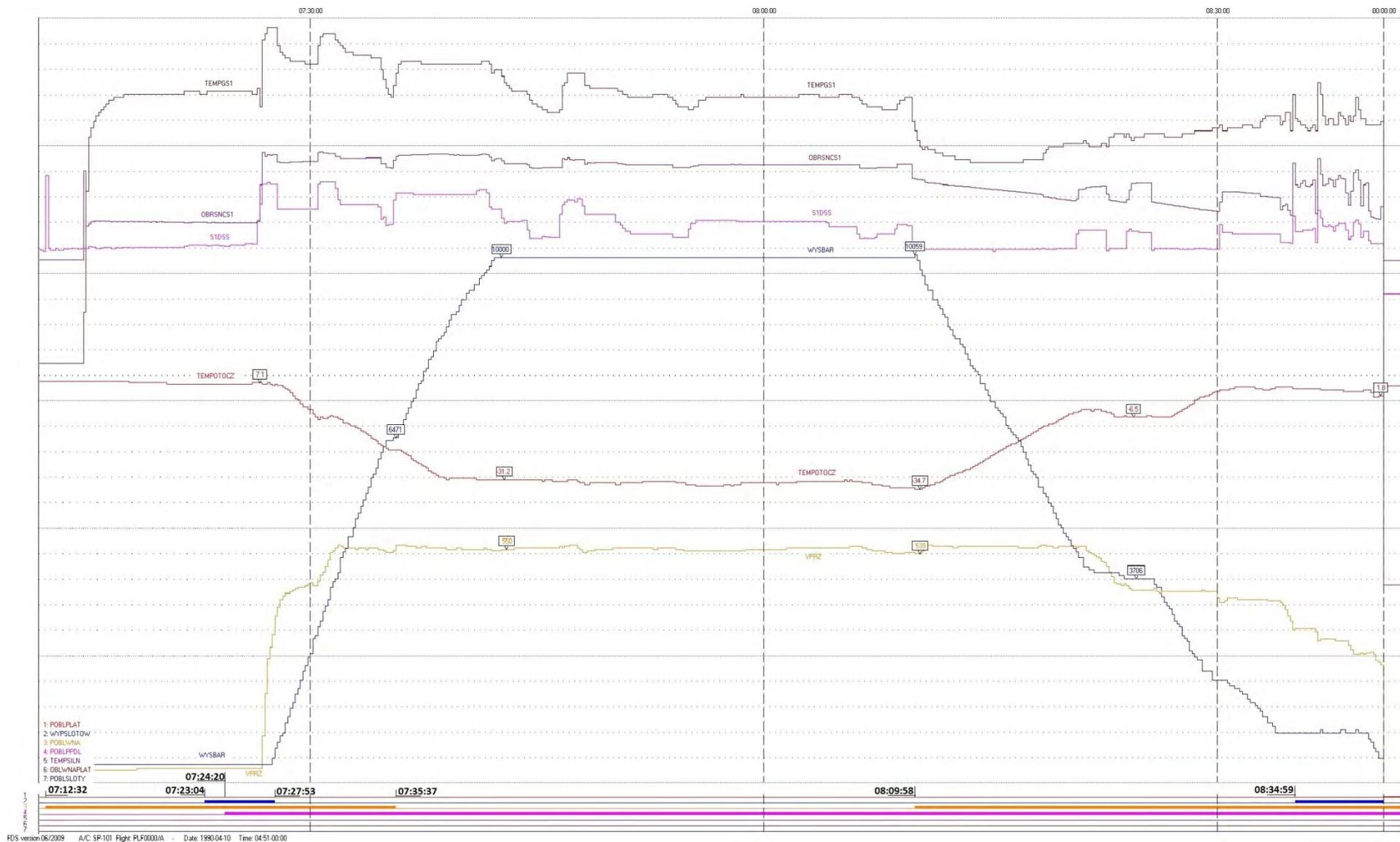


Рис. 24. Запись работы системы противообледенения

Выводы:

- 1) Система противообледенения предкрылков не включалась на протяжении всего полета.
- 2) Система противообледенения воздухозаборников ВНА (WNA) была включена с 07:12:32 непосредственно перед запуском двигателей и работала без перерыва до момента отключения в 07:35:37 во время набора на высоте 6471 м. Остальная фаза набора высоты, а также весь полет на высоте 10 000 м реализован был без включенной системы. Второй раз включение наступило в 08:09:58 на высоте 10 000 м непосредственно перед началом снижения на посадку и система была включена до момента происшествия.
- 3) Система обогрева ПВД первого пилота была включена в 07:24:20 перед стартом и осталась включенной до момента происшествия.
- 4) Во время полета 10.04.2010 г. система противообледенения функционировала в соответствии с техническими условиями. Сигналы обледенения не были зарегистрированы регистратором.

3.6. Анализ работы электрической системы

На самолете встречаются следующие системы электропитания:

- главная система электропитания трехфазным переменным током с напряжением 115/200 В и постоянной частотой 400 Гц

Источниками питания для данной системы являются три генератора типа GT40PCz6 установленные по одному на каждом двигателе. При выключении генератора вручную или автоматически регистрируется сигнал отключения данного генератора от сети (G1NIESPR, G2NIESPR, G3NIESPR). Неисправность системы сигнализируется также в случае отсутствия питания левой шины НПК от генератора № 1 или правой шины НПК от генератора № 3 (NPKP3SIEC1, NPKL1SIEC3). В таких случаях система автоматически переключается на питание со второго генератора, что сигнализируется на панели щитка приборов – Рис. 24, а также регистрируется регистратором. Аварийным источником для главной системы питания является агрегат ТА-6А. При включении агрегата регистрируется сигнал - STARTWSU;

- вторичная система электропитания переменным током с напряжением 36 В и постоянной частотой 400 Гц

Источниками питания системы являются два трансформатора типа ТС330СО4Б

(TS330SO4B) питаемых от главной системы электропитания трехфазным переменным током. Питание преобразователей происходит от левой и правой шины НПК. Во время аварии одного из трансформаторов сеть поврежденного трансформатора автоматически или ручным способом переключается на исправный трансформатор.

Во время нормальной работы левая шина напряжения 36 В питается от трансформатора № 1. В аварийных условиях к шине автоматически подключается преобразователь ПТС-250 (PTS-250) № 2, который является аварийным источником питания для данной системы. Аналогично питается правая шина от трансформатора № 2, а в аварийных условиях от преобразователя ПТС-250 (PTS-250) № 1, кроме того, данный преобразователь служит для питания авиагоризонта АГР (AGR) в нормальных условиях его эксплуатации;

- Вторичная система электропитания постоянным током с напряжением 27 В

Система состоит из двух сетей: левой и правой. Источниками питания служат выпрямители ВУ-6Б (WU-6B) № 1 для левой сети и № 2 для правой сети. В системе установлен резервный выпрямитель, который в случае повреждения автоматически подключается к левой или правой сети вместо поврежденного ВУ. Выпрямители ВУ-6Б питаются от соответствующих шин главного питания 115/200В. Аварийный источник питания для данной системы состоит из четырех бортовых аккумуляторов. Регистратор регистрирует как аналоговый сигнал значение напряжения на левой шине 27В, а также как дискретный сигнал наличие напряжения 27В на правой шине.

Работа электрической сети самолета ТУ-154М анализируется системой МСРП с помощью следующих параметров:

Табл. 4. Аналоговые параметры электрической сети

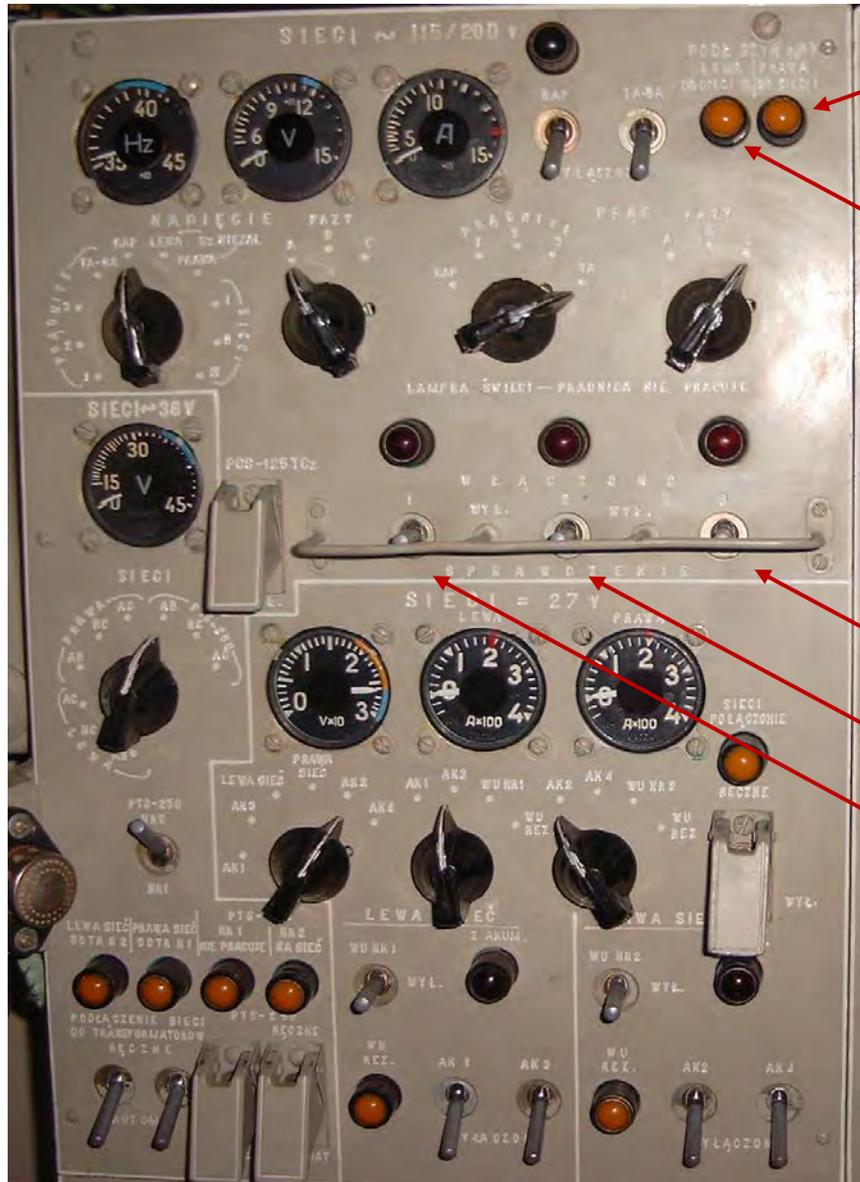
№ п/п	Описание	Мнемоник
1	Напряжение в сети 27 В – регистрируется значение напряжения на правом пульте АЗС (AZS) системы питания 27В	ТАВPL27V

Таблица 5. Дискретные параметры электрической сети

№ п/п	Описание	Мнемоник
1	Переключение питания шины НПК ⁹ правой сети на сеть № 1	NPKP3SIEC1
2	Переключение питания шины НПК левой сети на сеть № 3	NPKL1SIEC3
3	Отключение генератора № 3 от сети	G3NIESPR
4	Отключение генератора № 2 от сети	G2NIESPR
5	Отключение генератора № 1 от сети	G1NIESPR
6	Присутствие напряжения 27 В на левом пульте АЗС ¹⁰	TABLAZS27V
7	Напряжение 36 В на шине преобразователя ПТС-250 № 1	SZYNAWA36V
8	Напряжение 36 В на левой шине (преобразователя ПТС-250 № 2)	LSIEC36V
9	Напряжение 36 В на правой шине	SIECPR36V

⁹ НПК – Навигационно Пилотажный Комплекс

¹⁰ АЗС – Автомат Защиты Сети



Сигнализация питания шины НПК правой сети на сеть № 1 (NPKP3SIEC1)

Сигнализация переключения питания шины НПК левой сети на сеть № 3

Отключение генератора № 3 от сети (G3NIESPR)

Отключение генератора № 2 от сети (G2NIESPR)

Отключение генератора № 1 от сети (G1NIESPR)

Рис. 25. Панель управления электроэнергетической системой самолета ТУ-154М (бортовой инженер)

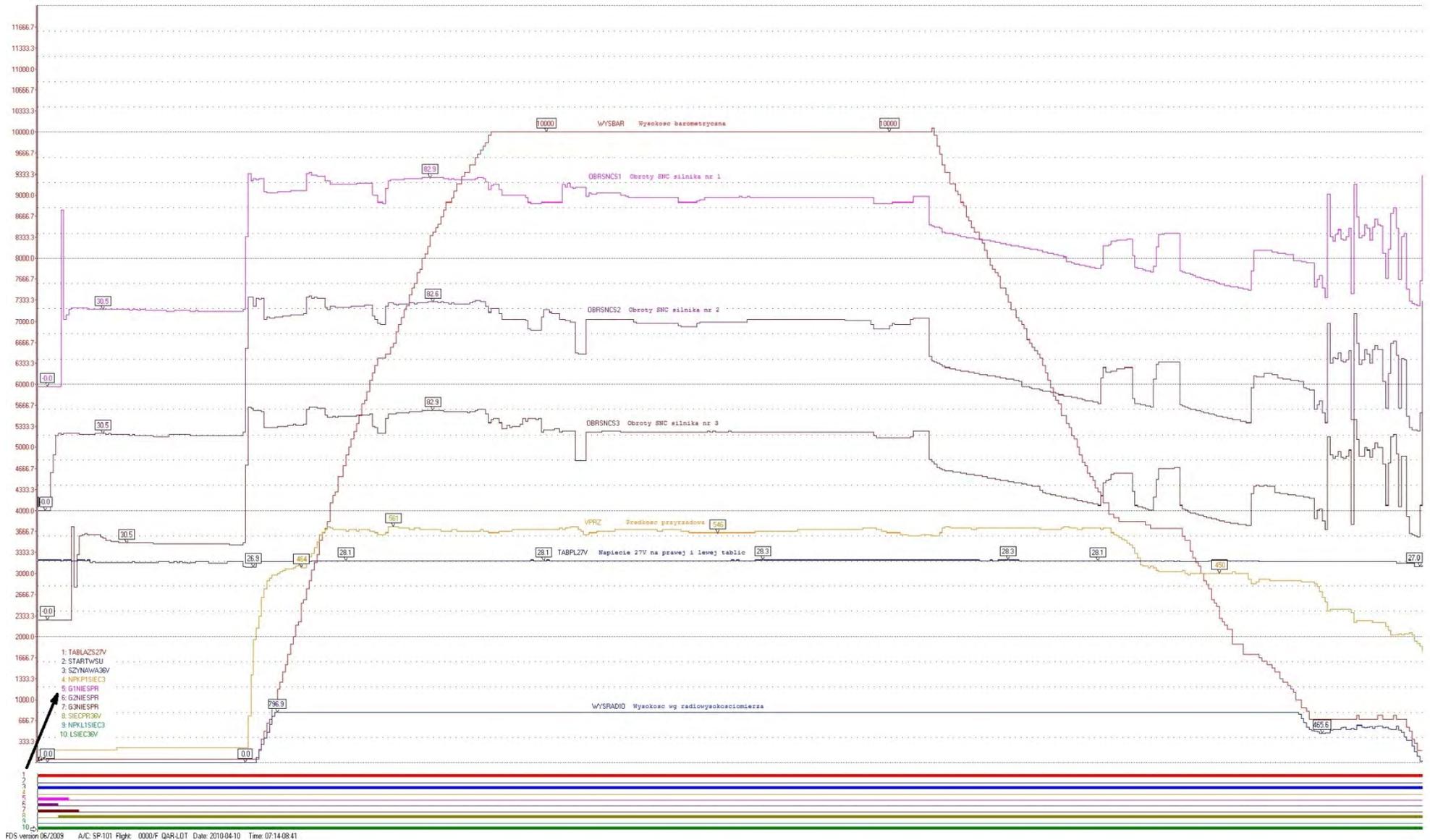


Рис. 26 Изменение параметров полета для электрической системы

Выводы:

- 1) Во время полета 10.04.2010 г. генераторы, питающие главную систему электропитания трехфазным переменным током с напряжением 115/200 В и постоянной частотой 400 Гц, были подключены к сети непосредственно после запуска каждого из двигателей по порядку: двигатель № 2 - генератор № 2, двигатель № 1 - генератор № 1, двигатель № 3 - генератор № 3. Во время полета не появились сигналы, свидетельствующие об автоматическом или ручном отключении какого-либо из генераторов от сети, что свидетельствует, что система питалась в соответствии с техническими условиями в течение всего полета.
- 2) Во время полета сигналы, свидетельствующие об изменении конфигурации питания левой, а также правой шины НПК, не появились.
- 3) Шины в течение всего полета питались в соответствии с техническими условиями.
- 4) Во время всего полета не появились сигналы, свидетельствующие о запуске аварийного источника питания установки ТА-6А.
- 5) Во время всего полета не появились сигналы свидетельствующие, о неправильном функционировании системы питания с напряжением 36 В, а также отсутствовали сигналы, свидетельствующие об автоматическом или ручном запуске аварийных источников питания для данной системы.
- 6) Во время полета сигналы, свидетельствующие о неисправности системы электропитания постоянным током с напряжением 27 В, не появились; напряжение на правой шине находилось в диапазоне, указанном в ТУ, не появился сигнал отсутствия напряжения на левой шине.

3.7. Исправность бортовых приборов на основании анализа записи выбранных параметров полета

Система МСРП не позволяет произвести анализ действия бортовых приборов на расширенном уровне. Это является эффектом в значительной степени ограниченного набора параметров, регистрируемых данной системой.

Табл. 6. Аналоговые параметры

№ п/п	Параметр	Диапазон измерения		Мнемоник
		от	до	
1.	Угол крена с левого ПКП (РКР)	-82,5 °	+82,5°	КРЕН (PRZECHYL)
2.	Гиромагнитный курс	0	360°	KURSMAGN
3.	Угол тангажа с МГВ № 3	-83°	83°	ТАНГАЖ (POCHYLENIE)
4.	Угол крена с правого ПКП (РКР)	-82,5°	+82,5°	РКППRZECH

Табл. 7. Дискретные параметры (двухпозиционные)

№ п/п	Параметр	Мнемоник
1	Готовность левого авиагоризонта - сигнализация исправности авиагоризонта, отсутствие сигнала свидетельствует о появлении красного флажка АГ на указателе ПКП-1 левой панели приборов.	SPRHORL
2	Готовность правого авиагоризонта - сигнализация исправности авиагоризонта, отсутствие сигнала свидетельствует о появлении красного флажка АГ на указателе ПКП-1 правой панели приборов.	SPRHORP
3	Исправность РВ № 1 – сигнал, генерируемый системой внутреннего контроля радиовысотомера	SPRRW5NR1
4	Исправность РВ № 2 – сигнал, генерируемый системой внутреннего контроля радиовысотомера	SPRRW5NR2
5	Отсутствие контроля авиагоризонтов – свидетельствует об отсутствии электропитания или неисправности блока контроля крена БКК-18. Признаками является появление сигнализации ОТСУТСТВИЕ КОНТРОЛЯ. АГ („BRAK KONTR. AG”) на пульте приборов I и II пилота или появление флажков АГ на обоих указателях ПКП-1	AGBEZKONTR
6	Повреждение гировертикали МГВ № 1 – сигнал, свидетельствующий о неисправности гировертикали	USTERMGW1

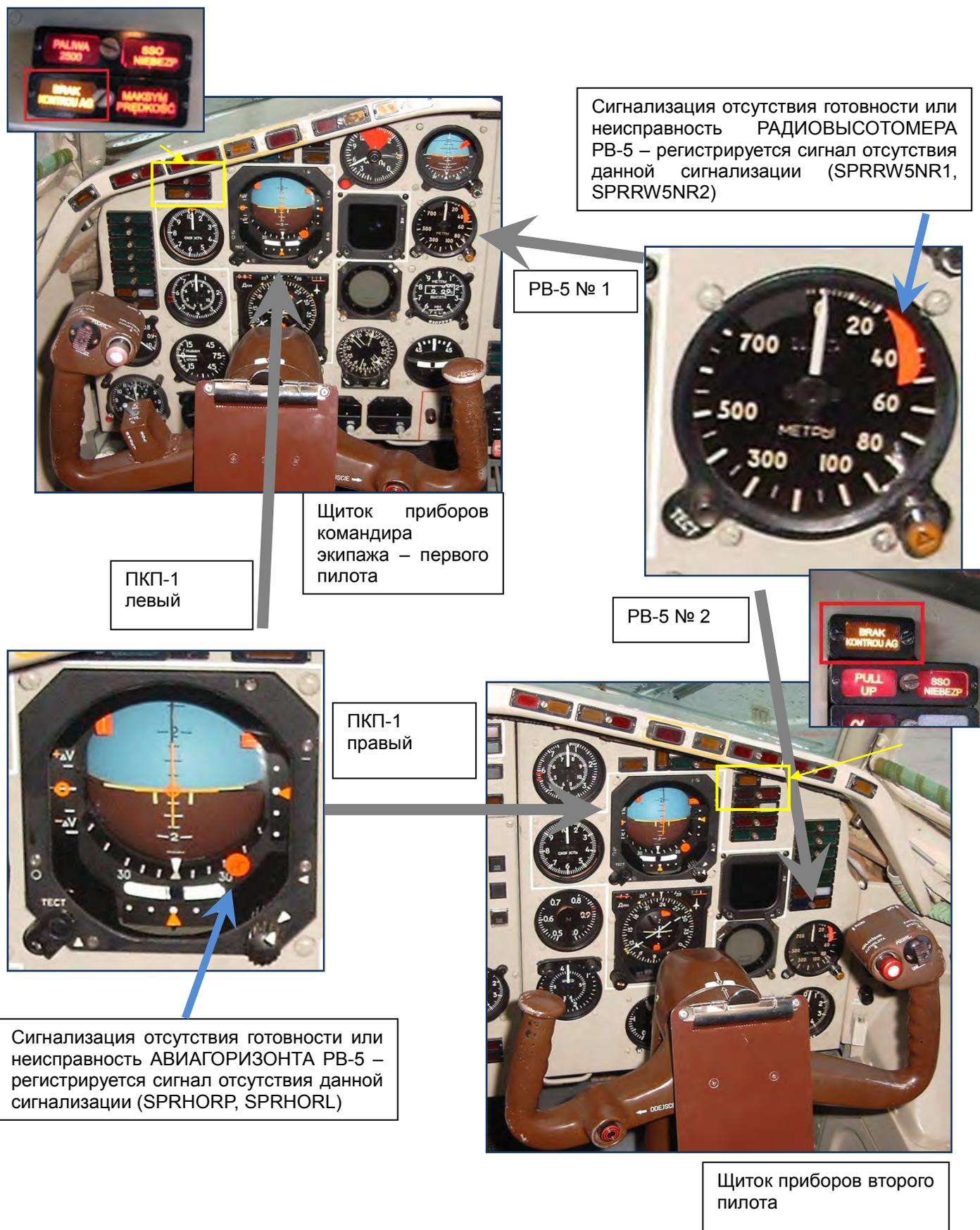


Рис. 27. Сигнализация отсутствия готовности или неисправность АВИАГОРИЗОНТА а также отсутствия готовности или неисправность РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-5 на правой и левой щитке приборов, а также сигнализация ОТСУТСТВИЕ КОНТРОЛЯ АГ

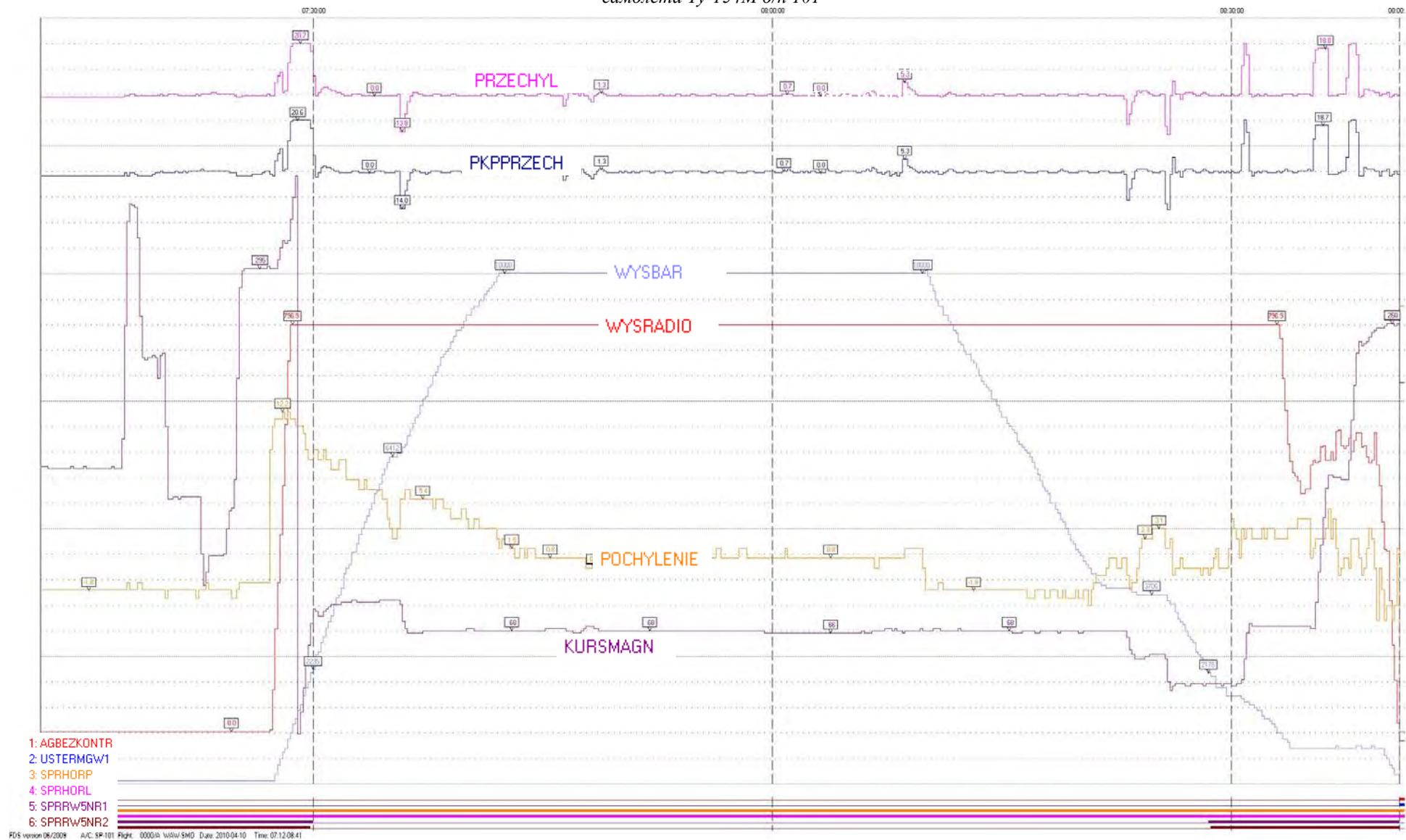


Рис. 28. Изменение параметров полета для выбранных бортовых приборов

Выводы:

- 1) Во время всего полета отсутствовали сигналы, свидетельствующие о неисправности авиагоризонтов на левой и правом щитке приборов, а также отсутствовал сигнал неисправности контрольной гиросвертикали МГВ № 1.
- 2) Во время всего полета сигналы, свидетельствующие о неисправности радиовысотомера РВ-5 на левом и правом щитке приборов, не появились.
- 3) Во время всего полета не появились сигналы, свидетельствующие о неисправности блока контроля крена БКК-18.
- 4) Во время всего полета разница показаний угла крена на указателях ПКП-1 на левом и ПКП-1 на правом щитке приборов не указывала на неисправность или неправильное действие индикаторов.
- 5) Во время всего полета показания углов наклона, а также курса носили характер непрерывный без скачкообразных изменений и показаний, которые могли бы свидетельствовать о неисправности передатчиков указанных сигналов.
- 6) Изменения всех параметров достоверно показывает положение самолета относительно геометрических осей.

4. Использование воздушного судна пилотом в полете, во время которого произошло авиационное происшествие

Анализ проведен на основании записи самописца параметров полета АТМ-QAR, в сравнении с эксплуатационными ограничениями, содержащимися в „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации Книга 1, 2”, а также предписаниями, вытекающими из правил воздушного движения.

Для проведения анализа данных было использовано программное обеспечение FDS (Flight Data Service), версии 6 и версии 8 фирмы АТМ (Advanced Technology Manufacturing). С помощью правил автоматического анализа АФРА (Automatic Flight Parameters Analysis) выполнена проверка параметров полета самолета с точки зрения превышения эксплуатационных норм и нарушения технических условий. Анализ выполнен для параметров, зарегистрированных самописцем с момента запуска двигателей, то есть в 7:12:00, до 8:41:04 времени АТМ-QAR.

Табл. 8. Результаты анализа AFPA проведенного на данных полета 10.04.2010 г

AFPA C5-1			
№ п/п	№ процедуры	Описание процедуры	Продолжительность, а также значения дополнительных параметров
1.	AL35A	Руления с выпущенным механизмом Рис. 28	Продолжительность: 07:23:04-07:23:07 POZKLAP: 4 WYPSLOTOW: 1
2.	AL35A	Руления с выпущенным механизмом Рис. 28	Продолжительность: 07:24:53-07:25:17 POZKLAP: 28 WYPSLOTOW: 1
3.	AL29A	Убирание закрылков с 28 ниже $V_p < 330$ км/ч Рис. 28	Продолжительность: 7:27:29-07:27:30 VPRZ: 327 POZKLAP: 27
4.	AL09A	Убирание закрылков при $V_p < 410$ км/ч Рис. 28	Продолжительность: 7:27:45-07:27:46 POZKLAP: 0 VPRZ: 389
5.	AL31A	полет с $V > 460$ км/ч ниже FL100 /согл. ICAO/ Рис. 29	Продолжительность: 7:29:12-07:30:53 VPRZ: 493 WYSBAR: 3000 WYSRADIO: 796,9
08:40:59,375 – удар в дерево			
6.	AL19A	Сигнализация AUASP	Продолжительность: 8:41:00-08:41:01 SYGNAUASP: 1
7.	AL24A	Крен > 15 в процессе приземления	Продолжительность: 8:41:00-08:41:03 PKPPRZECH: -65,2 WYSRADIO: 15,6 PRZECHYL: -63,8 DUZEPRZECH: 1
8.	AL25A	Крен > 15 на высоте ≤ 250 м	Продолжительность: 8:41:00-08:41:03 PKPPRZECH: -65,2 WYSRADIO: 15,6 PRZECHYL: -63,8 DUZEPRZECH: 1
9.	AL26A	Крен > 30	Продолжительность: 8:41:01-08:41:03 PKPPRZECH: -65,2 WYSRADIO: 15,6 WYSBAR: 188 PRZECHYL: -63,8 DUZEPRZECH: 1

10.	AL27A	Сигнализация СИЛЬНЫЙ КРЕН	Продолжительность: 8:41:00-08:41:03 PRZECHYL: -16,9 PKPPRZECH: 22,0 WYSRADIO: 6,2 WYSBAR: 188 DUZEPRZECH: 1
11.	AL23A	Вертикальная перегрузка < 0,2 с механизацией крыльев	Продолжительность: 8:41:04-00:0:29 PRZECPION: 0,47 POZKLAP: 36 INTERCSR: 0 INTERCWEW: 0 WYPSLOTOW: 1
AFPA C5-2 ОТСУТСТВИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕВЫШЕНИЙ			
AFPA C5-3			
№ п/п	№ процедуры	Описание процедуры	Продолжительность, а также значения дополнительных параметров
12.	AT30	Сигн. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA Рис. 32	Продолжительность: 8:40:06-08:40:11 VPRZ: 306 WYSBAR: 562 WYSRADIO: 356,2 PH1VZBLIZ: 1
13.	AT30	Сигн. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA Рис. 32	Продолжительность: 8:40:31-08:41:01 VPRZ: 288 WYSBAR: 375 WYSRADIO: 218,8 PH1VZBLIZ: 1
08:40:59,375 – удар в дерево			
14.	AT30	Сигн. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA	Продолжительность: 8:41:02-23:4:11 VPRZ: 263 WYSBAR: 188 WYSRADIO: 37,5 PH1VZBLIZ: 1
15.	AT37	Сигнализация НЕИСПРАВНОСТЬ РВ-5 № 1	Продолжительность: 8:41:02-23:4:11 WYSRADIO: 18,8 WYSBAR: 188 SPRRW5NR1: 0 SPRRW5NR2: 1

Превышения, приведенные в п. 6-11, а также 14-15 (серый цвет в таблице выше) наступили после начала процесса разрушения, как последствия столкновения самолета с деревом диаметром около 30-40 см.

Конфигурация самолета во время взлета, а также во время посадки представлена на

Рис. 30 и Рис. 31. Из данных, представленных на графиках, следует, что самолет во всех фазах полета имел конфигурацию в соответствии с Руководством по летной эксплуатации самолета ТУ-154.

На основании записи регистратора разговоров в кабине МАРС-БМ определено, что выпуск фар наступил во время реализации карты на посадку в 8:39:23 при скорости самолета 303 км/ч – в соответствии с техническими условиями.

Все приведенные в п. 1-5 и в 12-13 нарушения не было вызваны неправильным функционированием воздушного судна, а были результатом неправильной эксплуатации самолета экипажем.

Во время анализа не установлено наличие сигнализации состояний аварийных систем, а также неисправности приборов. Характер протекания всех параметров не указывает на неправильное функционирование агрегатов, систем, а также устройств на самолете во время всего полета до момента столкновения левым крылом самолета с деревом диаметром около 30-40см.

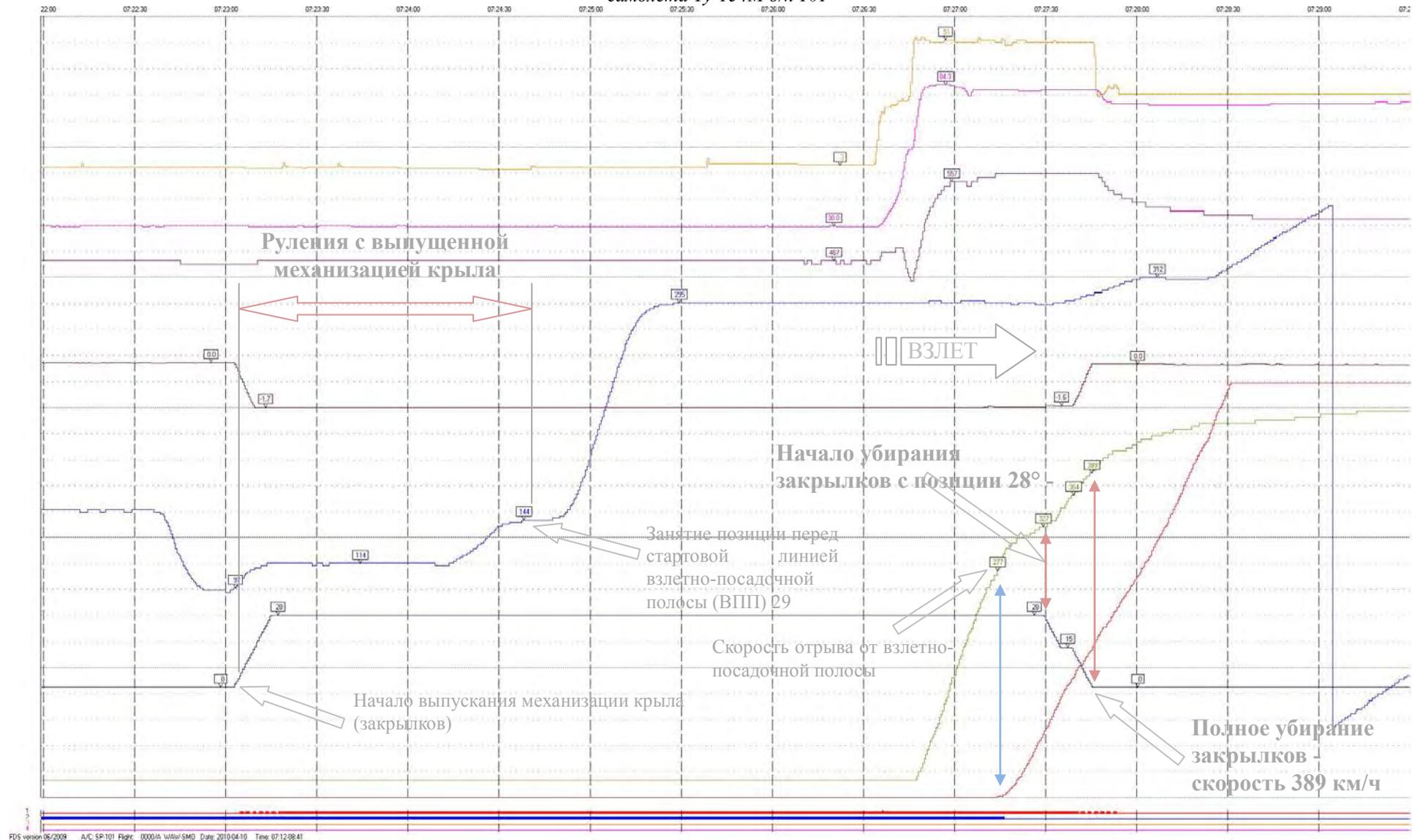


Рис. 29. Выбранные параметры фазы руления и взлета

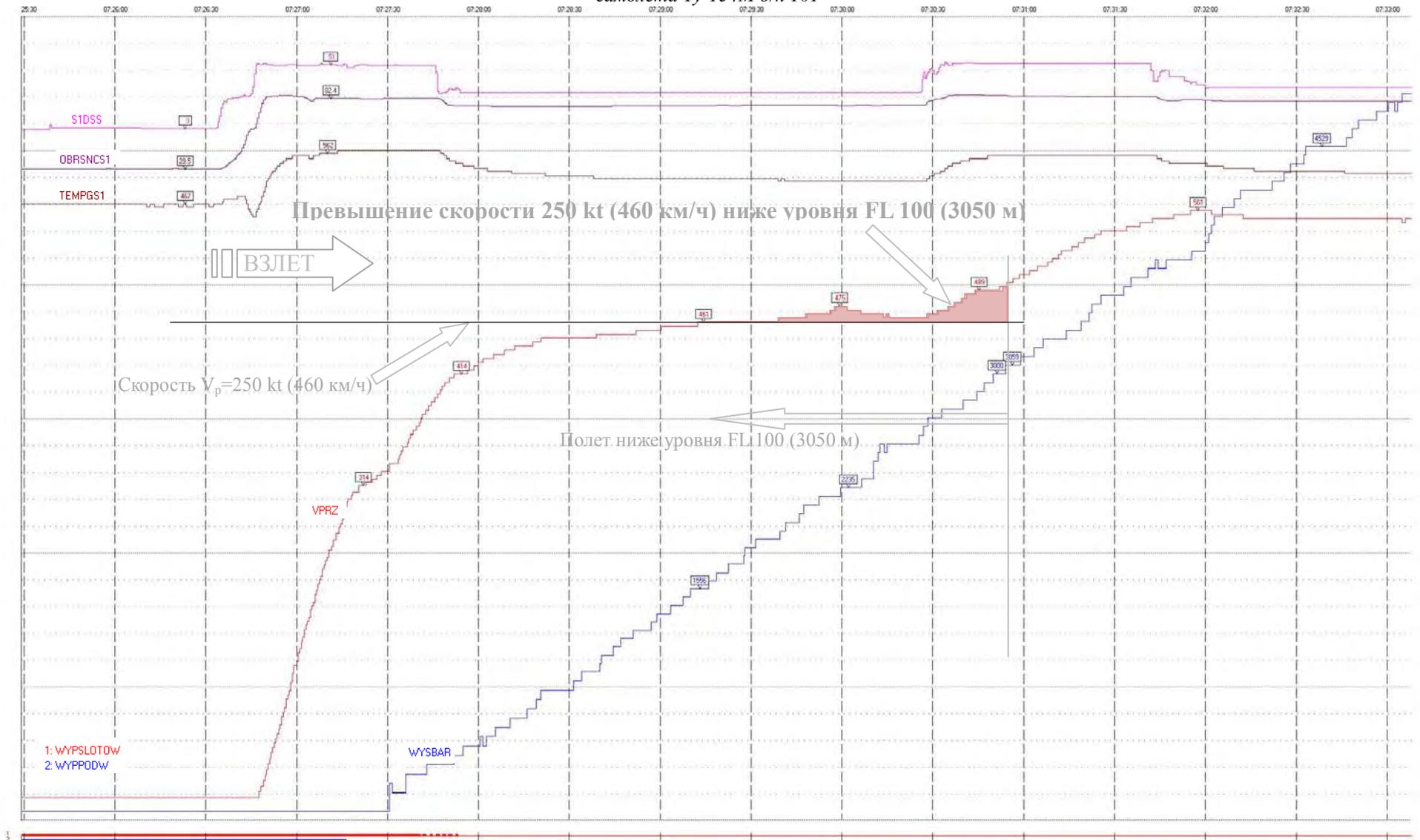


Рис. 30. Превышение скорости 250 kt (460 км/ч) во время полета ниже уровня FL 100 (3050 м)

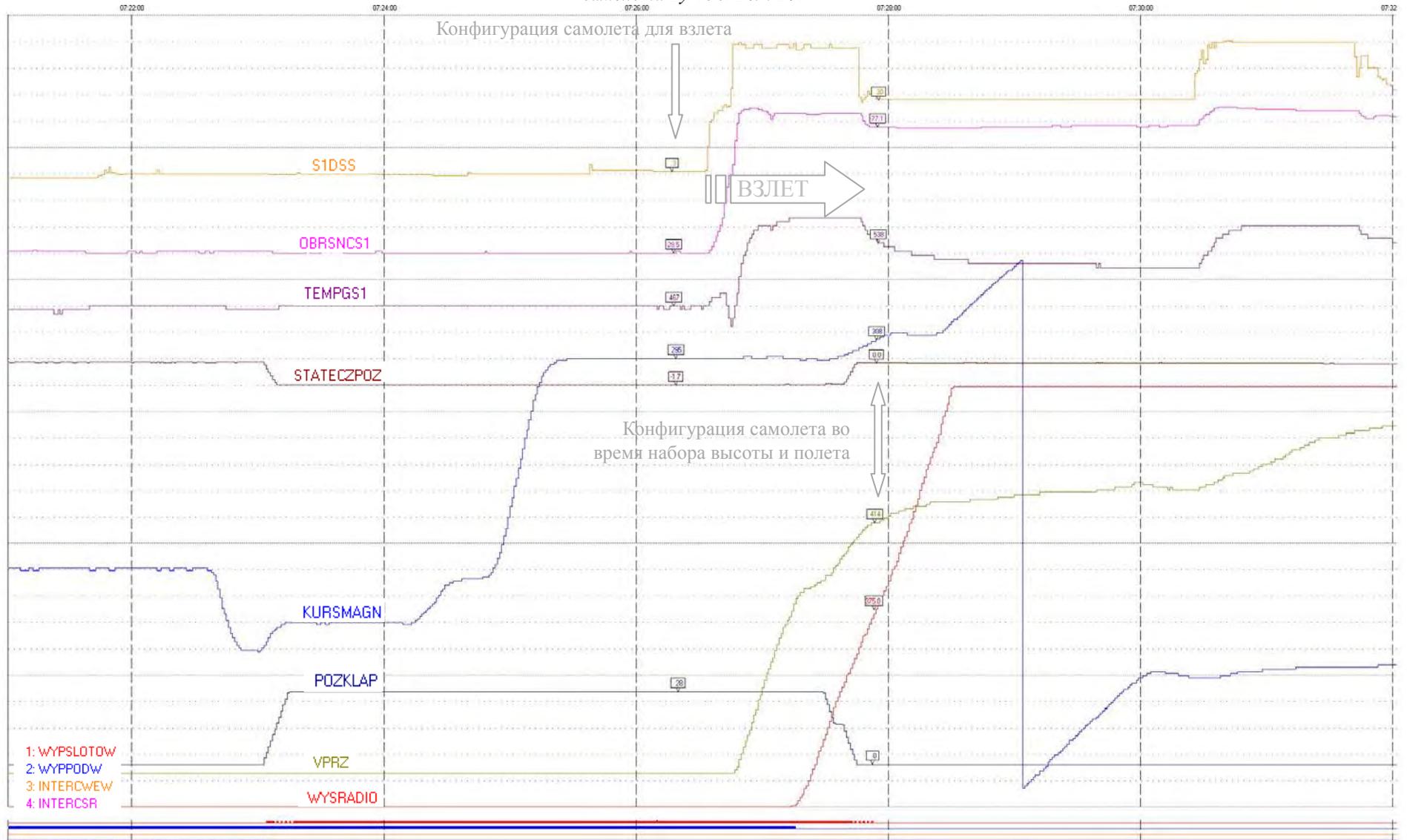


Рис. 31. Конфигурация самолета во время взлета, набора высоты и полета

Окончательный отчет Приложение №2 Описание и анализ работы бортовых систем
самолета Ту-154М б/н 101

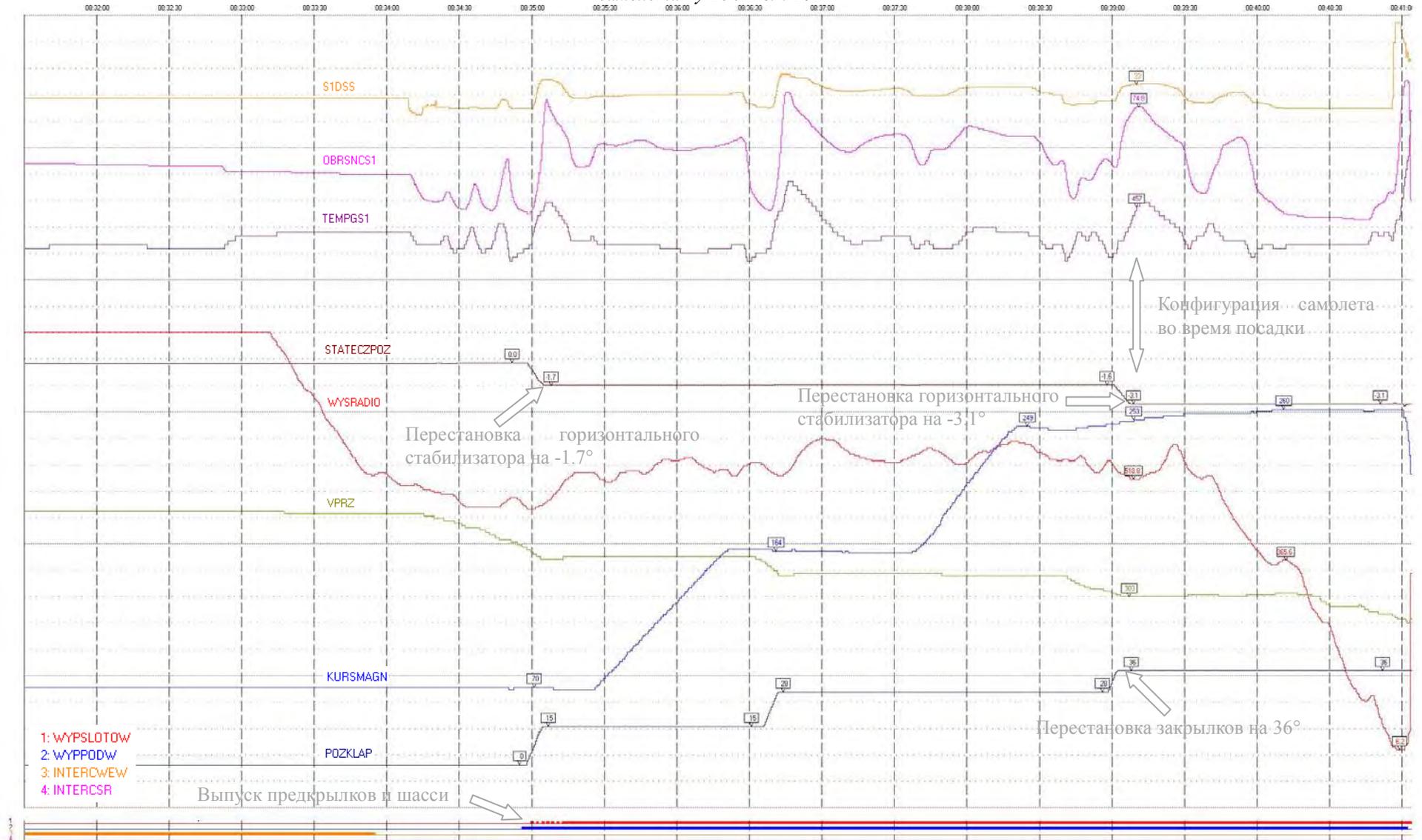


Рис. 32. Конфигурация самолета во время посадки

Окончательный отчет Приложение №2 Описание и анализ работы бортовых систем
самолета Ту-154М б/н 101

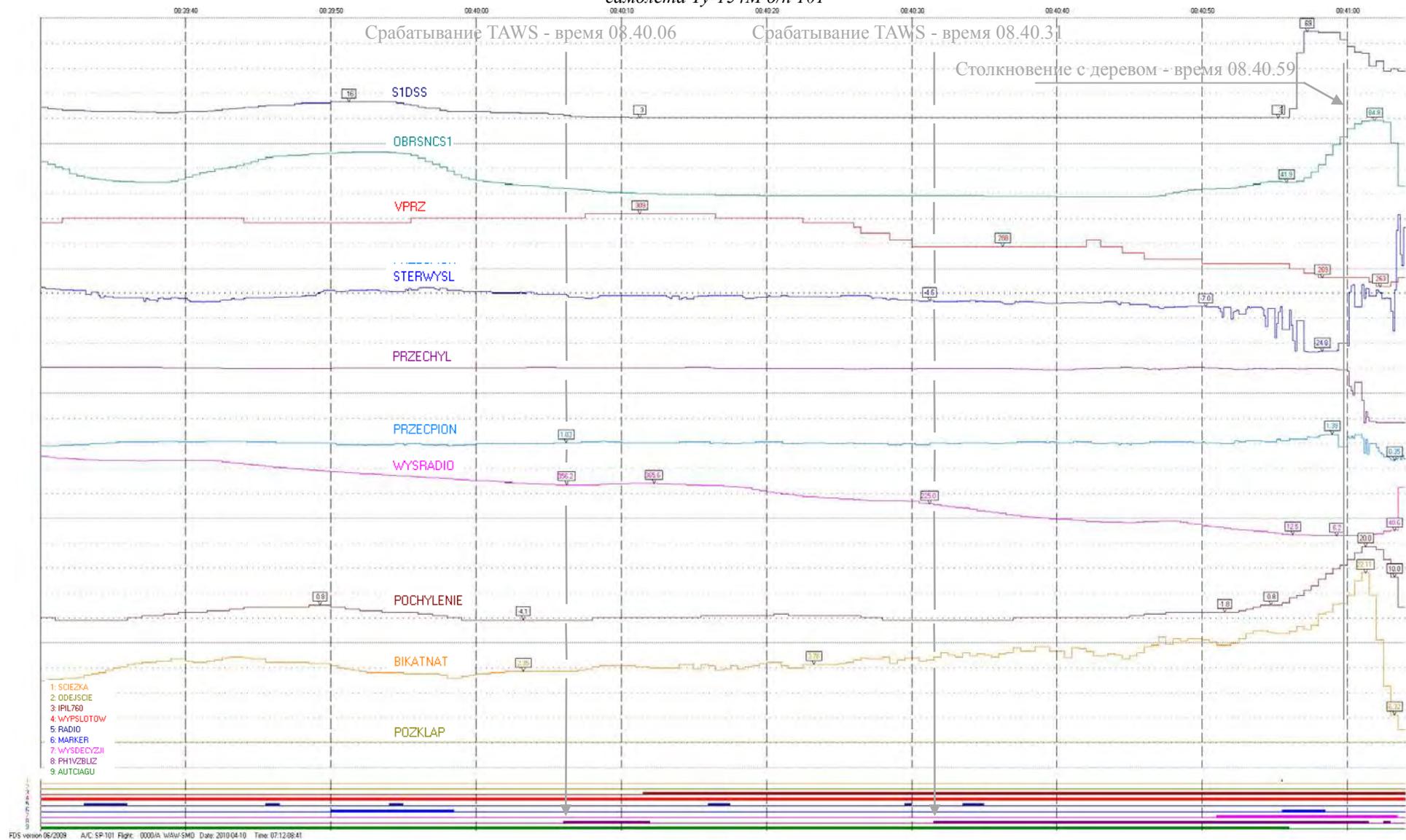


Рис. 33. Срабатывание сигнала ТАWS (параметр PH1/VZBLIZ)

Выводы:

- 1) На протяжении всего полета 10.04.2010 г. до момента столкновения самолета с деревом диаметром 30-40 см отсутствовали сигналы, свидетельствующие о неисправности какой-либо системы, устройства или элемента самолета, контролируемого системой МСРП, а также АТМ-QAR
- 2) Во время полета произошли следующие нарушения в эксплуатации самолета экипажем в процессе пилотирования:
 - a) руление с выпущенной механизацией крыла (продолжительность около 1 мин. 35 сек);
 - b) убирание закрылков с позиции 28° ниже приборной скорости $V_p < 330$ км/ч ($V_p = 317$ км/ч)
 - c) полное убирание закрылков при приборной скорости ниже $V_p < 410$ км/ч ($V_p = 389$ км/ч);
 - d) полет с приборной скоростью выше $V_p > 250$ kt (460 км/ч) на высоте ниже FL100 (3050 м);
 - e) двукратное появление сигнала опасного приближения самолета к земле, генерируемого устройством TAWS.
- 3) Нарушения, приведенные в п. 2 пп. a-d, не имели причинной связи с произошедшим позднее происшествием (детальное описание в пилотажной части).
- 4) Нарушения, приведенные в п. 2 пп. e, были подтверждены в процессе анализа устройства TAWS.

5. Выводы экспертизы бортовых регистраторов самолета ТУ-154М

- 1) Система регистрации МСРП работала 10.04.2010 г. в течение 3 ч. 48 мин и 29 сек с момента его включения в 4:52:35 до его деструкции во время происшествия в 8.41.04 (время МСРП).
- 2) Запись данных на всем протяжении времени регистрации была непрерывна и достоверна, а число ошибок регистрации находилось ниже допустимого уровня, определенного производителем системы.
- 3) Сравнение данных системы МСРП (накопители МЛП-14-5, а также КБН-1-1) и данных самописца АТМ-QAR однозначно указывает на то, что записи всех три регистраторов являются записями данного полета.
- 4) Общее время записи регистратора голоса МАРС-БМ составляет 38 мин 14 сек и продолжалось с 8:02:53,5 до 8:41:07,5 (время МАРС-БМ).
- 5) Из анализа параметров, зарегистрированных системой МСРП, самописцем АТМ-QAR, а также регистратора разговоров МАРС-БМ, следует, что время МСРП/АТМ-QAR

запаздывает на 3,425 сек относительно времени МАРС-БМ. Для дальнейшего анализа принято запаздывание 3 сек.

- 6) На протяжении всего полета¹¹ до момента столкновения самолета с деревом диаметром 30-40 см отсутствовали сигналы, свидетельствующие о неисправности какой-либо системы, устройства или элемента самолета, контролируемого системой МСРП, а также АТМ-QAR.
- 7) Анализируя запись регистратора параметров полета АТМ-QAR, не удалось обнаружить факты, подтверждающие неправильное функционирование системы автоматического управления АБСУ. Выдвижения тяг исполнительных механизмов, преобразующих положение рулей высоты, элеронов и руля направления были подвижны и не достигали крайних положений.
- 8) Во время анализа работы электроэнергетической системы самолета не подтверждено наличие сигналов, свидетельствующих о неисправности любого из источников первичного, а также вторичного питания. Системы, а также устройства на самолете питались в соответствии с их техническими условиями во время всего полета.
- 9) Во время всего полета система противообледенения оборудования действовала в соответствии с техническими условиями; во время всего полета отсутствовали зарегистрированные регистратором сигналы обледенения.
- 10) Во время всего полета, сигналы, свидетельствующие о неисправности авиагоризонтов и радиовысотомеров на левом и правом щитке приборов, не появились. Изменения всех параметров достоверно показывает положение самолета относительно геометрических осей.
- 11) Нарушения в эксплуатации самолета экипажем во время полета не имели причинной связи с произошедшим позднее происшествием.
- 12) Анализ записей параметров полета, а также разговоров в кабине экипажа не подтвердил возможность неправильного функционирования навигационных систем, вызванных воздействием неизвестных источников радиации, в том числе сотовых телефонов.

¹¹ Весь полет от момента запуска двигателей перед полетом до момента столкновения самолета с деревом диаметром 30-40 см

КОНФИГУРАЦИЯ САМОЛЕТА В МОМЕНТ ПРОИСШЕСТВИЯ

Во время последнего ремонта самолета Ту-154М № 101 (90А837) не была изменена конфигурация его интерьера, заключающаяся в изменении расположения - расстановки диванов и кресел в отдельных салонах, а тем самым не изменилось количество перевозимых пассажиров. На борту самолета находилось 18 рядов мест для сидения, обеспечивающих безопасную перевозку девяноста пассажиров. Подробная информация находится в инструкции „Самолет Ту-154М – Руководство по загрузке и центровке дополнение – к Руководству по загрузке и центровке самолетов Ту-154М борт. (зав.) б/н 101 (90А837) и б/н 102 (90А862) Спецотряда Польской Республики в вариантах компоновок «Салон» на 90 и 89 пассажирских мест”. Выше указанная инструкция не предусматривает изменения конфигурации интерьера самолета.

6 апреля 2010 года по поручению Начальника Летной Техники 36-го специального полка транспортной авиации приказано изменить конфигурацию интерьера самолета с 90 на 100 пассажирских мест (рис. 1). Изменения касались третьего салона. Согласно действующей документации в той части самолета должны находиться четыре двухместных дивана в два ряда и два стола между ними. Вместо демонтированных элементов интерьера установлено три ряда по шесть одноместных сидений (по три с левой и правой стороны самолета). Эти изменения увеличили число мест для сидения в третьем салоне с 8 до 18. Увеличение общего количества мест с 90 на 100 повлияло на изменение балансировки самолета.

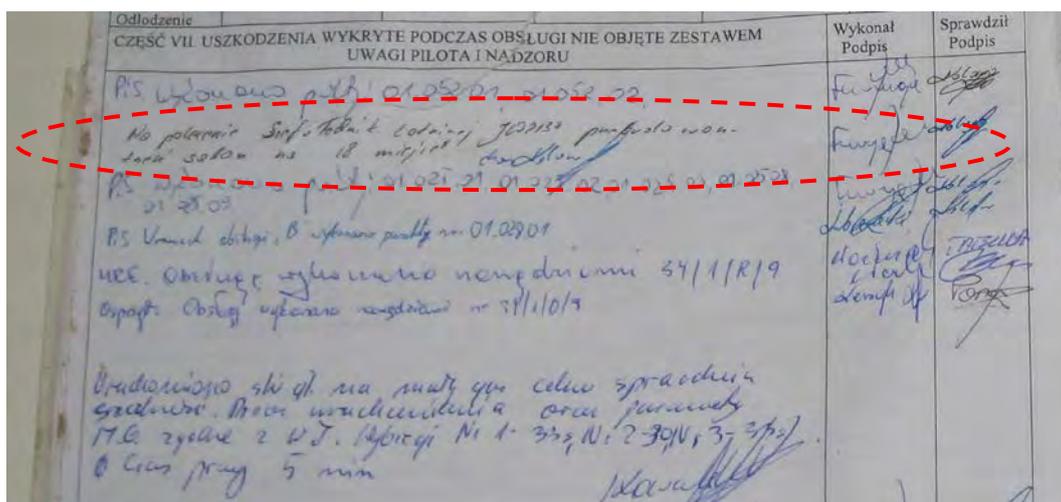


Рис.1. Запись в «Книге обслуживания воздушного судна Ту-154М б/н 101 (90А837)» о выполнении перестройки третьего салона с 8 на 18 мест произведена 06.04.2010г.

На рис.2 графически представлены изменения, которые были проведены на борту самолета Ту-154М б/н 101 (90А837).



Рис.2. Вид пассажирского отсека самолета Ту-154М б/н 101 (90А837):

- а) утвержденный и допущенный производителем;
- б) после осуществления этого изменения в 36-м специальном полку транспортной авиации 06.04.2010 г.

В кабине пилотов находилось пять мест для сидения (рис.3) Во время рейсового полета 10.04.2010г. в кабине пилотов должно находиться только четверо членов экипажа, т.е.:

- капитан воздушного судна (капитан);
- второй пилот;
- штурман;
- бортехник (инженер);

Размещение кресел отдельных членов экипажа в кабине пилотов представлено на рис. 3.

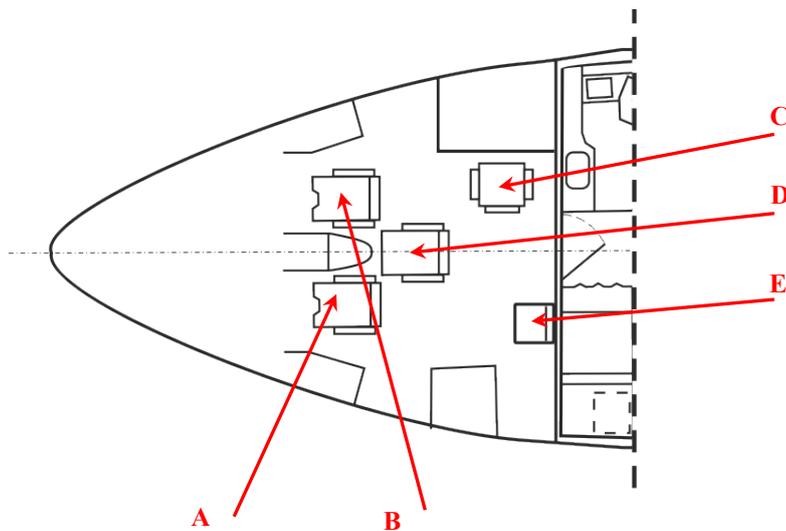


Рис.3. Размещение кресел отдельных членов экипажа в кабине пилотов:

- A - капитана воздушного судна (капитана);
- B - второго пилота;
- C - бортехника (инженера);
- D - штурмана;
- E - инструктора (только во время учебных полетов).

На рисунке 4 представлен вид кабины пилотов, а также наиболее важных приборов и пультов во время последней фазы полета. Капитан воздушного судна имел в поле зрения три прибора, показывающие барометрическую высоту:

- а) система аэрметрических данных ВБЕ-СВС, которая показывала высоту в [м] либо [фт];
- б) Высотомер УВО-15М1В из комплекта СВС-ПН-15-4Б, указывающий высоту в [м];
- с) Высотомер/вариометр KAV-485, указывающий высоту в [фт];

а также указатель радиовысотомера А-034-4, указывающий высоту в [м].

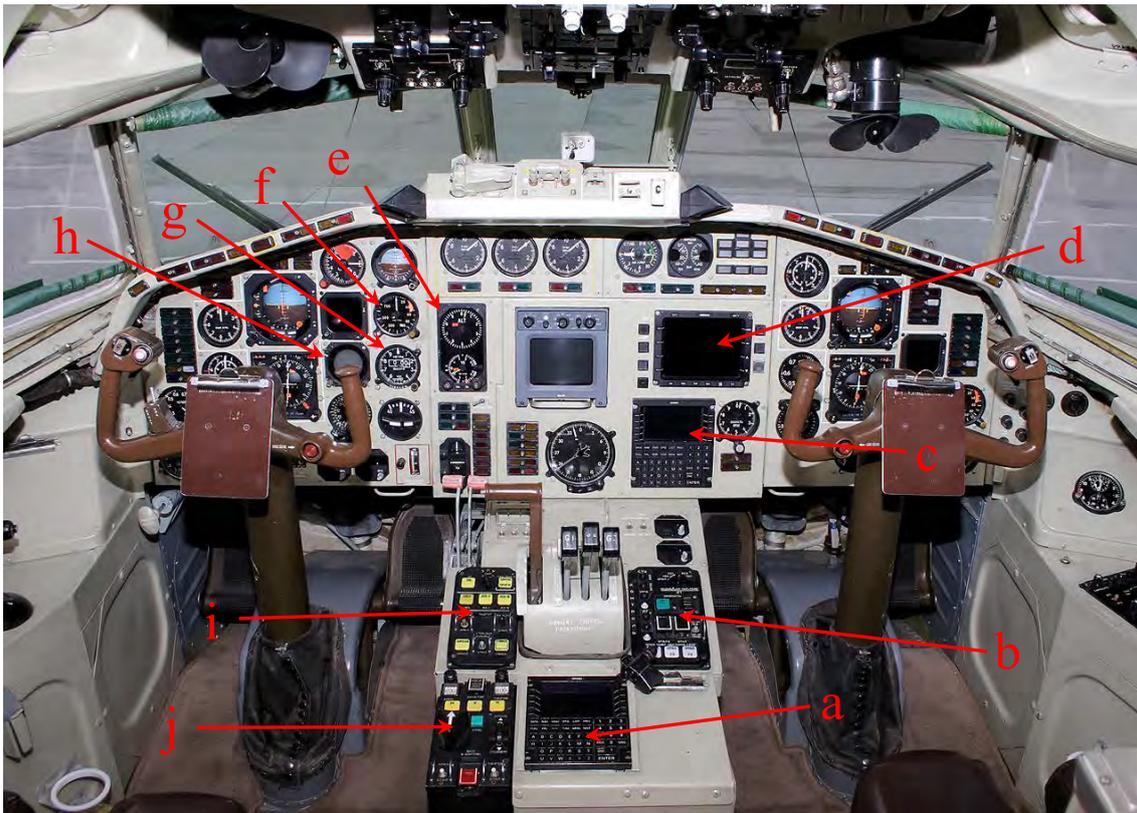


Рис.4. Щиток приборов первого и второго пилота самолета Ту-154М б/н 101:

- a – UNS-1D – панель компьютера управления полетом (FMS);
- b – ПН-6– панель управления автоматом тяги;
- c – UNS-1D – панель компьютера управления полетом (FMS);
- d – MFD-640 – многофункциональный указатель;
- e – KAV-485 – высотомер/вариометр (показания в [фт]);
- f – А-034-4 – указатель радиовысотомера (показания в [м]);
- g – UWO-15 M1B – высотомер из комплекта СВС-ПН-15-4Б (показания в [м]);
- h – ВВЕ-СВС – система аэротрических данных капитана воздушного судна ([м] lub [фт]);
- i – ПН-5 – пульт навигации АБСУ ;
- j – ПУ-46 – пульт управления АБСУ.

В момент столкновения (контакта) с первым наземным препятствием (верхушкой березы в районе ближнего радиомаяка) самолет Ту-154М б/н 101 находился в конфигурации, которая представлена на рис. 5.

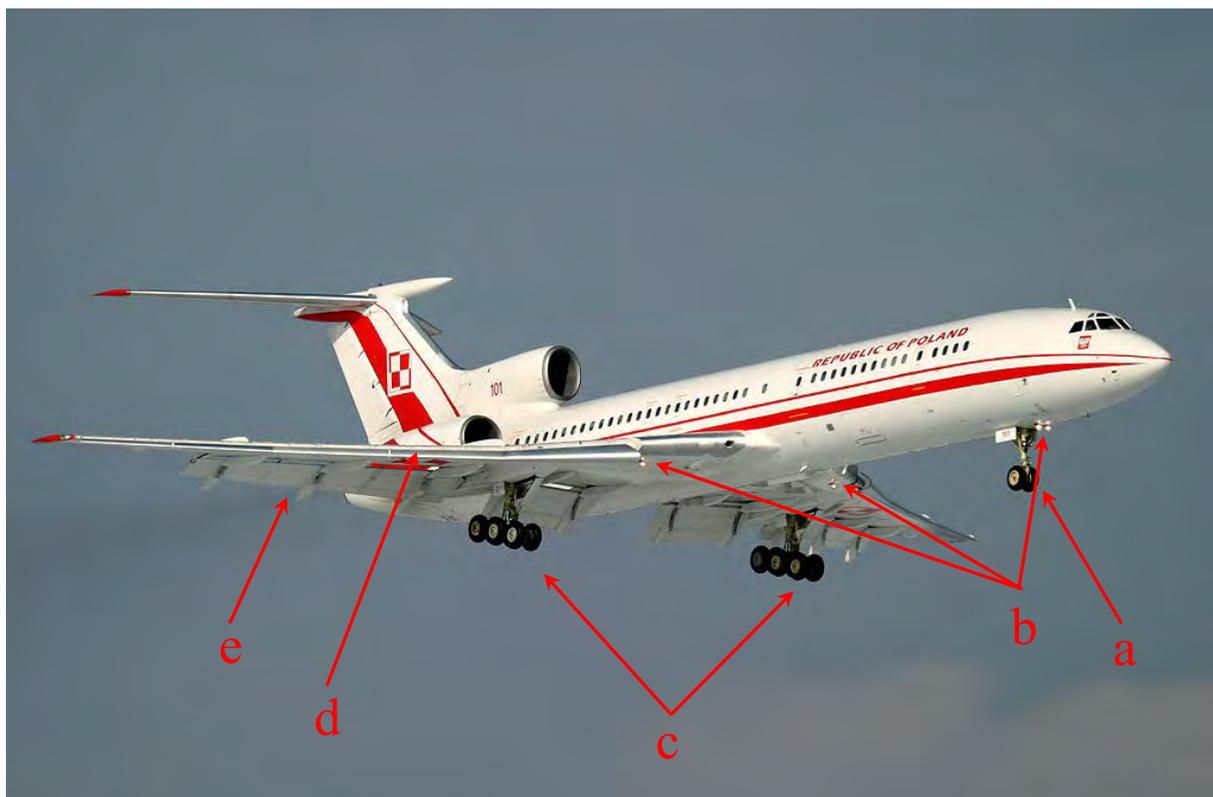
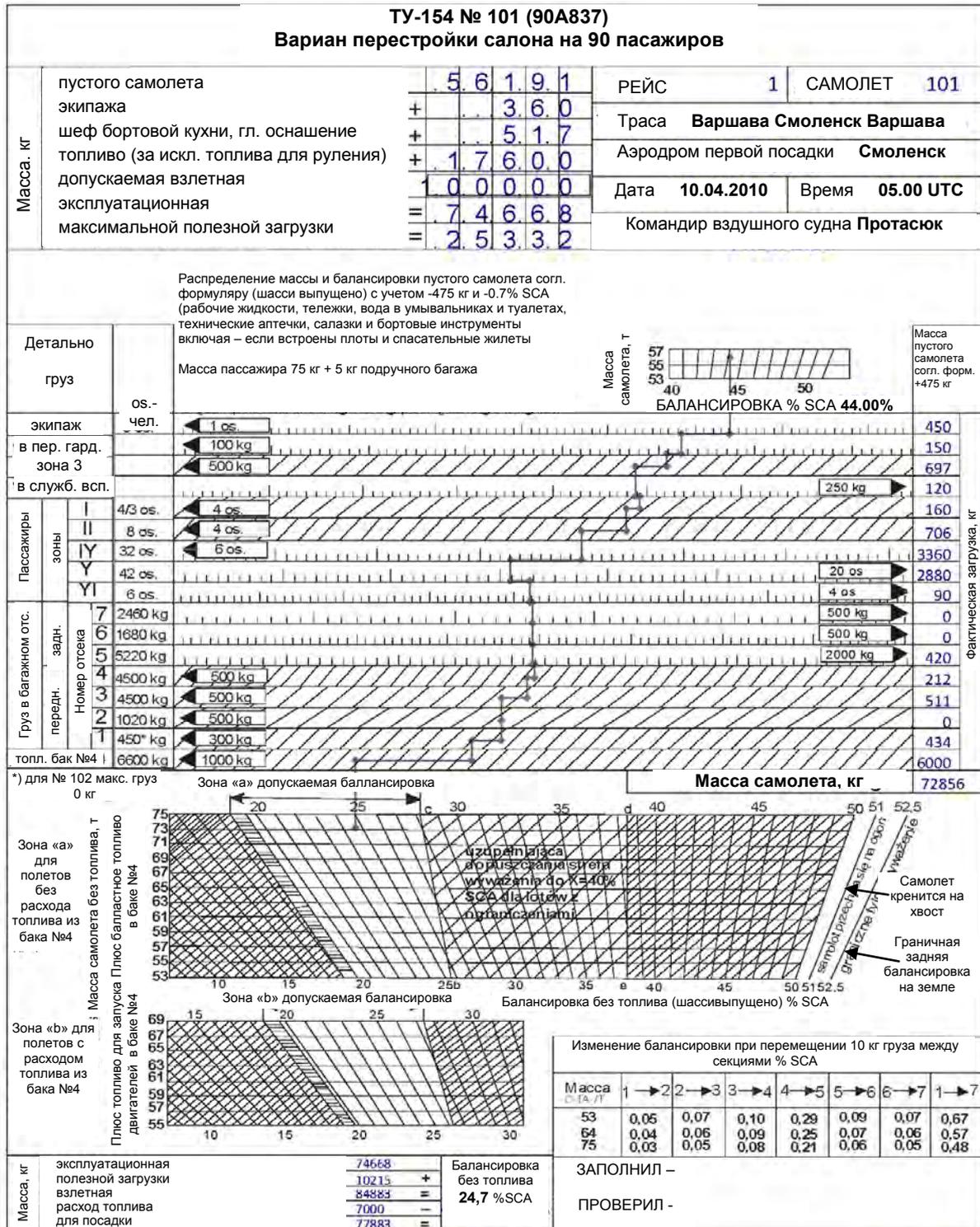


Рис. 5. Самолет Ту-154М б/н 101 в посадочной конфигурации. Об этом свидетельствуют выпущенные:
a – переднее шасси;
b – фары;
c – главное шасси;
d – предкрылки;
e – закрылки.

Осмотр и экспертиза, произведенная на месте происшествия, а также подробный анализ параметров полетов, а также разговоров членов экипажа подтвердили, что самолет Ту-15М б/н 101 во время контакта с первым наземным препятствием – верхушкой березы в районе ближнего радиомаяка – во время дальнейшего полета и в момент происшествия находился в посадочной конфигурации. В таб. 1 представлено расположение разных элементов самолета, которые однозначно подтверждают, что самолет находился в этой конфигурации.

В момент взлета самолета с аэродрома ВАРШАВА-ОКЕНЦЕ в его баках находилось 17 600 кг топлива (согласно записи самописца АТМ QAR), в том числе 6000 кг в баке № 4 (балластном). Масса самолета вычислена на основании данных от 10.04.2010 г. на 05.00 часов UTC равнялась **84 883 кг**. Расположение центра тяжести самолета составляло **24,7% – центральное (рис. 6)**.



Допускаемая передняя балансировка перед взлетом – 21 %, посадки – 18 %

Старт 27,8 % SCA

Допускаемая задняя балансировка перед взлетом – 32 %, посадки – 32 %

Посадка 26,8 % SCA

Рис. 6. Карта балансировки самолета Ту-154М б/н 101 выполнена для данных, соответствующих полету от 10.04.2010 г.

№ п/ п	Описание	Параметры	Подтверждение установок - включение на основании		Рисунок	Примечания
			Время согл. UTC [QAR]	Связи [MARS-BM]		
1	Выпускание закрылок	36°	06:39:01,5 - 06:39:05,5	2 пилот и штурман 06:39:01,0 и 06:39:07,0	7	Ранее (согласно MARS 06:36:44,5) были выпущены под углом 28°
2	Положение предкрылок	выпущены	06:35:15,5		6	Штурман говорит о "механизации крыльев" с 06:39:09,5 до 06:39:12,0.
3	Стабилизатор	-3°	06:39:04 - 06:39:10		13	Нераспознанный голос 6:39:15,0
4	Загрузатели	полетные отключены	Нерегистрируемый параметр	капитан 6:39:18,5		
5	Интерцепторы	спрятаны	6:33:58,5	капитан 6:39:20,0	9	
6	фары	выпущены, включены	Нерегистрируемый параметр	капитан 6:39:23,5	8	
7	Шасси	выпущено	06:34:59	штурман 6:39:26,0	10, 11, 12	
8	Вентиляторы колес	включены	Нерегистрируемый параметр	инженер 6:39:27,5		
9	Управление передним колесом	10°	Нерегистрируемый параметр	капитан 6:39:30,5		

№ п/п	Описание	Параметры	Подтверждение установок - включение на основании		Рисунок	Примечания
			Время согл. UTC [QAR]	Связи [MARS-BM]		
10	Подтверждение окончания карты "посадка"		–	штурман 6:39:32,0		
Другие установки систем самолета в момент происшествия						
1	Автоматическая стабилизация в продольном канале	включена	5:28:11,5			Отключена движением штурвальной установки 06:40:58 согласно QAR
2	Автоматическая стабилизация в поперечном канале	включена	5:28:11,5			Отключена поворотом штурвала в 06:41:03,5 согласно QAR
3	Автомат тяги	включен	6:34:20,5			Отключен движением DSS вперед 6:40:59 согласно QAR
4	Сигнал маркера (ДПРМ)	активный	6:39:53 - 6:40:01,5			
5	Сигнал маркера (БПРМ)	активный	6:40:58,5 - 6:41:01,5			
6	Противообледенительная система воздухозаборников двигателей	включена	6:10:01,5			Включена в момент начала снижения перед посадкой

Таб. 1. Размещение отдельных элементов и механизмов самолета Ту-15М б/н 101, свидетельствующее о его посадочной конфигурации

В момент происшествия в баках самолета находилось **10 600** кг топлива, что подтверждено записью самописца QAR, а также расчетами, выполненными на основании документов (книжка обслуживания, журнал заправок). Полная масса самолета в это время составляла около **77 883** кг (рассчитано на основании списка пассажиров, веса багажа, а также остатка топлива - рис. 6). До момента окончательного столкновения самолета с землей, шасси, закрылки, предкрылки, стабилизатор, а также фары находились в "посадочной" позиции – такой как перед столкновением с первой березой в районе ближнего радиомаяка.

Снижение и заход на посадку было выполнено при включенной автоматической бортовой системе управления самолетом. Были выбраны следующие режимы его работы:

- автоматическая стабилизация и управление в канале тангажа;
- автоматическая стабилизация и управление в канале крена;
- автоматическая стабилизация и управление приборной скоростью самолета с использованием автомата тяги двигателей.

Система автоматического управления удерживала (стабилизировала) текущий угол тангажа и курс самолета путем изменения положения руля высоты и элеронов. Заданная скорость полета поддерживалась изменением тяги двигателей. У пилота была возможность управлять самолетом при помощи ручек на пульте ПУ-46 - изменяя значение заданного угла тангажа и крена (изменение курса).

Представленные ниже рисунки однозначно подтверждают размещение отдельных элементов самолета на месте происшествия.



Рис. 7. Выпущенные предкрылки левого и правого крыла самолета



Рис. 8. Выпущены закрылки



Рис. 9. Выпущены передние фары



Рис. 10. Спрятаны интерцепторы



Рис. 11. Выпущена передняя стойка шасси



Рис. 12. Выпущена правая стойка главного шасси



Рис. 13. Выпущена левая стойка главного шасси



Рис. 14. Стабилизатор установлен на угол -3°

Однозначно установлено, что самолет Ту-154М б/н 101 (90А837) в момент происшествия находился в посадочной конфигурации. Неправильная конфигурация интерьера самолета, заключающаяся в изменении числа пассажирских мест, не имела влияния на произошедшее позднее происшествие.

ГЕОМЕТРИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ САМОЛЕТА

1. Расположение органов управления и показания приборов самолета Ту-154М б/н 101 на основании анализа записи параметров полета и разговоров с момента срабатывания радиовысотомера.



Рис. 1. Маршрут полета самолета и характерные пункты:

- 1 - Срабатывание радиовысотомера (РВ);
- 2 - Береза на территории ближнего приводного радиомаяка (БПРМ);
- 3 - Мачта ближнего приводного радиомаяка (БПРМ);
- 4 - Береза – место отделения окончания левого крыла;
- 5 - Уменьшение оборота штурвала – окончание попытки поддержания полета без крена;
- 6 - Окончание записи на самописце QAR;
- 7 - Первое место столкновения самолета с землей.

Для определения геометрии столкновения самолета Ту-154М б/н 101 проанализировано семь пунктов (рис. 1), в которых комиссия выделила около 30 параметров, характеризующих положение (размещение) отдельных элементов самолета, включая и его конфигурацию, а также реакцию экипажа в данных фазах полета. Установленные факты в отношении положения органов управления и выбранных параметров полета представлены в таб. 1.

Окончательный отчет. Приложение № 4. Геометрия столкновения самолета.

Пункт	Параметр	Время согл. UTC	Удаление от торца ВПП	Угол тангажа	Угол атаки	Угол крена	Приборная скорость	Радиовысота	Наклон колонки штурвала	Отклонение левого руля высоты	Отклонение правого руля высоты	Поворот штурвала	Отклонение правого элерона	Положение педалей	Отклонение руля направления	Положение ДСС двигателя № 1	Положение ДСС двигателя № 2	Положение ДСС двигателя № 3	Температура двигателя № 1	Температура двигателя № 2	Температура двигателя № 3	Обороты SNC двигателя № 1	Обороты SNC двигателя № 2	Обороты SNC двигателя № 3	Боковая перегрузка	Нормальная перегрузка	Гиromaгнитный курс	Стабилизация в продольном канале	Стабилизация в поперечном канале	Автомат тяги
–	–	GG:MM:SS	м	deg	deg	deg	км/ч;	м	deg	deg	deg	deg	deg	-	deg	deg	deg	deg	°C	°C	°C	%	%	%	g	g	deg	–	–	–
1	Срабатывание радиовысотомера (РВ);	6:40:54,0	1538	-1,8	7,58	0,7	277	65,6	-4,0	-7	-6,5	0	-0,6	0	-1	3	7	6	424	414	419	38,1	35,2	40,5	0,01	1,03	260	включена	включена	включен
2	Береза при БПРМ	6:40:59,5	1099	3,1	10,32	0,0	274	12,5	-5,8	-14	-9,2	-2	-2,7	-2	-1,3	10	19	21	419	414	419	41,9	38,6	45,2	0	1,19	260	выключена	выключена	выключен
3	Ближний приводной радиомак (БПРМ)	6:41:00,0	1065	3,8	11,37	-0,6	274	9,4	-9,2	-13	-13	0	-1,9	-2	-1,9	53	57	64	429	424	424	42,9	39,5	45,7	0,03	1,19	260	выключена	выключена	выключен
4	Береза – отделение фрагмента левого крыла	6:41:02,8	855	12,8	15,78	-2,5	269	6,2	-9,6	-22	-26	-3	-3,1	-3	0	68	67	68	448	438	448	68,1	61,9	68,6	0,04	0,88	260	выключена	выключена	выключен
5	Уменьшение поворота штурвала – окончание попытки поддержания полета без крена	6:41:04,5	795	20	22,11	-90*	269	15,6	-5,3	1,6	1,7	-61	-19,4	9	7,1	52	51	47	490	467	490	84,3	79,8	82,9	-0,19	1,22	254	выключена	выключена	выключен
6	Окончание записи QAR	6:41:05,5	625	18,9	8,63	-120*	263	17	-4,5	-3,6	-1,2	-9	-7,6	-17	3,7	46	47	33	510	486	500	84,8	83,5	83,8	-0,8	0,56	246	выключена	выключена	выключен
7	столкновение с землей	6:41:07,5	535	-6*	-10*	-150*	260*	0	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	240*	выключена	выключена	выключен

Таб. 1. Параметры полета самолета Ту-154М б/н 101, а также значения параметров, идентифицирующие положение его органов управления в семи характерных пунктах (* расчетный параметр)

2. Положения самолета в пространстве от ближнего приводного радиомаяка до момента контакта с землей, определенные на основании следов столкновения с наземными препятствиями



Рис. 2. Наземные препятствия и места контакта с землей:

- 1 - Первая срезанная береза;
- 2 - Группа молодых берез;
- 3 - Группа молодых берез;
- 4 - Березки и молодые тополя;
- 5 - Береза – отделение фрагмента левого крыла;
- 6 - Деревья с диаметром ствола около 10 см;
- 7 - Линия электропередачи;
- 8 - Ели;
- 9 - Береза;
- 10 - Одиночная ель;
- 11 - Тополь;
- 12 - Тополь;
- 13 - Середина группы деревьев на западной стороне дороги на Минск;
- 14 - След на земле от левого крыла;
- 15 - След на земле от левого руля высоты и киля.

Для определения геометрии столкновения самолета Ту-154М б/н 101 с землей проанализировано 13 препятствий (рис. 2), которые стали предметом анализа положения самолета в момент контакта с ними, где комиссия установила положения самолета в отдельных пунктах. Данные, относящиеся к идентификации положения отдельных наземных препятствий и следов на земле, содержатся в Окончательном отчете (раздел 1.12 Сведения об обломках самолета). Установленные факты, касающиеся положения самолета от ближнего приводного радиомаяка до места происшествия, представлены в таблице 2.

Пункт	Наземные препятствия и места контакта с землей	Высота местности	Понижение рельефа местности относительно торца ВПП	Удаление от торца ВПП	Отклонение от оси полосы	Высота среза наземных препятствий	Угол тангажа самолета	Угол крена самолета	Высота самолета по отношению к земле	Высота самолета по отношению к торцу ВПП
1	Первая береза	239	-15	1099	-39	10	3,1	0	10	-5
2	Группа молодых берез	246	-8	932	-59	4	11,1	0	4	-4
3	Группа молодых берез	246	-8	919	-54	4	11,9	0	4	-4
4	Березки и молодые тополя	247	-7	901	-64	4	12,5	-0,6	4	-3
5	Береза – отделение фрагмента левого крыла	250	-4	855	-63	5	12,8	-2,5	5,1	1,1
6	Деревья с диаметром ствола до 15 см	253	-1	808	-57	9	15,6	-16	7	6
7	Линия электропередачи	253	-1	777	-59	7	16,8	-35	-	-
8	Ели	254	0	729	-64	13	20,0	-50	16	16
9	Береза	254	0	709	-68	13	21,0	-65	19	19
10	Одиночная ель	256	+2	691	-71	8	20,0	-90	18	20
11	Тополь	257	+3	671	-68	13	19,0	-120	18	21
12	Тополь	257	+3	640	-76	13	18,9	-120	17	20
13	Группа деревьев	255	+1	616	-82	10	15,6	-130	17	18
14	След на земле от левого крыла	253	-1	518	-93	-	-6	-150	0	-1
15	След на земле от левого руля высоты и киля	253	-1	535	-105	-	-6	-150	0	-1

Таб. 2. Параметры полета самолета Ту-154М б/н 101 (90А837), характеризующие его положение во время контакта с наземными препятствиями, а также места соприкосновения с землей.

3. Анализ положения самолета в момент соприкосновения с наземными препятствиями, а также геометрия столкновения самолета Ту-154М б/н 101с землей.

Первым пунктом, который был проанализирован - это срабатывание радиовысотомера А0344 (рис.1). Самолет тогда находился на расстоянии около **1538 м** до торца стартовой полосы, а его снижение и заход на посадку выполнялись при включенной автоматической бортовой системе управления самолетом АБСУ. Были выбраны следующие режимы его работы:

- автоматическая стабилизация и управление в канале тангажа;
- автоматическая стабилизация и управление в канале крена;
- автоматическая стабилизация и управление приборной скоростью самолета с использованием автомата тяги двигателей.

Система автоматического управления удерживала (стабилизировала) текущий угол тангажа и крена самолета путем изменения положения руля высоты и элеронов. Заданная скорость полета поддерживалась изменением тяги двигателей. У пилота была возможность управлять самолетом, изменяя при помощи ручек на пульте ПУ-46 значение заданного угла тангажа и курса. Около 4,5 сек. позднее, при перемещении штурвальной колонки был выключен канал тангажа АБСУ, одновременно переставляя ДСС всех трех двигателей во взлетный режим. Инерция самолета и рельеф местности были причиной дальнейшего снижения самолета в направлении земли. На расстоянии 1099 м от торца ВПП, в районе ближнего приводного радиомаяка (БПРМ), произошло первое столкновение (касание) самолета с наземным препятствием (рис. 3). Верхушка березы была срезана правым крылом, не вызывая повреждений самолета, влияющих на его способность к полету. В этот момент самолет находился около 10 м над землей. Крен самолета составлял 0° , а угол тангажа около $3,1^\circ$. В данный момент центр массы самолета находился около **5 м** ниже торца ВПП.



Рис. 3. Береза в районе ближнего приводного радиомаяка (п. 2- рис.1 и п. 1рис. 2) срезана кромкой правого крыла

На расстоянии **167 м** и **180 м** от места первого контакта с наземным препятствием произошли очередные столкновения с деревьями и кустарниками (рис.4). Это были группы молодых берез, а также тополей, которые были сломаны на высоте около **4 м** ребром атаки - предкрылком левого крыла. Несмотря на то, что самолет уже начал медленно набирать высоту и находился **4 м** ниже торца ВПП, но, учитывая рельеф местности, его высота над землей уменьшилась с **10 м** в районе ближнего приводного радиомаяка до **4 м** в районе, покрытом молодыми деревьями и кустарником.



Рис. 4. Группа молодых березок (п. 3 рис. 2), срезанная кромкой крыла - предкрылком

После преодоления следующих **18 м** фюзеляж и крылья самолета столкнулись с деревьями с диаметром ствола около **10 см**. В этот момент положение крыльев было горизонтальное, а угол тангажа увеличился приблизительно до **12°** (рис. 5 и 6). Растущие там деревья и кустарники были срезаны на высоте **4 м**. В этом месте самолет находился около **3 м** ниже торца ВПП.



Рис. 5. Деревья (п. 4 рис. 2), поврежденные шасси и фюзеляжем самолета.



Рис. 6. Деревья (п. 4 рис. 2), поврежденные окончанием левого крыла самолета.

Эти столкновения были причиной появления вмятин на ребрах атаки крыльев (открытых предкрылках), а также деформации обшивки нижней поверхности крыльев и выдвинутых закрылков. Несмотря на появившиеся повреждения самолет сохранил способность к полету и увеличивал высоту.

На расстоянии **855 м** от торца взлетно-посадочной полосы произошло столкновение левого крыла с большой березой на высоте около **5,1 м** (рис. 6), которое привело к отделению большого фрагмента (около 6 м) левого крыла вместе с элероном. Центр тяжести самолета находился в данный момент около **1,1 м** выше торца взлетно-посадочной полосы, угол крена составлял около **-2,5°** (левый крен), а тангаж увеличился до **12,8°**.



Рис. 7. Береза (п. 4 рис.1 п.5 рис.2), поврежденная в результате удара левым крылом самолета.

Появившаяся в результате потери фрагмента левого крыла, неуравновешенность несущей силы невозможно было скорректировать отклонением элерона правого

крыла. Это явилось причиной крена самолета влево по отношению к продольной оси с одновременным изменением направления полета около $3,5^\circ$. Изменение направления полета было вызвано реакцией самолета на удар па его конструкции на расстоянии **10,8** м от вертикальной оси самолета. Тогда были разгерметизированы все (три) гидравлические системы.

После преодоления следующих **47** м самолет сталкивался на протяжении около 20 м с деревьями с диаметром ствола около 15 см (рис.8). Крен самолета в данный момент сильно возрос и составлял около -16° (влево).



Рис. 8. Деревья (п.6 рис.2), поврежденные крыльями и фюзеляжем самолета при крене около -16° (влево).

Поворот штурвала, а также отклонение педалей не обеспечили остановки крена самолета влево. При крене около -35° , после преодоления около **80** м от момента потери фрагмента левого крыла самолет пролетел над линией электропередач среднего напряжения, повреждая ее (рис.9). Не исключено, что линия электропередач была повреждена не непосредственно самолетом, а стволами деревьев, поломанными несколько метров ранее и перенесенными по направлению полета самолета.



Рис. 9. Оборванные провода линии электропередач (п.7 рис. 2)

После преодоления следующих **50 м** самолет увеличил крен до **-50°**. Далее на отрезке около 40 м самолет столкнулся с несколькими более крупными деревьями: елями и березами, переламывая их стволы (рис. 10), и увеличил крен до около **-90°**. Эти столкновения вызвали обширные повреждения ребра атаки крыльев и множественные повреждения поверхности и ребра атаки руля высоты и направления.

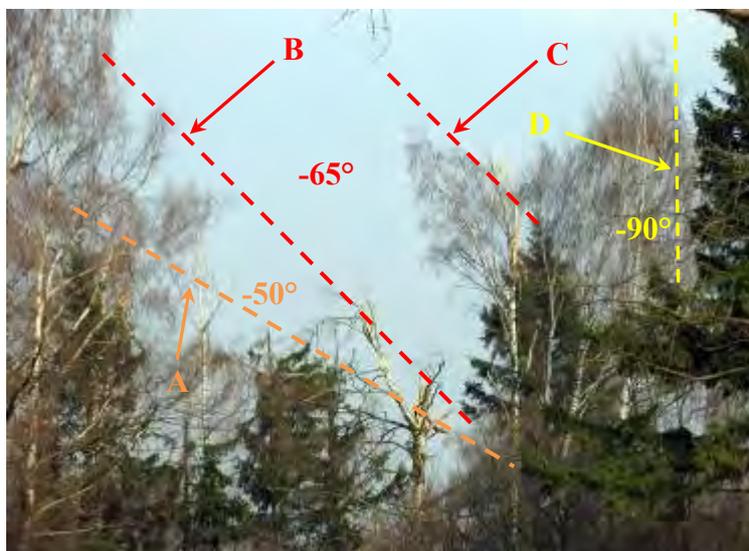


Рис. 10. Повреждения деревьев на расстоянии около 150 м (п. 8,9 и 10 рис.2) от места потери фрагмента крыла:

- A – линия среза елей
- B – линия среза березы (крыло);
- C – линия среза рулем высоты;
- D – линия среза ели кромкой левого крыла.

Самолет на расстоянии **690 м** от торца взлетно-посадочной полосы, при крене около **-90°** (рис. 10) начал искривлять свою траекторию полета влево, его фюзеляж находился в данный момент на высоте около 18 метров над землей.

После следующих **50 м** полета самолет увеличил крен до **-120°**, ударя фюзеляжем, крыльями и стабилизатором в следующие два больших дерева, сломал их стволы и сучья. В этот момент от самолета был оторван левый руль высоты. При крене, достигающем до **-130°**, самолет столкнулся с последней группой деревьев. Тангаж фюзеляжа в данный момент составлял около **16°** и в дальнейшей фазе полета начал быстро уменьшаться. На рис. 1 этот пункт обозначен как "6" и соответствует месту, в котором была прервана запись самописца АТМ-QAR. В конечной фазе полета самолет перемещался с носом слегка опущенным вниз.



Рис. 11. Повреждение последней группы деревьев перед столкновением самолета с землей

В итоге самолет столкнулся с землей остатками левого крыла при крене около -150° (рис. 15), небольшом отрицательном тангаже около -6° (рис. 16) с магнитным курсом около 240° (с момента потери фрагмента левого крыла произошло отклонение курса около -20° – рис. 17).



Рис. 12. След на земле, оставленный левым рулем управления

На рис. 13 и 14 представлена последняя фаза полета самолета от ближнего приводного радиомаяка (БПРМ) до места падения.

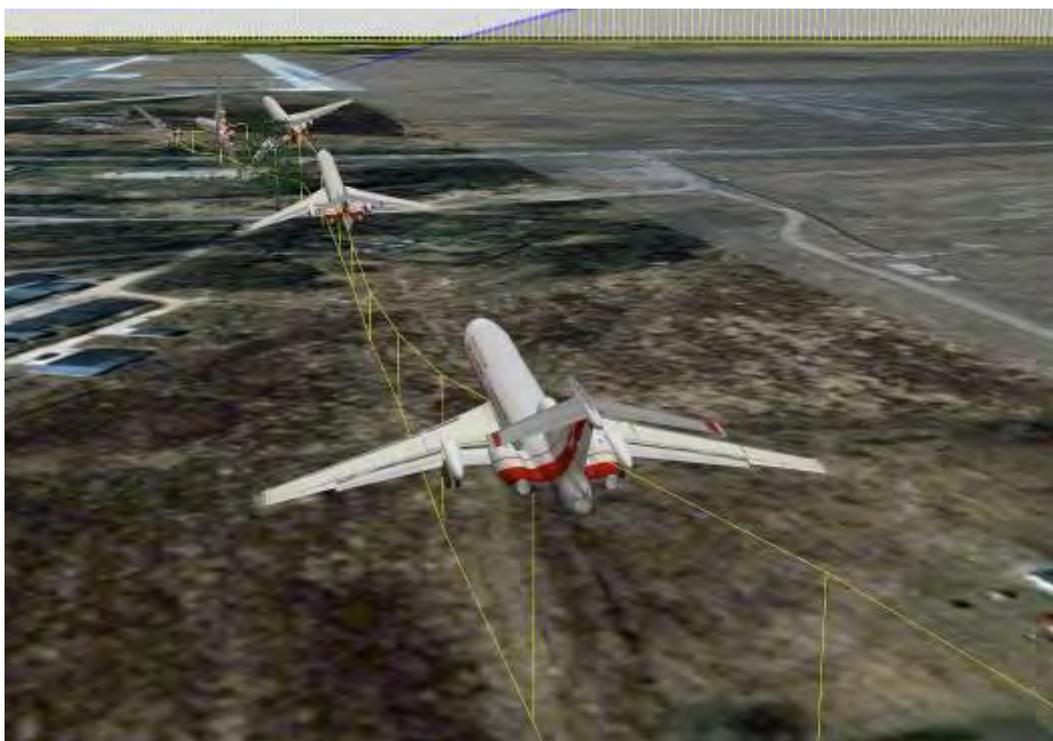


Рис. 13. Графическое представление последней фазы полета и столкновение с землей (вид со стороны налета самолета)

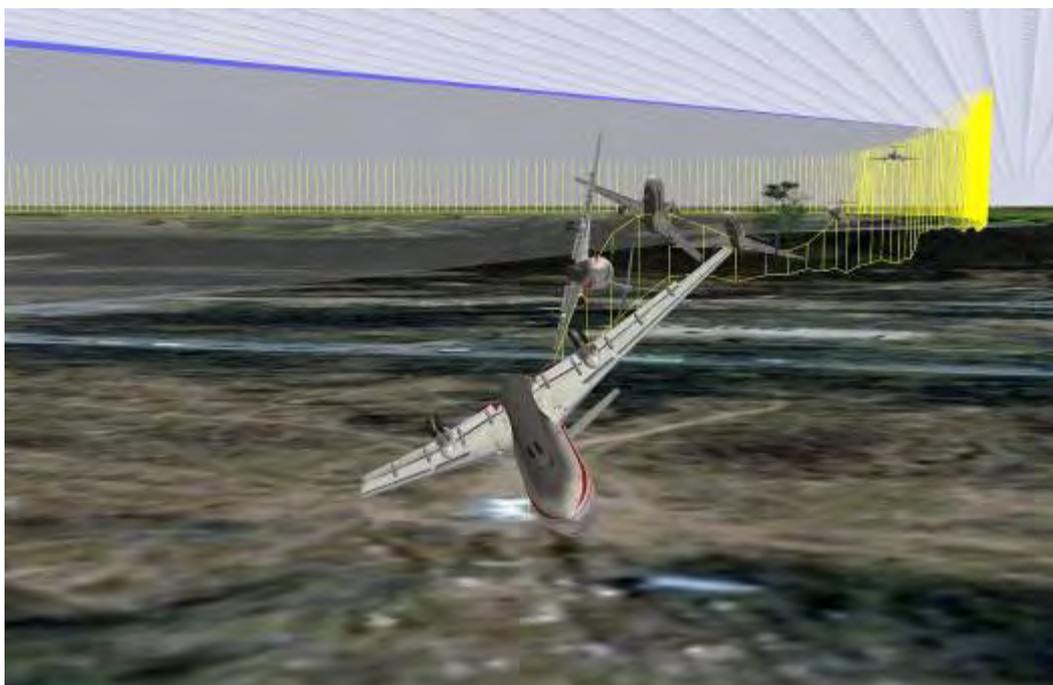


Рис. 14. Графическое представление последней фазы полета и столкновение с землей (вид со стороны падения самолета)

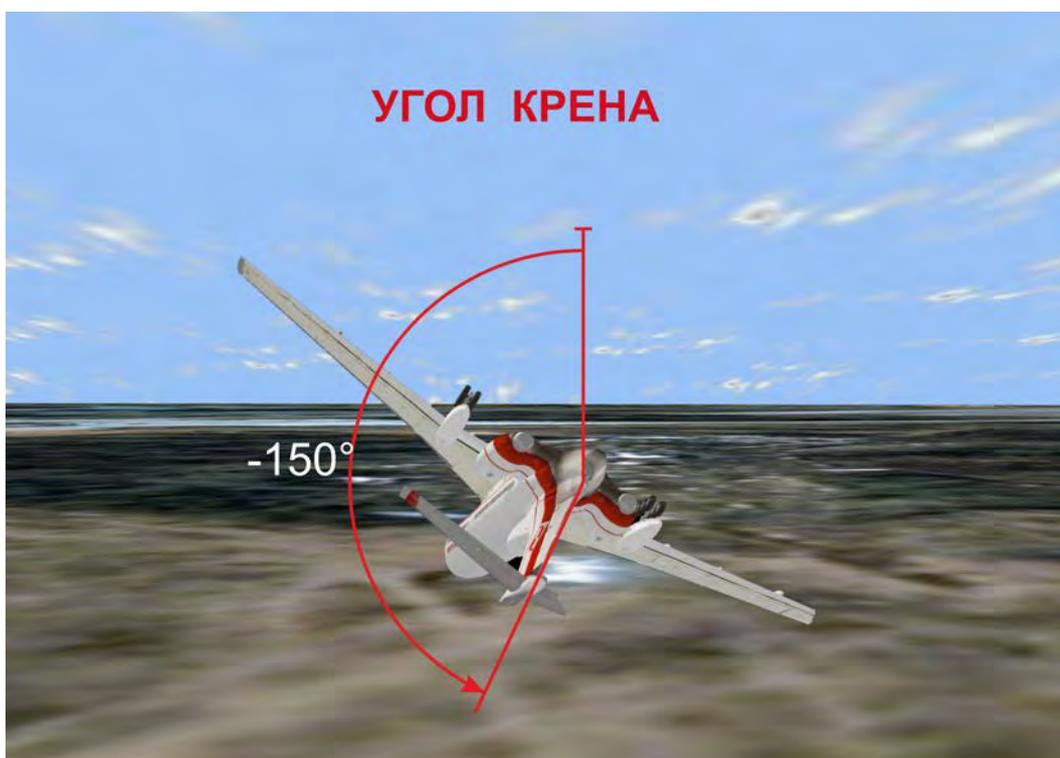


Рис. 15. Угол крена самолета в момент столкновения с землей



Рис. 16. Угол тангажа самолета в момент столкновения с землей



Рис. 17. Угол отклонения самолета в момент столкновения с землей

Во время столкновения с землей была разрушена конструкция самолета. В первую очередь была сломана оставшаяся часть левого крыла, кабина экипажа, а также обтекатель механизма изменения положения руля высоты. Столкновение с землей вызвало увеличение угла крена до полных 180° при одновременном уменьшении угла тангажа.

Удар киля об землю вызвал отрыв правого стабилизатора, который задержался на поломанных деревьях через несколько метров. Далее от концевой части фюзеляжа отделился киль с остатками стабилизатора и механизмом изменения его положения. Киль до окончательной остановки переместился на расстояние около 40 м, считая от места отделения его от конструкции самолета.

После столкновения с землей верхней поверхности левого крыла, в области левой гондолы главного шасси, произошло отделение от фюзеляжа левой части центроплана. Этот фрагмент, включающий элементы конструкции от шпангоута №4 до №16, перемещался в перевернутой позиции и остановился на расстоянии около 100 м от места отделения от фюзеляжа. Правая часть центроплана была оторвана вместе с фрагментом левого центроплана (шпангоуты № 1 и № 2) и переместилась вперед на расстояние около 90 м.

В результате столкновения с основанием передняя часть фюзеляжа, начиная от носа самолета до шпангоута № 19, была почти полностью уничтожена. Из передней части самолета полностью сохранились только нижние фрагменты обшивки с передней стойкой шасси. Этот фрагмент остановился на расстоянии около 60 м от места, в котором столкнулся с землей.

Первый пассажирский салон от шпангоута № 21 до № 31 после отделения от фюзеляжа переместился вперед на расстояние около 75 м.

Удар о землю элемента более высокой прочности - гондолы левого двигателя вызвал отделение задней части фюзеляжа с усиленным герметичным шпангоутом. После перемещения на около 40 м, считая от места столкновения, этот относительно хорошо сохранившийся фрагмент самолета остановился, имея противоположный курс к тому, с каким перемещался самолет уже перед столкновением с землей. Внутри этого фрагмента находился двигатель № 2. Двигатель № 1 остановился непосредственно рядом с этим фрагментом фюзеляжа, но был от него оторван. Двигатель № 3 отделился раньше и остановился на расстоянии около 30 м от места столкновения с землей.

Разброс элементов после столкновения с землей произошел на участке длиной около 130 м и шириной около 60 м.

ОПИСАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЙ САМОЛЕТА

На расстоянии около 2,7 км до торца взлетно-посадочной полосы самолет Ту-154М б/н 101 находился ниже глиссады и продолжал снижение высоты полета. Около 30 м от ближнего приводного радиомаяка (БПРМ) самолет был настолько низко, что произошло касание первого наземного препятствия (1099 м от торца взлетно-посадочной полосы, 39 м влево от ее оси). Окончание правого крыла ударило по верхушке березы на высоте около 10 м, в результате чего были срезаны тонкие ветки длиной до 1 м (рис. 1). Это столкновение не вызвало повреждений самолета, влияющих на его способность к полету (вероятно, были только местные повреждения лакокрасочного покрытия ребра атаки).



Рис. 1. Береза со срезанными верхушками.

После преодоления около 200 м над территорией, покрытой травой, самолет столкнулся со следующими препятствиями:

- две группы березок – срезанные кромкой левого крыла;
- группа молодых берез, тополей и других деревьев, которые были сломаны ребром атаки левого крыла самолета (рис. 2).



Рис. 2. Группа молодых деревьев, которые были срезаны левым крылом

Эти столкновения были причиной появления вмятин на ребрах атаки крыла, а также деформации и разрывов во многих местах обшивки нижней поверхности крыльев и выдвинутых закрылков (рис. 3). Не исключено, что в этот момент появились первые повреждения пучков проводов электропроводки.



Рис. 3. Характерные овальные вмятины на ребрах атаки крыльев

На расстоянии 855 м от торца взлетно-посадочной полосы, 63 м от ее оси (около 350 м от места падения) самолет левым крылом столкнулся с березой диаметром ствола около 30 см. Столкновение со стволом березы было на высоте 5,1 м (рис.4). В результате этого столкновения произошло отделение фрагмента левого крыла длиной около 6,1 м вместе с левым элероном и двумя секциями предкрылков. Отделение фрагмента крыла произошло между ребрами № 27 и 28. В результате потери такого большого фрагмента левого крыла был разгерметизирован топливный бак № 3 указанного крыла.

Столкновение стало причиной разгерметизации всех (трех) гидравлических систем - были повреждены гидравлические шланги, питающие механизм управления левым элероном типа РП-55 (RP-55). Разрыв гидравлических шлангов сопровождался уменьшением гидравлической жидкости в системе, а также снижением давления в каждой из них.



Рис. 4. Береза, столкновение с которой явилось причиной потери фрагмента левого крыла

После преодоления следующих 200 м самолет сталкивался со стволами деревьев диаметром до 20 см, что привело к появлению следующих вмятин на ребрах атаки и повреждению обшивки, а также отделению левой части стабилизатора с левым рулем высоты.



Рис. 5. Деревья, которые привели к дальнейшим повреждениям на ребрах атаки крыльев, а также отделение левого стабилизатора

На расстоянии 525 м от торца взлетно-посадочной полосы, 105 м влево от ее оси ($54^{\circ}49'28,09''N$, $32^{\circ}03'7,26''E$) произошло первое столкновение самолета с землей.

В результате этого столкновения фюзеляж самолета был разорван на фрагменты, представленные на рис.6.

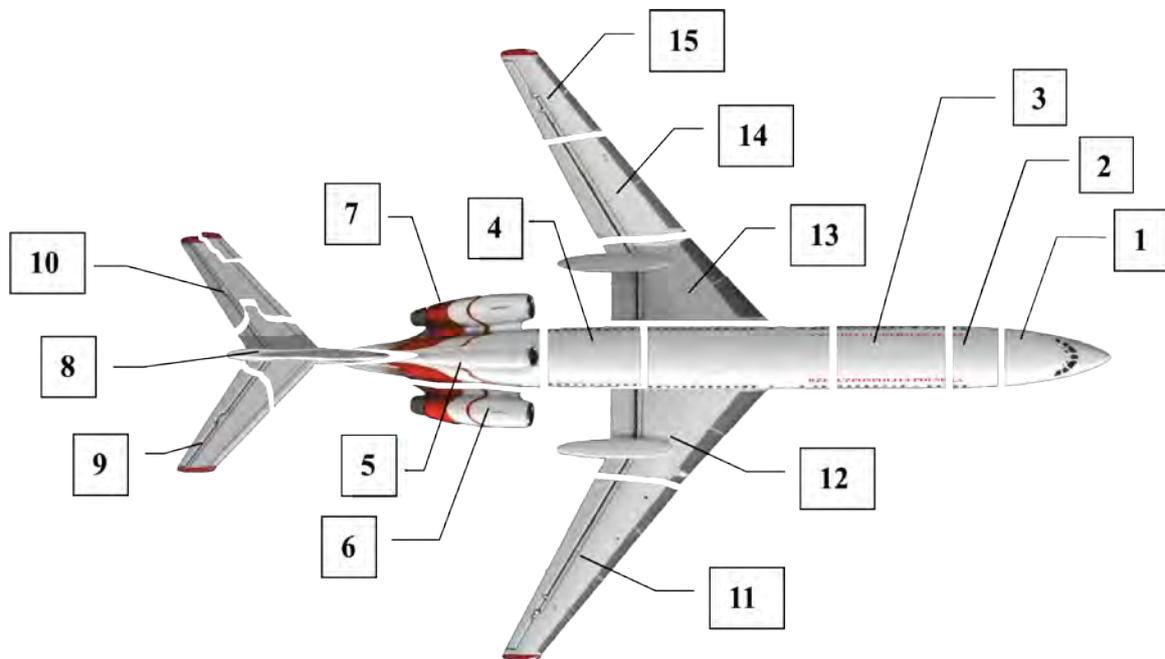


Рис. 6. Графическое представление сохранившихся фрагментов самолета

Наибольшие сохранившиеся фрагменты - это:

1 - Разрушенная передняя часть фюзеляжа от носа до шпангоута № 7;

- 2 - передняя часть фюзеляжа с передней стойкой шасси;
- 3 - нижняя часть фюзеляжа между шпангоутами №21 и 31 с останками правого борта;
- 4 - пол и левый борт задней части фюзеляжа (район пассажирской кабины);
- 5 - хвостовая часть фюзеляжа от герметичного шпангоута до хвоста фюзеляжа вместе с двигателем № 2 и разорванной гондолой двигателя №1;
- 6 - отделенный от гондолы двигатель № 1;
- 7 - двигатель № 3 с останками его гондолы;
- 8 - киль с рулем направления и механизмом изменения положения стабилизатора;
- 9 - правая часть стабилизатора с рулем высоты;
- 10 - левая часть стабилизатора с фрагментом руля высоты;
- 11 - правое крыло между ребрами № 20 и № 44 (от ребра № 20 до конца);
- 12 - правая часть центроплана между ребрами № 2 левого крыла и № 17 правого крыла вместе с правым главным шасси;
- 13 - левая часть центроплана с левым главным шасси;
- 14 - фрагмент левого крыла между ребрами № 18 и 24;
- 15 - часть левого крыла от шпангоута № 28 до конца вместе с левым элероном.

В момент столкновения с землей самолет находился в перевернутом положении - угол крена составлял около -150° , угол тангажа -6° (перед самолета немного опущен вниз). Непосредственно перед падением, самолет двигался по траектории с углом наклона к земле $10-12^{\circ}$, с курсом 240° . Угол скольжения самолета составлял около 20° . Столкновение такого типа классифицируется как столкновение малой энергии под малым углом. Заболоченная и поросшая местность уменьшила энергию удара и ограничила размер пожара на месте происшествия. Решающее влияние на характер и размер повреждений конструкции имело положение, в котором находился самолет в последней фазе полета.

Сначала столкнулись с землей оставшаяся часть левого крыла и киль. После удара в землю произошел отрыв правого стабилизатора с правым рулем высоты, а затем всего киля вместе с рулем направления. Одновременно происходило разрушение левого крыла самолета. Далее с землей столкнулся фюзеляж самолета. В связи с тем, что угол крена самолета составлял около -150° , первое соприкосновение с основанием имела наиболее слабая его часть. Обшивка

и конструктивные элементы верхней части фюзеляжа были разорваны и разрушены уже в момент первого столкновения с землей. Позднее были прижаты полом пассажирского отсека, а затем элементами центроплана с узлами крепления шасси, имеющими наибольшую прочность, а в связи с этим относительно большую массу. В центроплане находился бак № 4, заполненный 6000 кг топлива, а также бак № 1, в котором также находилось топливо в количестве, превышающем 3000 кг. Кабина экипажа, которая нашлась внизу, была разрушена элементами фюзеляжа перемещающимися по ней.

Обломки самолета были разбросаны на участке шириной около 60 м и длиной около 130 м.

Фюзеляж самолета

Разрушен и разорван на мелкие фрагменты. Сохранились следующие наибольшие элементы:

- а) Разрушенная передняя нижняя часть от носа до шпангоута № 13 (рис. 7). Вся передняя часть самолета, в том числе и обтекатель радиолокационной станции, кабина экипажа и оснащение фюзеляжа было разрушено и разорвано на мелкие фрагменты. Оснащение кабины экипажа - бортовые приборы и указатели имели многочисленные вмятины на корпусах и поврежденные стекла. Большинство из них сохранилось прикрепленными к деформированным фрагментам щитков приборов;



Рис. 7. Останки передней части самолета

- б) фрагмент нижней части между шпангоутами № 14 и 19 с передней стойкой шасси и элементами его крепления (рис. 8). Сохранившийся фрагмент - это нижняя часть фюзеляжа в области крепления передней стойки шасси. Вся верхняя часть фюзеляжа в этой части была разорвана на мелкие элементы;



Рис. 8. Фрагмент фюзеляжа в месте крепления передней стойки шасси

- с) фрагмент нижней части, пола, а также правого борта между шпангоутами № 21 и № 31. (рис. 9). Сохранился пол с вырванными элементами крепления оборудования, нижняя обшивка фюзеляжа, а также фрагмент наружной обшивки фюзеляжа правого борта;



Рис. 9. Передняя часть фюзеляжа - первый салон

- d) нижняя партия средней части между шпангоутами фюзеляжа № 41 и 49 с разорванным центропланом. Разрыв центроплана произошел не симметрично. С правой его частью до семнадцатого ребра крыла включительно (кроме крепления съемной части) были вырваны два ребра левой части центроплана (рис. 10). В разорванных топливных баках № 1 и № 4 центроплана находились остатки авиационного топлива;



Рис. 10. Средняя часть фюзеляжа в области центроплана

- e) нижняя партия задней части с вдавленным левым бортом между шпангоутами № 52 и № 62 (рис. 11). Фрагмент включал искривленный пол пассажирского отсека, нижнюю обшивку фюзеляжа, а также фрагменты левой, боковой обшивки фюзеляжа. Правый борт был оторван от остальной части этого фрагмента фюзеляжа на высоте пола пассажирского отсека;



Рис. 11. Задняя часть фюзеляжа - пассажирский отсек

- f) хвостовая часть от герметичной перегородки (шпангоут № 66) до хвоста фюзеляжа вместе с встроенным внутри двигателем № 2 (рис. 12). Киль был оторван от хвостовой части фюзеляжа у основания. Гондола двигателя №1 была оторвана от фюзеляжа у ее основания. Гондола двигателя №3 была разорвана - вместе с фрагментом хвоста фюзеляжа сохранилась верхняя часть этой гондолы.



Рис. 12. Хвостовая часть фюзеляжа

За исключением хвостовой секции фюзеляжа остальные фрагменты имели полностью расчлененные верхние части наружной обшивки. Сохранившиеся элементы - это деформированные фрагменты пола, а также нижней обшивки самолета. Рядом с двумя секциями находились останки боковых бортов.

Не сохранились прикрепленные к конструкции самолета (оставшимся фрагментом пола) пассажирские кресла - все были вырваны из креплений.

Крыло

Сохранились следующие наибольшие фрагменты:

- а) правая наружная часть между ребрами № 20 и 44 (рис. 13). На ребрах атаки и открытых предкрылках имеются многочисленные вмятины овальной формы. Поломанные винты механизмов открытия предкрылков. Многочисленные разрывы обшивки;



Рис. 13. Правая часть крыла

- b) правая часть с центропланом между ребрами № 2 (левого крыла) и № 17 (правого крыла) – разрыв центроплана произошел не симметрично. Предкрылки были оторваны от конструкции крыла. Вмятины и разрыв обшивки на ребре атаки крыла достигали переднего лонжерона;



Рис. 14. Ребро атаки прифюзеляжной части правого крыла



Рис. 15. Ребро обтекания правого крыла, а также правое главное шасси

- с) левое крыло между ребром № 4 в центроплане и № 16 в отделенной части (рис. 16 и 17). Обшивка разорвана на ребре атаки. Листы обшивки отогнуты назад. Сорваны большие фрагменты верхней обшивки крыла. Повреждения левого крыла были значительно больше, чем обнаруженные на правом крыле;



Рис. 16. Разорвано ребро атаки левого крыла



Рис. 17. Ребро обтекания левого крыла, а также левое главное шасси

- d) левая часть между ребрами № 18 и № 24 (рис. 18). Значительно деформированный фрагмент - скрученные лонжероны, разорванная обшивка. Все винты механизмов открытия предкрылков поломаны.



Рис. 18. Средняя часть левого крыла

- e) наружная часть левого крыла от шпангоута № 28 до конца (рис. 19) - фрагмент оторван после столкновения с большой березой. Относительно хорошо

сохраненный фрагмент крыла. Небольшие вмятины овальной формы на ребре атаки (предкрылке). Оторванный передний фрагмент обтекателя на конце крыла;



Рис. 19. Левое окончание крыла

Горизонтальное оперение

Правая часть стабилизатора оторвана на расстоянии 1 м от места крепления на киле. Многочисленные вмятины на ребре атаки, скручивание конструкции стабилизатора (рис. 20).



Рис. 20. Правая часть стабилизатора с рулем высоты

Левая часть стабилизатора оторвана на расстоянии 1,5 м от места крепления на киле. Оторванный фрагмент (наружный угол), край отрыва неровный. Многочисленные вмятины овальной формы на ребре атаки (рис.21). Левый стабилизатор отделился от фюзеляжа еще до столкновения самолета с землей.



Рис. 21. Левая часть стабилизатора с рулем высоты

Вертикальное оперение

Оторвано от хвостовой части фюзеляжа у основания. Разрушена передняя часть аэродинамического экрана механизма изменения стабилизатора. Механизм изменения стабилизатора сильно загрязнен болотной грязью. Отклонение тяги механизма соответствует установлению стабилизатора на -3° . Сорванная обшивка на ребре атаки киле. Руль направления сохранился прикрепленным к килю - отклоненный влево под углом около 20° (рис. 22).



Рис. 22. Киль

Силовая установка

Двигатель № 1 (левый) оторван от конструкции самолета. Диски компрессора низкого давления отделены от двигателя. Лопатки ротора загнуты в противоположную сторону к направлению вращения (рис. 23).



Рис. 23. Левый двигатель

Двигатель № 2 (центральный) сохранился встроенным внутри хвостовой части фюзеляжа. Лопатки ротора загнуты в противоположную сторону к направлению вращения.

Двигатель № 3 (правый) оторван от конструкции самолета, сильно загрязнен болотной грязью. (рис. 24). Лопатки ротора загнуты в противоположную сторону к направлению вращения.



Рис. 24. Правый двигатель

Система управления

Сохранились фрагменты штурвалов, а также деформированные педали вместе с механизмами, находящимися под полом кабины экипажа. Тяги систем управления рулем высоты, элеронами и рулем направления имеют многочисленные разрывы в местах заклепывания на концах, а также на прямых участках (рис. 25 и 26). Тросы системы управления порваны.



Рис. 25. Тяги системы управления самолетом



Рис. 26. Оставшиеся части системы управления самолетом - элементы, встроенные в кокпите и под полом кабины экипажа.

Шасси

Передняя стойка шасси со следами ударов сохранилась прикрепленная к фрагменту передней части фюзеляжа самолета. Подкос передней стойки шасси загнут. Стойки главного шасси с небольшими следами ударов стволов деревьев, особенно заметных на обтекателях подкосов. Шасси заблокировано в выпущенной позиции. Колеса главного и переднего шасси, сильно загрязнены, без видимых следов повреждений (рис. 27 29).

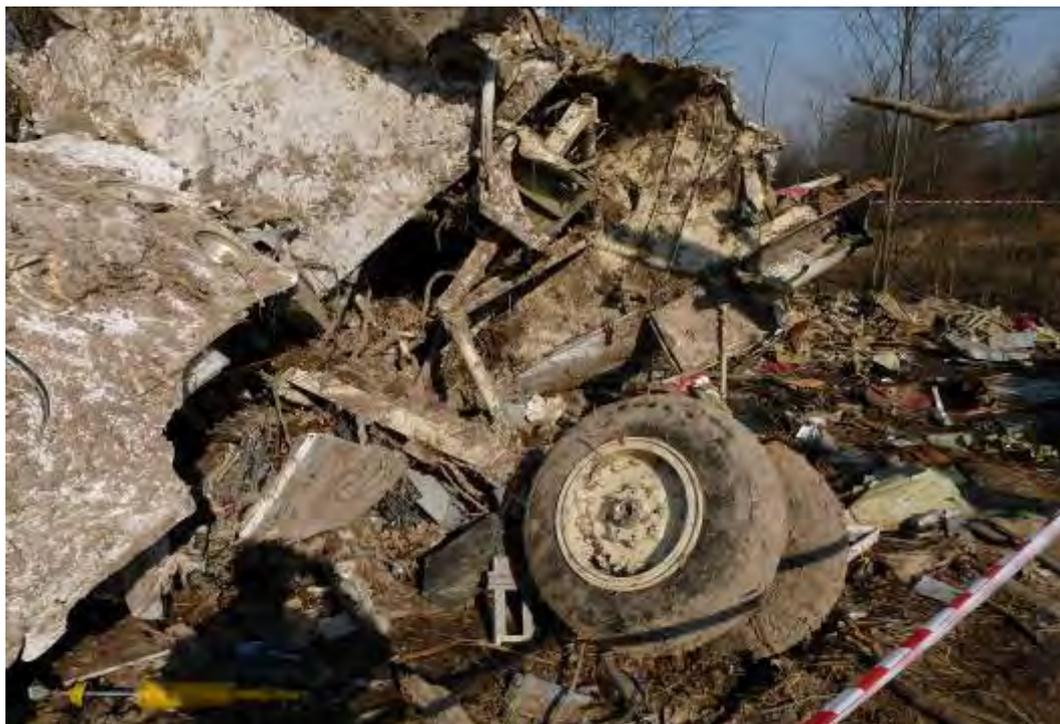


Рис. 27. Переднее шасси



Рис. 28. Левое главное шасси



Рис. 29. Правое главное шасси

Система электроснабжения

Пучки электропроводов разорваны. Ящики управления - деформированы. Согнуты и оторваны рычажки переключателей (рис. 30). Корпуса бортовых аккумуляторов деформированы. Часть батарей разгерметизирована.



Рис. 30. Ящики управления системой электроснабжения

Оснащение пассажирского отсека

Пассажирские кресла вырваны из креплений, разорваны на части. Внутренняя обшивка стен пассажирского отсека поломана на мелкие фрагменты (рис. 31). Спасательные жилеты разбросаны на месте падения самолета.



Рис. 31. Оставшиеся части оснащения пассажирского отсека

Стационарная кислородная система

Самолет Ту-154М б/н 101 был оборудован стационарной кислородной системой. Она была предназначена для подачи кислорода членам экипажа (командиру воздушного судна, второму пилоту, штурману, старшему бортовому технику, а также дополнительному члену экипажа). Была встроена в кабине экипажа.

В ее состав входили:

- 5 шт. стационарных кислородных аппаратов БКО-5 с контейнерами БУ-1 для вышеуказанных членов экипажа, содержащими индивидуальные кислородные маски типа КМ-114, а также одеваемыми отдельно на маски дымозащитными очками ДЗО-1Л;
- один кислородный баллон УБШ-25/150М емкостью 25 л;
- клапан регулирования подачи кислорода УЗР-1;
- кислородные шланги, поставляющие кислород к выше указанным стационарным кислородным аппаратам.

На месте происшествия был найден только баллон БШ-25/150М № 1100477, целый, не разорванный, вырванный (вместе с частью основания, к которому он был прикреплен) во время разрушения конструкции самолета (рис.32).



Рис. 32. Баллон УБШ-25/150М вместе с частью основания и кислородными шлангами

На баллоне находилась вентильная головка с манометром, а также штуцерами наполнения и опорожнения баллона. На штуцере наполнения баллона сохранился большой фрагмент кислородного шланга, кислородный шланг на штуцере опорожнения баллона был оторван в месте соединения. На баллоне не было следов воздействия пожара и деформаций, вызванных воздействием других элементов самолета.

Другие элементы стационарной кислородной системы не были идентифицированы на месте происшествия и на месте нахождения обломков.

Переносное кислородное оборудование

Самолет Ту-154М был оснащен переносным кислородным оборудованием. В состав переносного кислородного оборудования входило 16 переносных баллонов типа БКП-2-2-210 с кислородом. Каждый кислородный баллон имел головку с двумя присоединительными патрубками к маскам, которые хранились в упаковке. К каждому патрубку можно было подключить кислородную маску типа МКП-IT или

маску типа ДКМ-1М. Давление в баллоне контролировалось манометром, установленным на головке баллона. 14 баллонов было предназначено для подачи кислорода пассажирам, а два (в комплекте только с дымозащитными масками) являлись дополнительными, запасными для стационарной кислородной системы экипажа.

На месте происшествия было найдено, по крайней мере, несколько кислородных баллонов, а также отдельные поврежденные маски. Все баллоны, к которым подкомиссия имела доступ, были наполнены кислородом. В связи с возможностью неконтролируемого саморазряда (или взрыва) баллоны были убраны с места происшествия незамедлительно после их обнаружения.

Почти все маски были уничтожены. Только выше описанные отдельные маски или их фрагменты были идентифицированы на месте происшествия и на месте нахождения обломков.

Система нейтрального газа

Самолет Ту-154М б/н 101 был оборудован системой нейтрального газа. Система применялась для подачи нейтрального газа к топливным бакам № 4 и № 1 в случае посадки с убраным шасси.

В ее состав входили:

- 3 баллона типа ОСУ-5П-01;
- шланги;
- распыляющий коллектор.

На месте происшествия был найден один баллон ОСУ-5П-01 № 08056, целый, не разорванный, вырванный во время разрушения конструкции самолета (рис.33).



Рис. 33. Баллон ОСУ-5П-01

На баллоне находилась головка с манометром с наконечниками наполнения и опорожнения баллона. На баллоне не было следов воздействия пожара и видимых деформаций, вызванных воздействием других элементов самолета.

Другие два баллона, а также остальные элементы системы нейтрального газа, не были идентифицированы на месте происшествия и на месте нахождения обломков.

Агрегаты радиоэлектронного оборудования и приборов самолета

Агрегаты, пилотажные навигационные приборы и остальные указатели, встроенные в кокпите, были в значительной степени разрушены. Большинство приборов сохранилось прикрепленными к деформированным элементам щитка приборов. Среди приборов и агрегатов, найденных на месте происшествия, на лабораторные исследования были направлены:

- из комплекта автоматического радиокompаса АРК 15М (ARK15 М):
 - приемник, № Е 9905;
 - приемник, № I 349;
 - пульт управления, № Е9905;
 - радиоманнитный указатель RMI-2В, № 480638;
 - радиоманнитный указатель RMI-2В, (найден только указатель без номера);
- указатель высоты А-034-4, № 71941 (из комплекта радиовысотомера);
- указатель высоты А-034-4, № 71948 (из комплекта радиовысотомера);
- барометрический высотомер ВМ-15 РБ (WM-15 РБ), № 1188008 из комплекта SWS-PN-15 (командира воздушного судна);
- указатель высоты УВО-15 М1Б (UWO-15 M1B), № 1196652 (второго пилота);
- циферблат указателя одного прибора WBE-SWS (без номера);
- блок БСКА-Е (BSKA-E), № 1190100946.

Оборудование, встроенное в люках под полом, сохранилось в лучшем состоянии. Однако большинство корпусов агрегатов была сильно деформировано (рис. № 34). У части электронных блоков корпуса были разорваны, а модули с электронными компонентами поломаны и разрушены. Несмотря на значительные повреждения, были прочитаны данные из памяти TAWS, а также UNS-1D

встроенного со стороны второго пилота (одного из двух, которыми был оснащен самолет).



Рис. 34. Агрегаты навигационного оснащения и связи

Лучше всего сохранились агрегаты, перевозимые в багажном отсеке - запасные части, являющиеся так называемой "технической аптекой" (рис. 35).



Рис. 35. Запасные части, перевозимые в багажном отсеке.

Регистраторы параметров полета

Защитная кассета МЛП-14-5 системы регистрации параметров полета МСПП-64М-6 была вырвана из конструкции самолета. Она была найдена недалеко от места

первого столкновения самолета с землей. Кассетный бортовой накопитель КБН-1-1 и АТМ-QAR, а также защитная кассета 70А-10М регистратора разговоров в кабине МАРС-БМ были найдены среди фрагментов фюзеляжа самолета. Были прочитаны данные со всех выше перечисленных накопителей. Не был найден накопитель КЗ-63.

Аварийные радиостанции

Встроенные во время последнего ремонта аварийные радиостанции типа ARM-406AC1 № 7523242494 и ARM-406P № 7524241208, а также их системы антенн были повреждены в момент происшествия в степени, не позволяющей им сработать.



Рис. 36. Аварийные радиостанции типа ARM-406AC1 (слева) и ARM-406P (справа)

Радиостанция ARM-406P (автоматически включается перегрузочным реле) – оторван кабель антенны и питающий кабель, смят корпус радиостанции. Радиостанция ARM-406AC1 - небольшие повреждения корпуса (для использования радиостанции необходимо подключение антенны и включение ее обслуживающим персоналом).

Расположение обломков самолета по его контуру

Обломки самолета расположены по его контуру на твердой поверхности на территории аэродрома СМОЛЕНСК СЕВЕРНЫЙ. Элементы отдельных систем

и инсталляций находятся в отдельных группах и разложены недалеко от обломков (рис. 25, 26, 30, 34, 35, 36). Общий вид обломков самолета представлен на рис. 37.



Рис. 37. Части самолета уложены на площадке.

Заключение и итоги

Во время осмотра обломков самолета не обнаружено следов детонации взрывных материалов, а также авиационного топлива.

Небольшой пожар охватил только некоторые элементы обломков самолета и возник во время или непосредственно после столкновения самолета с землей. Не обнаружено характерных следов пожара, возникающего во время полета самолета.