

## ЕЩЕ РАЗ О КАТАСТРОФЕ В ШЕРЕМЕТЬЕВО

Фото Сергей Ведяшкин/Агентство «Москва»\*

**Алексей ЗЕМЛЯНОЙ,**  
заслуженный летчик-испытатель РФ\*\*

5 мая 2019 г. при выполнении вынужденной посадки в аэропорту Шереметьево потерпел катастрофу самолет RRJ-95B RA-89098 ПАО «Аэрофлот». После взлета при выходе из района аэродрома в соответствии с установленной стандартной схемой воздушное судно подверглось воздействию атмосферного электричества<sup>1</sup>. Вследствие попадания молнии отключилось автоматическое управление и произошло самопроизвольное переключение системы управления на функционирование в резервном режиме «DIRECT MODE». При этом имели место и другие нарушения работоспособности авиатехники. Командир экипажа (КВС) Евдокимов Д. А. принял решение прекратить выполнение плана полета (следование по запланированному маршруту) и, пилотируя самолет в ручном режиме, выполнить возврат на аэродром вылета и посадку (не вырабатывая топлива для обеспечения посадочной массы самолета в соответствии с установленным эксплуатационным ограничением). При выполнении вынужденной посадки на грузки на элементы конструкции основных стоек шасси превысили расчетные. Стойки были повреждены. При этом произошло нарушение герметичности топливной системы и утечка значительного

количества топлива. Пробег после посадки закончился движением самолета по сухой бетонной ВПП на мотогондолах и хвостовой части фюзеляжа. При этом возник обширный и интенсивный пожар. В результате авиационного происшествия 1 член cabinного экипажа и 40 пассажиров погибли, 1 член летного экипажа и 2 пассажира получили серьезные травмы, 1 член летного экипажа и 2 члена cabinного экипажа, а также 4 пассажира получили незначительные телесные повреждения.

В соответствии с действующим законодательством для расследования этого авиационного происшествия Межгосударственным авиационным комитетом (МАК) была сформирована Техническая комиссия. К 17.05.2019 г. на основе анализа полученной в научно-техническом центре МАК информации комиссией в адрес Росавиации было направлено так называемое «последующее донесение» об авиационном происшествии. В этом документе в соответствии с пунктом 2.2.7 «Правил расследования авиационных происшествий и инцидентов с гражданскими воздушными судами в Российской Федерации» (ПРАПИ) были представлены, в том числе, определенные «рекомендации по повышению безопасности полетов для

авиационной промышленности и эксплуатантов». И, как показывает практика, в соответствии с этими рекомендациями использование самолетов RRJ-95B для выполнения рейсов с пассажирами практически не приостанавливалось и продолжается без каких-либо ограничений вплоть до настоящего времени.

Уже на этом начальном этапе расследования было очевидно, что решающее влияние на то, что возникшая в полете нештатная (особая) ситуация закончилась катастрофой, оказало неудовлетворительное качество управления самолетом при пилотировании КВС в ручном режиме. Как известно, на самолете типа RRJ-95B используется электро-дистанционная система управления. То есть такая, при которой в продольном канале управления механическая связь между боковой ручкой управления (БРУ) и рулем высоты отсутствует. При управлении продольным движением самолета при функционировании системы управления в резервном режиме «DIRECT MODE» динамика изменения положения руля высоты обуславливается не только характером действий летчика рычагом управления. Сигнал от БРУ корректируется сигналами с блоков RSU для обеспечения необходимой степени демпфирования в продольном (короткопериодическом) движении самолета. Так как попадание молнии явно оказало влияние на систему управления, логично предположить, что причиной неудовлетворительного качества управления могли быть как неадекватные действия летчика из-за недостаточно отработанных навыков в технике «ручного» пилотирования, так и нарушение работоспособности **системы управления**. Но комиссия МАК фактически предложила считать (преждевременно), что причиной катастрофы явились только неадекватные действия летчика при пилотировании самолета, а не нарушения работоспособности авиатехники.

05.06.2019 г. Председатель Технической комиссии доложил Председателю Правительственной комиссии (министру транспорта РФ) и ее членам о ходе работы за первые 30 дней с момента катастрофы. Он изложил основные положения отработанного к этому моменту Предварительного отчета по результатам расследования авиационного происшествия<sup>2</sup>, подготовленного комиссией в соответствии с пунктом 2.4.12 ПРАПИ и пунктом 7.4 Приложения 13 к Конвенции о международной гражданской авиации (ИКАО). На совещании присутствовали руководители Минпромторга, Минтранса, Росавиации, ПАО «Аэрофлот» и ПАО «ОАК». В этом отчете были отмечены следующие факты. Например, в процессе выполнения маневра для возврата на аэродром вылета на режиме снижения характер действий летчика БРУ, как в канале тангажа, так и в канале крена, носил импульсный (так сказано в предварительном отчете – А. З.) характер. А при попытке вывести самолет из режима снижения в горизонтальный полет он не смог выдержать высоту (600 м) с требуемой точностью. В процессе выполнения правых разворотов с углами крена до 40° отклонения от заданной высоты превышали

± 200 ft (60 м), что вызывало многократное срабатывание предупреждающей звуковой сигнализации. При выполнении посадки на выравнивании были допущены увеличивающиеся по амплитуде управляющие воздействия на БРУ по тангажу вплоть до полного хода как «от себя», так и «на себя» с относительно продолжительным удержанием в крайних положениях. Данные управляющие действия привели к знакопеременным изменениям угла тангажа (+ 6°...- 2°). После приземления произошли два последовательных отделения самолета от ВПП с достижением высоты около 2 м и 5-6 м соответственно. То есть возникло явление, которое в авиации принято называть «прогрессирующее козление». При третьем приземлении с большой вертикальной скоростью и «с вертикальной перегрузкой не менее 5g» произошел «подлом основных опор шасси, дальнейшее разрушение конструкции самолета с разливом топлива и пожаром» (предварительный отчет комиссии МАК, стр. 33).

В дополнение к такому описанию ситуации на посадке комиссия сочла необходимым привести выдержку из Бюллетеня для летного экипажа «Техника выполнения посадки», раздел «Отделение самолета от ВПП при посадке» [FCOM 1.09.11 стр. 18]:

«В случае незначительного отделения (менее 5 ft) самолета от ВПП после касания необходимо зафиксировать БРУ в положении, достигнутом в момент касания, не допуская изменения угла тангажа и удерживая РУД в положении IDLE, и завершить посадку. Также не допускать увеличения угла тангажа, особенно после грубого приземления с большой угловой скоростью по углу тангажа.

В случае высокого отделения (более 5 ft) самолета от ВПП после касания, необходимо зафиксировать БРУ в положении, достигнутом в момент касания и, не допуская изменения угла тангажа, выполнить уход на второй круг».

В совокупности с представленным комиссией характером описания действий летчика эта информация формирует следующее представление о том, почему при выполнении посадки возникла аварийная ситуация. Во-первых, по причине неадекватных действий летчика на выравнивании. И, во-вторых, из-за его неграмотного реагирования на отделение самолета от ВПП при приземлении, что и привело к «прогрессирующему козлению» с последующим повреждением основных стоек шасси самолета и возникновением пожара. КВС при отделении, вместо того чтобы (в соответствии с рекомендациями) зафиксировать рычаг управления, не допуская изменения угла тангажа, начал совершать увеличивающиеся по амплитуде управляющие воздействия на БРУ по тангажу вплоть до полного хода как «от себя», так и «на себя» с относительно продолжительным удержанием в крайних положениях.

На этом совещании еще раз члены Технической комиссии МАК подтвердили, что рекомендации по повышению безопасности полетов для авиационной промышленности и эксплуатантов, изложенные в представленном ранее 17.05.2019 г. в Росавиацию и Минпромторг РФ «последующем донесении», являются достаточными.

<sup>1</sup> В соответствии с полученным перед вылетом прогнозом погоды (по данным метеослужбы аэропорта), а также по получаемой с бортового метеолокатора информацией и наблюдаемой визуально обстановкой у КВС не было оснований предполагать возможность возникновения такой ситуации.

<sup>2</sup> Доступен для ознакомления в Интернете.



Не дожидаясь окончательного отчета Технической комиссии МАК по результатам расследования причин катастрофы, следственными органами Московского межрегионального СУ на транспорте СК России по факту гибели людей было возбуждено уголовное дело. При этом у следствия не возникло сомнений относительно хотя и неявно выраженной в Предварительном отчете, но вполне очевидной позиции комиссии МАК. А представители ПАО «Аэрофлот», надо полагать, сумели убедить следствие и в том, что в авиакомпании организация переподготовки летного состава для выполнения полетов на самолете данного типа, а также обеспечение поддержания летчиками на должном уровне навыков в технике пилотирования соответствуют установленным требованиям. То есть, Евдокимову Д. А. были предоставлены все условия для обеспечения соответствующего уровня профессиональной подготовки. А из этого следует то, что он мог и должен был предвидеть, что при таком качестве управления самолетом в процессе выполнения посадки неминуемо наступление опасных последствий. А также то, что у него была возможность их предотвратить. Но он не сделал ни того, ни другого.

В своем интервью газете «Коммерсантъ» заместитель председателя Следственного комитета РФ сообщил, что, имея на руках весь комплекс экспертиз, назначенных и проведенных по поручению следствия, расследование было выполнено качественно и быстро. По выдвинутой следствием версии, непосредственной причиной катастрофы «... явились противоправные действия командира воздушного судна Дениса Евдокимова, который, имея специальную подготовку и значительный опыт управления самолетами различных типов, тем не менее, своими действиями... создал разрушающую перегрузку, превышавшую эксплуатационные ограничения воздушного судна...». Также было отмечено, что продолжения расследования не будет. «У нас есть заключение экспертов о четкой причине, почему произошла эта трагедия. Мы изучили доводы авиакомпании и самого пилота, и можем сказать, что самолет здесь точно не при чем, поскольку подобные посадки в принципе не предусмотрены не только для SSJ, но и, например, для Boeing и Airbus, и других лайнеров», – уточнил заместитель председателя Следственного комитета РФ<sup>3</sup>.

15.04.2020 г. расследование уголовного дела было завершено. Его определяющим итогом стало то, что произошедшая катастрофа – это результат проявления **исключительно личностного фактора**, под которым следует понимать совокупность всех врожденных и приобретенных физических и психических свойств личности КВС, которые могут быть поставлены в связь с причинами возникновения особой ситуации, характером ее развития и исходом. То есть личностный фактор есть не что иное, как проявление текущего психофизиологического состояния человека. Соответственно, старший следователь по особо важным делам главного управления по

расследованию особо важных дел Следственного комитета России (ГУРОВД СКР) Иван Сибул предъявил командиру воздушного судна Евдокимову Д. А. обвинение по ч. 3 статьи 263 УК РФ: «нарушение правил безопасности движения и эксплуатации ... воздушного транспорта лицом, в силу выполняемой работы или занимаемой должности обязанным соблюдать эти правила, повлекшее по неосторожности (выделено мной – А. З.) смерть двух или более лиц, причинение тяжкого вреда здоровью человека либо причинение крупного ущерба». Таким образом, психическое отношение летчика к своим действиям при осуществлении пилотирования самолета следствие предлагает квалифицировать как проявление преступной небрежности. Материалы были переданы Генпрокуратуре РФ для утверждения обвинительного заключения и передачи в суд. 20.04.2020 г. обвинительное заключение было утверждено и направлено в Химкинский городской суд Московской области для рассмотрения по существу. Процесс продолжается до сих пор.

Попаданию человека в какие-либо обстоятельства обязательно сопутствуют возникающие у него определенные эмоции. Они выступают в роли субъективной меры, посредством которой человек определяет свое (личностное) отношение к возникшей ситуации. Объединяя возможные и самые разнородные переживания, они играют для него роль обобщающей оценочной функции – значимости. И, соответственно, являются побудительной силой, обуславливающей его дальнейшее поведение. При этом эмоциональная сторона смысла возникшей ситуации выступает как отражение не только разных факторов внешнего плана, которые эта ситуация порождает, но и как отражение индивидуальных особенностей психики конкретного человека, то есть всего того, что отложилось в его сознании в предшествующей жизни и деятельности.

Евдокимов Д. А., на протяжении 20 лет проявлявший себя как человек, вполне ответственно относящийся к своим должностным обязанностям, выполняя перевозку пассажиров, безусловно считал *первой по значимости* для себя целью **обеспечение безопасности находящихся на борту воздушного судна людей** (и своей, кстати, в том числе). Этот вывод основывается также и на том, что в возникшей в данном полете нештатной ситуации он, несмотря на вполне возможные для него неблагоприятные последствия, тем не менее, не колеблясь принял решение прекратить выполнение плана полета и совершить вынужденную посадку. И вот при этом, по мнению следствия, он вдруг проявил небрежность. То есть ни с того ни с сего вдруг начал пилотировать «шалаяй-валяй». Очевидно, что квалификация психического отношения КВС к выполняемым действиям при пилотировании самолета как проявление небрежности, по крайней мере, сомнительна. Следствие же вместо того, чтобы рассматривать факт неадекватного пилотирования летчика с 20-летним стажем и с безусловно высокой мотивацией на обеспечение безопасности как *начальную точку в изучении*

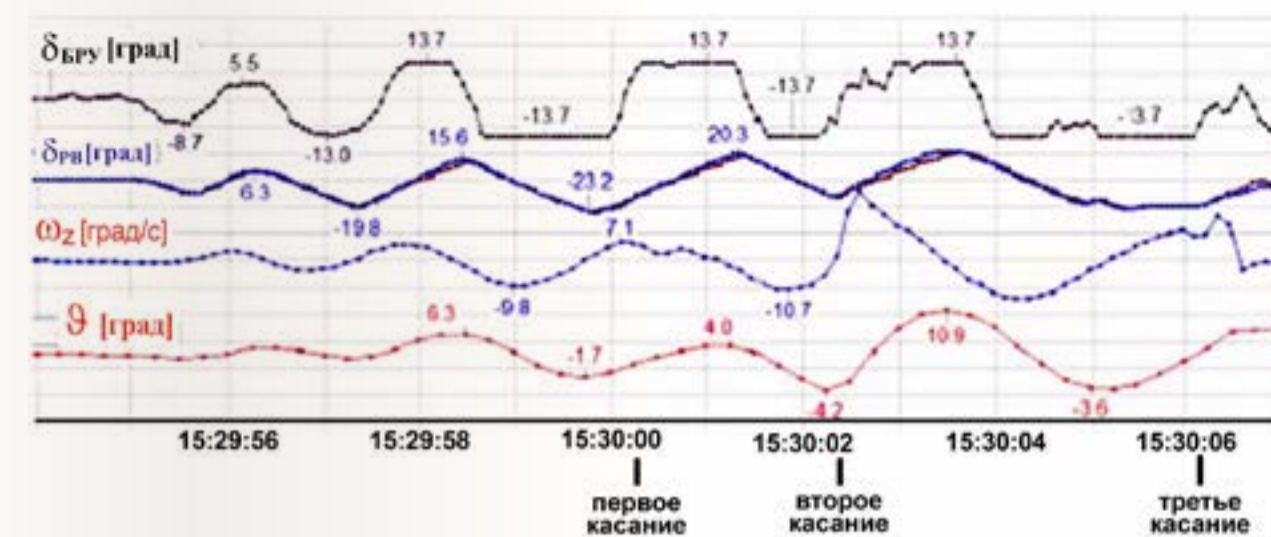


Рис. 1. Отслеживание рулем высоты ( $\delta_{\text{БРУ}}$ ) динамики изменения положения БРУ ( $\delta_{\text{БРУ}}$ )

обусловивших эти отклонения причинно-следственных связей, непонятно на каких основаниях отождествило эти действия с преступной небрежностью, то есть с **ВИНОЙ**.

В авиации под «козлением» подразумевается неожиданное для летчика отделение самолета от ВПП в момент приземления. Суть этого явления состоит в том, что в этот момент возникает значительный прирост подъемной силы. Это и приводит к отделению самолета. При этом без активного и грамотного вмешательства летчика в процесс управления ВС безопасное повторное приземление самолета, как правило, невозможно.

Что может вызвать значительное увеличение подъемной силы? Если конфигурация самолета остается неизменной, то к этому может привести только увеличение угла атаки (и угла тангажа, соответственно). В свою очередь, динамика изменения этих параметров зависит от динамики изменения действующего на самолет суммарного продольного момента, величина которого в значительной степени определяется продольным моментом, создаваемым горизонтальным оперением. Величина последнего в данной ситуации зависит от положения руля высоты.

Даже той информации, которая имеет место в Предварительном отчете комиссии МАК (стр. 31, данные бортового регистратора на этапе посадки), вполне достаточно для того, чтобы оценить качество функционирования **системы управления** после попадания молнии в самолет. Но комиссия почему-то обошла молчанием очевидный факт неадекватного «отслеживания» рулем высоты динамики изменения положения БРУ (рис. 1).

К чему это привело? Для ответа на данный вопрос при понимании того, как функционирует психика летчика при осуществлении регуляции действий БРУ при управлении продольным движением самолета, необходимо сопоставить динамику изменения положения рычага управления

( $\delta_{\text{БРУ}}$ ), руля высоты ( $\delta_{\text{РВ}}$ ) в совокупности с динамикой изменения кинематических параметров продольного движения самолета (угла тангажа  $\varphi$ , угловой скорости тангажа  $\omega_z$  и соответствующего углового ускорения  $\dot{\omega}_z$ ).

С началом выравнивания при управлении продольным движением самолета летчик принимает решение о необходимости отклонения БРУ на кабрирование или на пикирование, исходя из оценки совокупности информации о текущей высоте, вертикальной скорости и темпе ее изменения (вертикальном ускорении). При этом наиболее информативным будет являться сигнал по динамике изменения вертикальной скорости. Получение этой информации обеспечивается за счет функционирования зрительной системы посредством наблюдения внекабинного пространства. Количественная оценка величин параметров осуществляется глазомерно.

Но управление вертикальной скоростью снижения самолета осуществляется летчиком опосредовано за счет изменения угла тангажа  $\varphi$ . То есть при этом направление, темп и величина отклонения БРУ в дополнение к информации о вертикальной скорости обуславливаются текущей величиной угла, а также динамикой его изменения (величиной и направлением угловой скорости  $\omega_z$  и соответствующего углового ускорения  $\dot{\omega}_z$ ). Качественную (о направлении) и количественную (о величине) информацию об угле тангажа  $\varphi$  и скорости его изменения  $\omega_z$  летчик также получает за счет функционирования зрительной системы при наблюдении динамики изменения положения находящихся в поле его зрения элементов переплета остекления кабины относительно объектов внекабинного пространства (горизонта). Величина параметров оценивается глазомерно.

Также для регуляции действий БРУ используется и качественная информация по угловому ускорению  $\dot{\omega}_z$  и нормальной перегрузке  $n_y$ .<sup>4</sup> Получение сигналов по этим

<sup>3</sup> <https://www.aex.ru/news/2020/1/13/206962/> (дата обращения 05.05.2021). Сохранена орфография первоисточника.

<sup>4</sup> При длительности воздействия углового ускорения  $0,5 \div 1,0$  с порог чувствительности составляет  $2,4^\circ/\text{с}^2$ . Порог чувствительности к нормальной перегрузке при длительности нарастания, не превышающей 1,5 с, колеблется в пределах  $0,024 \div 0,031/\text{с}$ . – Г. Т. Береговой, Н. Д. Завалова, Б. Ф. Ломов, В. А. Пономаренко. Экспериментально-психологические исследования в авиации и космонавтике: - М.: Издательство «Наука», 1978 - 304 с. (стр. 87).



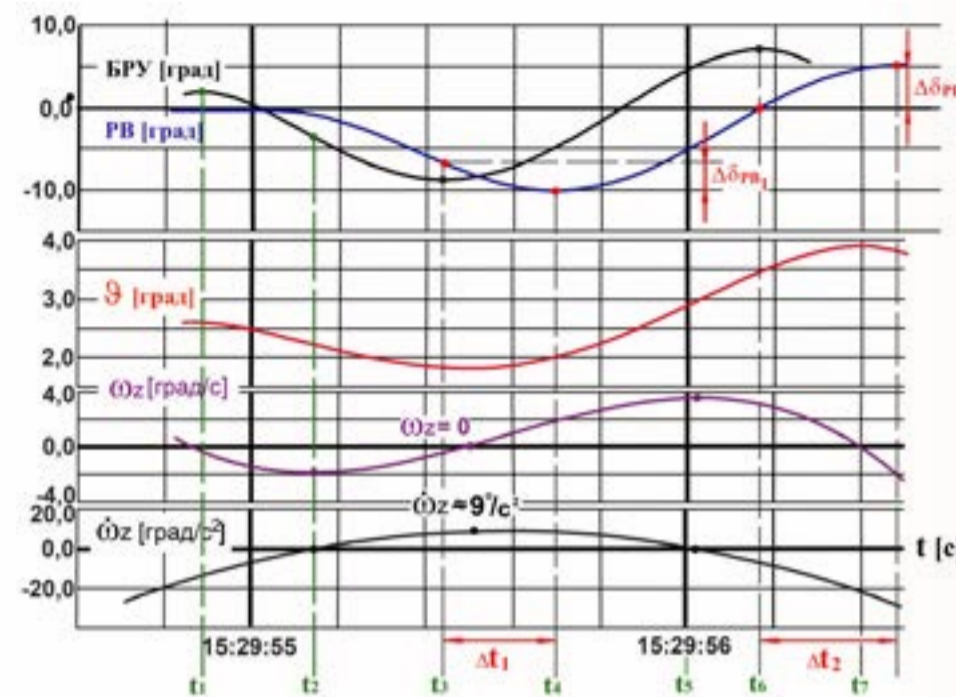


Рис. 2. Сопоставление динамики изменения положений БРУ, руля высоты, угловой скорости вращения самолета по тангажу и углового ускорения  $\dot{\omega}_z$  с началом выравнивания

параметрам (соответствующие ощущения) обеспечивается функционированием вестибулярного анализатора. Эта информация способствует возможности соразмерно регулировать темп и величину отклонения БРУ. Начав выполнять очередное действие рычагом, летчик регулирует темп отклонения и момент фиксации рычага, ориентируясь не только на визуально наблюдаемую скорость изменения угла тангажа (угловую скорость  $\omega_z$ ), а и на ощущаемую динамику изменения самой скорости (углового ускорения и нормальной перегрузки).

При этом момент изменения направления угловой скорости тангажа четко определяется даже без визуально наблюдаемой информации по ощущению изменения величины нормальной перегрузки. При уменьшении этого параметра, а, следовательно, также и угла атаки, нормальная перегрузка начинает уменьшаться, а при увеличении – наоборот.

В дополнение к информации по перечисленным параметрам летчик при регуляции действий БРУ для обеспечения соразмерности также использует информацию, получаемую посредством тактильных ощущений (оценка давления на кожу кистей рук и ступней ног) и информацию от двигательного (кинестетического, «телесно-чувствительного») анализатора. Последний за счет ощущения человеком изменений напряжений мышц, их оболочек, суставных сумок, связок, сухожилий обеспечивает формирование так называемого мышечного чувства. В этом чувстве можно выделить три составляющие: 1) чувство положения, когда человек может определить положение своих конечностей и их частей относительно друг друга; 2) чувство движения, когда, изменяя угол сгибания в суставе, человек осознает скорость и направление движения; 3) чувство силы, когда человек может оценить мышечную силу, нужную для движения или удерживания суставов в определенном положении. Совокупность мышечно-двигательных и тактильных ощущений обеспечивает летчика

информацией о положениях рычагов управления, динамике изменения этих положений и усилиях, используемых для этого. В совокупности с тактильными ощущениями и зрительным восприятием последняя дает возможность осуществлять регуляцию действий с более высокой точностью. Кстати, известно, что при использовании БРУ в качестве рычага управления **информационность кинестетического анализатора снижается** по сравнению с традиционным органом управления – штурвальной колонкой.

Зрительное восприятие динамики изменения кинематических параметров продольного движения самолета в совокупности с акселерационными ощущениями нормальной перегрузки  $n_y$  и углового ускорения  $\dot{\omega}_z$  как результата действия БРУ в продольном канале (которое воспринимается за счет мышечных и тактильных ощущений) обеспечивает реализацию обратной связи в замкнутом контуре «летчик-продольный канал СДУ-самолет». Эта информация также оказывает влияние на регуляцию действий рычагом. При этом соразмерность действий обеспечивается еще и за счет того, что на этапе освоения летчиком конкретного типа воздушного судна он *усваивает и запоминает возможный характер его ответных реакций на различные действия рычагами управления в разных, возможных на практике, ситуациях.*

Таким образом, все перечисленные факторы формируют у летчика так называемое «чувство самолета», дающее ему возможность пилотировать с требуемой точностью, обеспечивая эффективное управление и безопасность людей, находящихся на борту воздушного судна.

На посадке в момент времени 15:29:54 на высоте примерно 5,83 м при вертикальной скорости снижения около 1,25 м/с летчик снизил режим работы силовой установки до малого газа. Вследствие того, что двигатели на самолете расположены на пилонах под крылом, продольная балансировка самолета была нарушена, так как возник неуравновешенный продольный момент на пикирование. При этом летчик почувствовал уменьшение нормальной перегрузки  $n_y$  и появление отрицательного углового ускорения  $\dot{\omega}_z$ . А визуально он наблюдал начавшееся уменьшение угла тангажа (при незначительной начальной отрицательной угловой скорости вращения  $\omega_z$ ). И в момент времени  $t_1$  (примерно через 0,85 с от момента уменьшения режима работы силовой установки) он начал отклонять БРУ на кабрирование (рис. 2).

При этом темп, с каким осуществлялось отклонение БРУ, обуславливался наблюдаемой динамикой изменения вертикальной скорости снижения в совокупности с оценкой динамики изменения угловой скорости вращения на пикирование и уменьшения угла тангажа, а также в соответствии и с его оценкой реакции самолета на предшествующие действия рычагом управления. При этом можно заметить, что руль высоты начал отклоняться только спустя некоторое время ( $\Delta t_{\text{зап}} \approx 0,15 \div 0,20$  с)

относительно момента начала отклонения БРУ.

Тем не менее, по мере отклонения БРУ и руля стал увеличиваться положительный прирост создаваемого горизонтальным оперением продольного момента. Вследствие этого абсолютная величина отрицательного углового ускорения  $\dot{\omega}_z$  стала уменьшаться. Но до момента времени  $t_2$  оно оставалось меньше нуля. Поэтому до этого момента абсолютная величина отрицательной угловой скорости тангажа постоянно увеличивалась, а угол тангажа, соответственно, продолжал ускоренно уменьшаться, несмотря на отклонение рычага управления на кабрирование. При этом летчик ощущал продолжающееся уменьшение нормальной перегрузки и по изменению положения находящихся в поле его зрения элементов переплета остекления кабины относительно объектов внекабинного пространства визуально наблюдал уменьшение угла тангажа. Следует отметить, что такая реакция самолета с началом выравнивания не была следствием проявления инертности самолета. Наличие отрицательного углового ускорения свидетельствует о том, что имел место соответствующий неуравновешенный продольный момент.

В момент времени  $t_2$ , ощутив изменение направления углового ускорения и наблюдая уменьшение интенсивности нарастания отрицательной угловой скорости тангажа, летчик начал постепенно корректировать (уменьшать) темп отклонения БРУ на кабрирование. При этом угловая скорость тангажа еще оставалась меньше нуля вплоть до момента времени  $t_3$ . В этот момент уменьшение угла тангажа было практически прекращено, что летчик наблюдал визуально и почувствовал по прекращению уменьшения нормальной перегрузки. Но при этом с начала выравнивания тангаж существенно уменьшился. Для того чтобы предотвратить увеличение вертикальной скорости снижения самолета и не допустить грубой посадки, требовалось увеличить угол тангажа. Тем не менее, в момент времени  $t_3$  летчик начал отклонять рычаг управления на пикирование. Почему?

Отставание реакции руля высоты на динамику изменения положения БРУ привело к тому, что при уменьшении летчиком темпа отклонения рычага управления, начиная с момента времени  $t_2$ , руль продолжал отклоняться с прежним темпом. А в момент времени  $t_3$ , когда направление отклонения БРУ было изменено, руль высоты из положения  $\sim (-7,9^\circ)$ , которое соответствовало положению рычага в момент изменения направления его отклонения, еще в течение  $\Delta t_1 \approx 0,27$  с, вплоть до момента времени  $t_4$ , продолжал отклоняться на кабрирование до положения  $\sim (-11^\circ)$ . И только потом изменил направление отклонения на соответствующее направлению отклонения БРУ. Следовательно, имело место не только **запаздывание**, а и **перерегулирование** в отклонении руля высоты, величина которого составила около  $\delta\Delta_{\text{РВ}1} \approx 3^\circ$ .

Вследствие этого в тот момент, когда отрицательная угловая скорость тангажа была погашена, и уменьшение угла тангажа было прекращено, имело место положительное угловое ускорение значительной величины  $\sim 9^\circ/\text{с}^2$ . А

руль высоты при этом все еще продолжал отклоняться на кабрирование (при отклонении БРУ на пикирование). Из-за этого угловое ускорение тангажа оставалось положительным вплоть до момента времени  $t_5$ . И по ощущению летчика его максимальная величина была слишком большой. Это могло привести к развитию слишком большой угловой скорости на кабрирование, переходу самолета из режима снижения в набор высоты и потере скорости с возможностью непреднамеренного попадания в режим сваливания. Поэтому корректировочное отклонение БРУ на пикирование продолжалось до момента времени  $t_6$ .

Угловая скорость тангажа сохранялась положительной до момента времени  $t_7$ . То есть в течение временного интервала  $t_3 - t_6$  при непрерывном отклонении БРУ на пикирование угол тангажа продолжал увеличиваться до  $3,8^\circ$ , что наблюдалось летчиком визуально и сопровождалось ощущением нарастающей нормальной перегрузки. Это могло оцениваться им только как отсутствие адекватной реакции самолета на его действия рычагом управления. В момент  $t_7$ , когда угловая скорость тангажа на кабрирование была погашена, самолет снова оказался разбалансированным и снова при значительной величине, но теперь уже отрицательного углового ускорения. При этом опять имело место запаздывание порядка  $\Delta t_2 \approx 0,27$  с при величине перерегулирования около  $\delta\Delta_{\text{РВ}2} \approx 10^\circ$ .

Таким образом, причиной того, что летчик не смог осуществлять соразмерную регуляцию действий БРУ при управлении продольным движением самолета, стало не отсутствие у него адекватных навыков в технике пилотирования, а запаздывание и перерегулирование руля высоты при отслеживании системой управления динамики изменения положения БРУ. Иными словами, **контур управления продольным движением самолета функционировал неадекватно**. При этом только фиксация положения БРУ (и руля высоты) в моменты обнуления угловой скорости тангажа не предотвратили бы слишком большой темп нарастания изменения угловой скорости противоположного направления и соответствующего изменения самого угла тангажа.

**Можно сделать следующие выводы.**

1) При управлении продольным движением самолета летчик пытался осуществлять регуляцию действий БРУ в соответствии с динамикой изменения кинематических параметров движения самолета (вертикальных скорости и ускорения, угла тангажа и соответствующих угловой скорости и углового ускорения).

2) Функционирование системы управления при этом характеризовалось наличием запаздывания (фазового сдвига) в изменении положения руля высоты относительно изменения положения БРУ и наличием его перерегулирования. Вследствие этого не обеспечивались *необходимые быстродействие и точность* регулирования положения руля высоты в соответствии с положением рычага управления. В результате этого при попытках летчика управлять угловой скоростью тангажа самолет в момент ее погашения оказывался несбалансированным



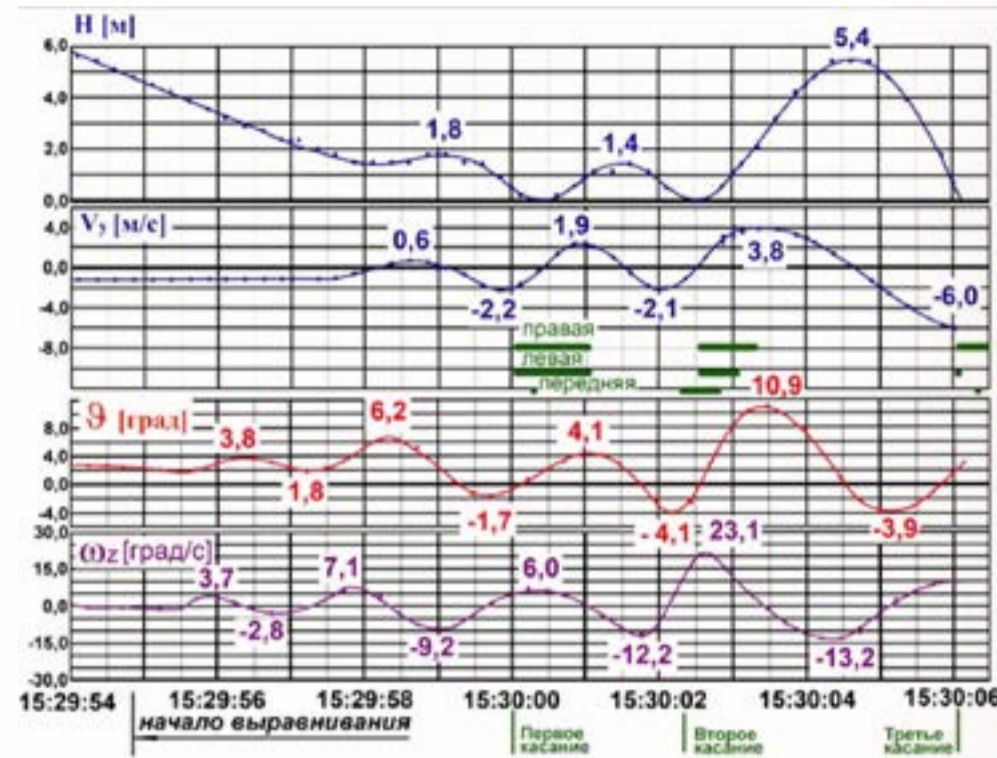


Рис. 3. Раскачка самолета на выравнивании при выполнении посадки

при наличии углового ускорения значительной величины и противоположного направления. При этом фазовый сдвиг между динамикой изменения положения руля высоты и ответной реакцией самолета (динамикой изменения угла тангажа) практически отсутствовал.

Согласно установленному Нормами летной годности (АП-25) критерию и, исходя из наглядно наблюдаемого характера функционирования продольного канала системы управления на выравнивании при выполнении посадки, ее состояние после воздействия атмосферного электричества следует классифицировать как в целом **неработоспособное** или, иными словами, как ее **функциональный отказ**.

3) Вследствие отказа системы управления летчик не имел возможности обеспечить регулировку действий БРУ в продольном канале с качеством, обеспечивающим эффективность и необходимую точность управления. Очевидно, что при таком характере отказа **успешное выполнение посадки было практически исключено**.

При попытке выполнить посадку на выравнивании самолет был непреднамеренно введен в раскачку (рис. 3). Можно не сомневаться, что ранее в процессе выполнения маневра для выхода на посадочный курс при попытке выполнить по команде диспетчера горизонтальный полет на высоте 600 м имела место точно такая же ситуация. И из-за раскачки КВС не смог обеспечить выдерживание заданной высоты полета с требуемой точностью.

«Отказное» состояние системы управления привело к тому, что этап выдерживания при выполнении посадки практически отсутствовал

(рис. 4). В момент времени  $t_8$  в очередной раз угловая скорость на кабрирование была погашена, и увеличение угла тангажа было прекращено. При этом в непосредственной близости от поверхности ВПП имело место отрицательное угловое ускорение значительной величины. Началось резкое и интенсивное уменьшение угла тангажа.

Для того чтобы предотвратить недопустимое увеличение вертикальной скорости снижения самолета и грубую посадку, летчик энергично отклонил БРУ на кабрирование. И если положение рычага управления было изменено примерно за 0,36 с, то руль высоты отклонился в соответствующее положение 1,4 с (дольше почти в 4 раза), при этом запаздывание составило 1,11 с. Вследствие этого отрицательная угловая скорость тангажа имела место почти до момента касания ВПП. Соответственно, в течение этого временного интервала угол тангажа продолжал уменьшаться, и это происходило в непосредственной близости от поверхности ВПП. Поэтому все это время летчик фиксировал БРУ в положении полностью на кабрирование. При этом динамика изменения угла тангажа практически соответствовала динамике изменения положения руля высоты.

Энергичное отклонение БРУ и фиксация рычага управления в положении полностью на кабрирование дали возможность за 0,27 с перед первым касанием

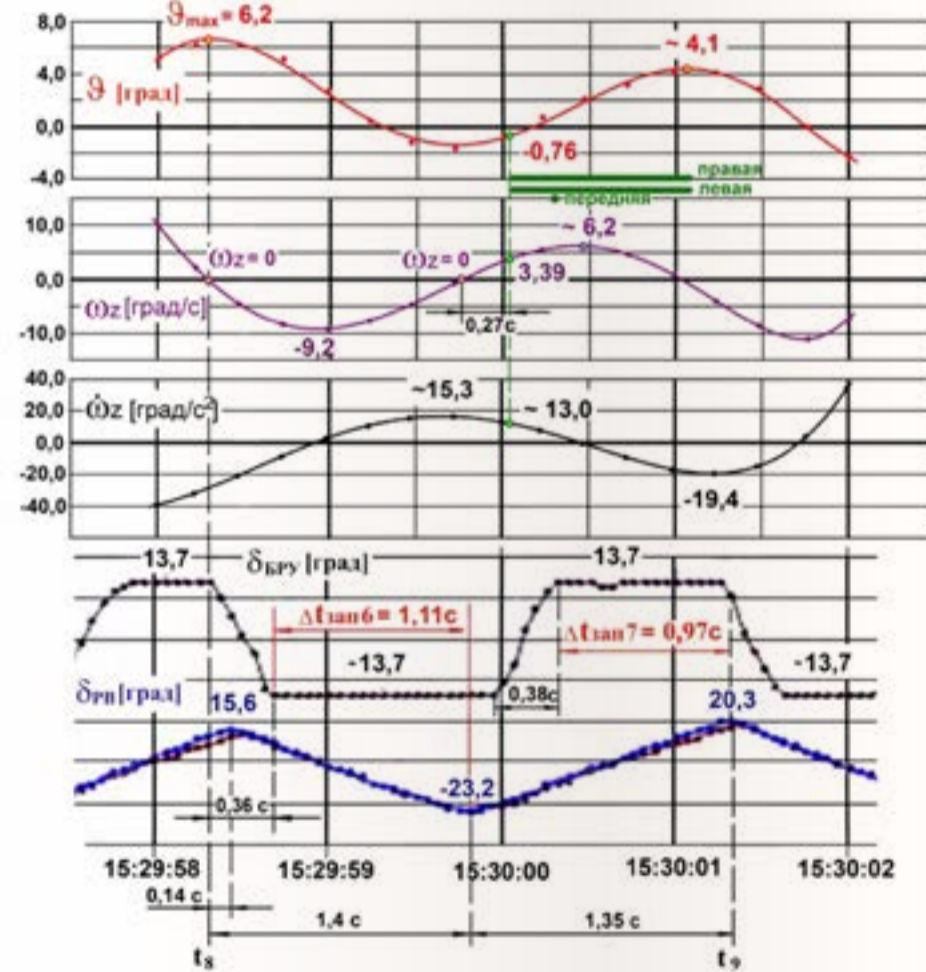


Рис. 4. Динамика изменения положений БРУ, руля высоты, угла тангажа и соответствующих угловой скорости и углового ускорения при первом касании самолета ВПП

прекратить уменьшение угла тангажа и за счет его незначительного увеличения обеспечить вертикальную скорость снижения самолета, в момент касания лишь незначительно превысившую 2 м/с.

Непосредственно перед касанием ВПП и в момент прекращения уменьшения угла тангажа (погашения отрицательной угловой скорости) из-за запаздывания руля высоты положительное угловое ускорение  $\dot{\omega}_z$  достигло максимума (около  $15^\circ/\text{с}^2$ ). Самолет в очередной раз оказался несбалансированным, то есть имел место положительный продольный момент значительной величины. В момент касания величина угла тангажа составила около  $-0,8^\circ$  (угла атаки, соответственно, примерно  $2,4^\circ$ ), величина положительной угловой скорости тангажа  $\sim 3,4^\circ/\text{с}$  при положительном угловом ускорении около  $13^\circ/\text{с}^2$ .

Ощущая это ускорение и пытаясь предотвратить интенсивное увеличение угла тангажа и угла атаки, **то есть предотвратить отделение самолета от ВПП после касания**, летчик практически в момент, когда угловая скорость тангажа стала нулевой, совпавший с моментом касания ВПП, энергично отклонил БРУ полностью на пикирование. БРУ была отклонена за время примерно 0,38 с. При этом руль высоты отклонился в соответствующее положение в течение 1,35 с (запаздывание 0,97 с). Вследствие отставания руля в течение еще примерно 2,0 с после касания угловая скорость тангажа оставалась положительной (максимальное значение  $6,2^\circ/\text{с}$ ), а угол тангажа в момент времени 15:30:01 достиг максимума в  $4,1^\circ$  (угол атаки  $\sim 7,3^\circ$ ). И так как в этот момент скорость самолета была повышенной, произошло отделение самолета от ВПП. Причина отделения – увеличение подъемной силы самолета в момент касания ВПП из-за увеличения углов тангажа и атаки. Это произошло, в свою очередь, по причине наличия положительного продольного момента значительной величины вследствие замедленного отклонения руля высоты, что было вызвано отказом системы управления.

Если же сравнивать описанную выше картину развития ситуации при первом касании самолета ВПП с изложенной в предварительном отчете комиссии МАК, то можно обнаружить следующие несовпадения. Во-первых, в момент первого касания БРУ не находилась «на упоре на себя», как отмечено в отчете, а уже примерно на 1/3 была отклонена на пикирование. При этом величина положительной угловой скорости тангажа составляла  $\sim 3,4^\circ/\text{с}$  (а не  $7^\circ/\text{с}$ ). Максимальной величины  $6,2^\circ/\text{с}$  она достигла только через 0,5 с. Но не это главное. Комиссия не увидела очевидное, а именно то, что руль высоты отставал от БРУ. Это привело к тому, что, как и на выравнивании, в момент, когда летчику удалось погасить отрицательную угловую скорость тангажа и остановить изменение этого параметра, самолет оказался разбалансированным. А

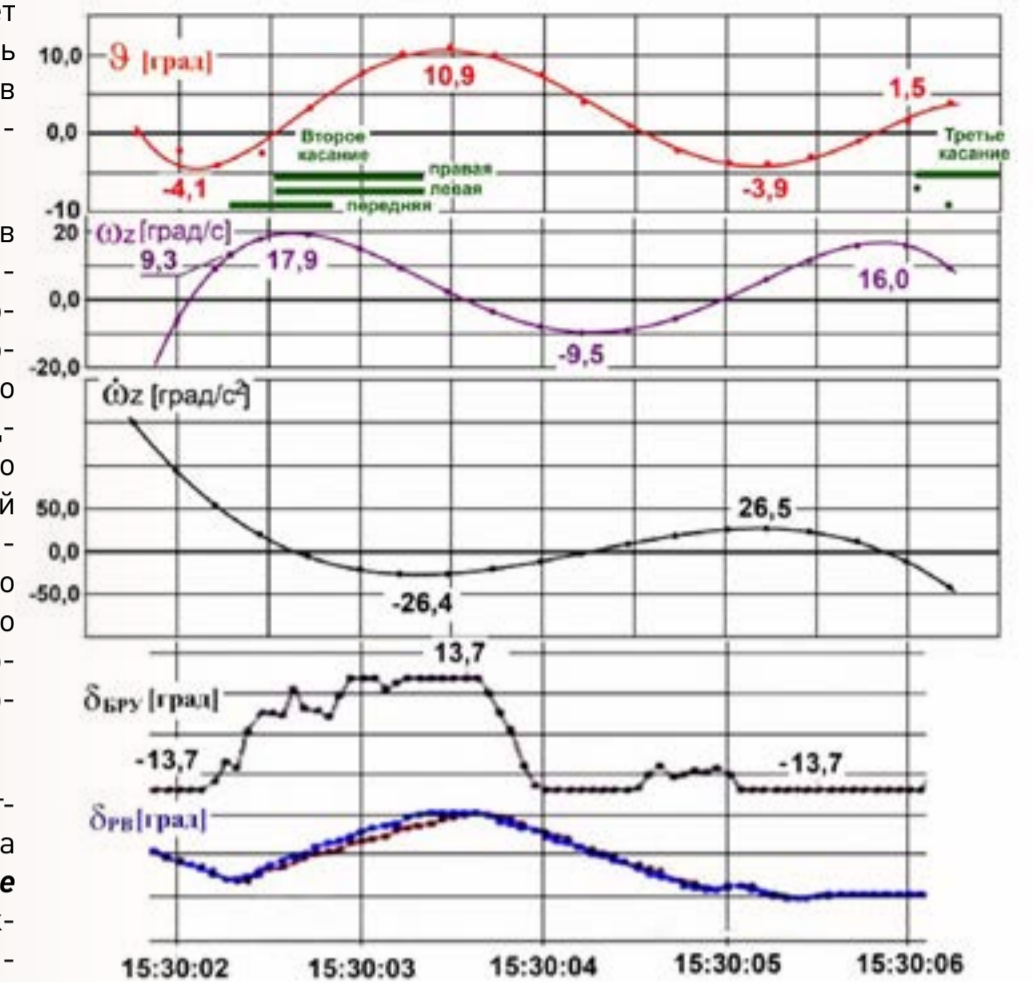


Рис. 5. Динамики изменения положений БРУ, руля высоты, угла тангажа и соответствующих угловой скорости и углового ускорения при втором и третьем касаниях ВПП

создаваемый при этом горизонтальным оперением продольный момент обуславливал положительное угловое ускорение значительной величины. Замедленная же реакция руля высоты при отклонении летчиком БРУ на пикирование и обусловила резкое возрастание подъемной силы в момент приземления. И если такое функционирование системы управления на этапе выравнивания привело к раскачке самолета, то посадка оказалась просто **практически неуправляемой**.

После первого отделения от ВПП при достижении самолетом высоты порядка 1,5 м угловая скорость тангажа была погашена, и увеличение угла тангажа было прекращено. При этом отрицательное угловое ускорение достигло величины около  $-19,4^\circ/\text{с}^2$ . Для предотвращения приземления с большой вертикальной скоростью снижения летчик снова отклонил БРУ полностью на кабрирование. Из-за запаздывания руля высоты и уменьшения эффективности горизонтального оперения по мере уменьшения скорости полета предотвратить неадекватное уменьшение угла тангажа до момента касания самолета ВПП уже не удалось.

Второе касание произошло с опережением на переднюю стойку шасси. При этом самолет снова оказывается разбалансированным при положительной угловой скорости тангажа порядка  $9,3^\circ/\text{с}$  и значительной величины положительного углового ускорения. В момент второго приземления летчик для предотвращения отделения самолета от ВПП начинает отклонять БРУ на пикирование. Будучи полностью дезориентированным неадекватными



реакциями самолета на его предшествующие действия рычагом управления, он пытается найти оптимальный темп отклонения. Рычаг отклоняется в максимальное положение в течение порядка 1 секунды (значительно медленнее, чем в предыдущем случае) и фиксируется в этом положении (рис. 5). При таком темпе отклонения руль высоты изменяет свое положение практически синхронно. Но это слишком медленно. Самолет, получив импульс на увеличение угла тангажа за счет обратного хода штока амортизатора передней стойки шасси и толчок вверх при обратном ходе штоков амортизаторов основных стоек, снова отделяется от ВПП. Вследствие запаздывания руля высоты угол тангажа увеличивается до величины 10,9°, а высота достигает более 5 метров. В момент прекращения увеличения угла тангажа БРУ отклоняется полностью на кабрирование. Но даже если бы система управления функционировала штатно, вследствие недостаточной эффективности горизонтального оперения из-за уменьшения скорости (258 км/ч) предотвратить грубое приземление с повышенной вертикальной скоростью не было возможности.

Таким образом, при выполнении вынужденной посадки самолета действительно имело место «прогрессирующее козление». Вот только причиной его возникновения стали не «противоправные действия командира воздушного судна Дениса Евдокимова, который, имея специальную подготовку и значительный опыт управления самолетами различных типов, тем не менее, своими действиями... создал разрушающую перегрузку», а **неадекватное функционирование системы управления** при в общем-то соответствующем реагировании летчика на контрольную и корректировочную информацию (приборно-внешнюю и психофизиологическую). То есть представление Технической комиссией МАК ситуации таким образом, что причиной повреждения самолета стало несоблюдение КВС Евдокимовым Д. А. процедуры эксплуатации самолета, описанной в разделе «Отделение самолета от ВПП при посадке» бюллетеня для летного экипажа «Техника выполнения посадки», [1.09.11 стр. 18 РЛЭ] не имеет оснований или голословно.

При этом следует отметить, что упомянутая процедура вообще **не применима** в данном случае. Смысл этих рекомендаций состоит в том (см. выше), что при непреднамеренном отделении самолета от ВПП летчику предписывается «не допускать изменения угла тангажа» (выделено мной – А. З.). А для этого процедурой предписывается «зафиксировать ручку в положении, достигнутом в момент касания» (выделено мной – А. З.). Очевидно, что к возникшей ситуации данные рекомендации абсолютно неприменимы. Предотвратить изменение угла тангажа за счет фиксации положения БРУ можно только в случае, если в этот момент рычаг управления и руль высоты находятся в балансирующем положении. В рассматриваемом случае в моменты первого и второго касания самолет был разбалансирован, что очевидно потому, что в эти моменты угловое ускорение не было нулевым, то есть имел место несбалансированный продольный момент тангажа.

Затруднения, с которыми летчик столкнулся при осуществлении пилотирования самолета в ручном режиме после самопроизвольного переключения системы управления на функционирование в режиме «DIRECT MODE», а также то, что он при выводе самолета из режима снижения в горизонтальный полет на высоте 600 м не смог обеспечить необходимую точность пилотирования, безусловно сопровождались определенными (отрицательными по модальности) эмоциональными переживаниями. Эти переживания играли роль субъективной совокупной меры его отношения к тому, что появились определенные сложности при осуществлении пилотирования, и к тому, с каким качеством он его выполнял. Такие переживания у любого человека наступают самопроизвольно, достаточно ему только осознать, что в процессе решения стоящей перед ним задачи возникли какие-то осложнения. При этом осуществление регуляции действий БРУ потребовало от него уделять повышенное внимание восприятию всей необходимой пилотажной информации для того, чтобы иметь возможность непрерывно выполнять корректирующие действия БРУ в продольном (и поперечном) канале для исправления допускаемых забросов по тангажу (и крену). Это обусловило существенное увеличение уровня его рабочей (психофизиологической) нагрузки. И по мере усугубления ситуации (уменьшения высоты полета и соответствующего увеличения требований к точности управления, увеличения степени риска и неопределенности исхода) динамика изменения психического состояния летчика характеризовалась только нарастанием напряженности. Необходимость уделять повышенное внимание обеспечению соразмерности действий БРУ в продольном и поперечном каналах управления в совокупности с состоянием повышенной психической напряженности привели к тому, что КВС стал допускать отклонения не только в управлении самолетом (например, утрата контроля за скоростью на выравнивании), а и в эксплуатации авиатехники, и в руководстве экипажем.

Можно не сомневаться в том, что КВС понимал, что имеет место определенная вероятность неблагоприятного в той или иной степени завершения полета (или, иными словами, предвидел это). Но при этом он не имел возможности предотвратить такое развитие ситуации в силу несоответствия своих психофизиологических качеств требованиям фактических условий, оказавшихся для него **экстремальными** из-за отказа системы управления. Иными словами, все отклонения в действиях летчика БРУ при пилотировании в ручном режиме, совершенные им после попадания молнии в самолет и отказа системы управления при ее функционировании в режиме «DIRECT MODE», а также допущенные отклонения в эксплуатации авиатехники и в организации функционирования экипажа при выполнении установленных процедур, что в конечном итоге привело к повреждению самолета при выполнении посадки, не являются следствием проявления неосторожности, а тем более *преступной небрежности*, то есть не могут вменяться Евдокимову Д. А. в вину и не могут являться противоправными.

Почему при попадании молнии в самолет произошел

отказ системы управления? Возможной причиной могло стать несоответствие типовой конструкции воздушного судна (в плане защищенности системы управления) соответствующим пунктам сертификационного базиса (соответствующим требованиям Норм летной годности) из-за ошибок, допущенных на этапе проектирования, и неустановленное при сертификации. Или это могло быть следствием допущенных нарушений типовой конструкции воздушного судна при выполнении каких-то работ по наземному обслуживанию самолета специалистами ИАС уже в процессе его эксплуатации.

В соответствии с предварительным отчетом комиссии МАК пассажиры и член экипажа погибли из-за воздействия факторов, ставших результатом возникшего пожара, а не от механических воздействий вследствие грубой посадки. Но между пожаром и пилотированием КВС имела место цепочка взаимосвязанных событий:

- неадекватное пилотирование летчика;
- повреждение основных стоек шасси самолета;
- нарушение герметичности топливных баков из-за повреждения стенки заднего лонжерона крыла самолета, которая одновременно является стенкой топливных баков;
- утечка значительного количества топлива;
- значительное искрообразование при окончании пробега после посадки вследствие того, что самолет двигался по сухой бетонной ВПП в условиях теплой погоды, опираясь на мотогондолы и хвостовую часть фюзеляжа;
- возникновение интенсивного пожара значительной площади.

Таким образом, прямой (или непосредственной) причиной гибели людей стал пожар, а причинная связь между действиями КВС при осуществлении пилотирования и гибелью людей имеет косвенный характер. Тем не менее, можно ли считать, что причиной гибели людей стал «характер» пилотирования КВС, то есть действия летчика?

В соответствии с предварительным отчетом комиссии МАК, при выполнении этой вынужденной посадки имели место, в том числе, следующие повреждения силовых элементов крыла самолета (стр. 38-39):

- кронштейн крепления гидроцилиндра (ГЦ) управления правой основной опорой шасси (ООШ) отделен от заднего лонжерона и находится над кессоном консоли в висящем положении. После отделения кронштейна крепления ГЦ управления ООШ в стенке лонжерона образовалось отверстие, через которое происходило вытекание топлива из топливного бака правой консоли;
- кронштейн крепления ГЦ управления левой ООШ отделен от заднего лонжерона и находится над кессоном консоли в висящем положении (характер отделения и повреждения аналогичен правой ООШ).

Почему повреждение основных стоек шасси воздушного судна данного типа привело к повреждению топливных баков и к утечке топлива в таком количестве, которого стало достаточно для возникновения интенсивного пожара значительной площади?

Основные стойки шасси крепятся к стенке заднего лонжерона крыла и вспомогательному силовому элементу – балке шасси. При этом к стенке заднего лонжерона, которая одновременно является и стенкой топливного бака, крепятся траверса стойки (ее передний узел), передний подкос стойки и кронштейн, к которому подсоединяется шток гидроцилиндра ее уборки-выпуска. Узлы крепления траверсы стойки и ее переднего подкоса включают «слабые звенья», то есть такие элементы конструкции, которые будут гарантированно разрушаться при воздействии на них нагрузки определенной (расчетной) величины. В узле крепления кронштейна гидроцилиндра такого звена нет. Поэтому при грубой посадке после разрушения «слабых звеньев» в узлах крепления траверсы и подкоса и при смещении основных стоек относительно крыла вверх (и относительно его заднего лонжерона, в том числе) отделение от стенки заднего лонжерона кронштейнов крепления штоков гидроцилиндров уборки-выпуска стоек произошло за счет местного разрушения последней. При этом в стенке образовались отверстия значительной площади. Это и зафиксировано в предварительном отчете комиссии МАК.

Можно не сомневаться, что согласованный Авиарегистром МАК в процессе создания воздушного судна RRJ-95B сертификационный базис обязательно включает следующие требования Норм летной годности (АП-25) к конструкции шасси:

#### «25.721. Шасси. Общие положения.

(a) Основные опоры шасси должны быть спроектированы так, чтобы в случае их разрушения из-за превышения расчетных нагрузок при взлете (разбеге) и посадке (пробеге) (предполагается, что нагрузки действуют в направлении вверх и назад) характер разрушения был таким, чтобы не возникала:

(b) у самолетов с числом пассажирских кресел 10 и более, не считая кресел пилотов, утечка из любой части топливной системы в количестве, достаточном для появления опасности пожара».

По факту случившегося очевидно, что при проектировании воздушного судна эти положения не были реализованы Разработчиком (АО ГСС). Иными словами, типовая конструкция самолета в этом плане не соответствует требованиям Норм летной годности (АП-25). И это несоответствие не было установлено при проведении сертификационных работ под руководством Авиарегистра МАК. Разработчик получил сертификат типа, а самолет был допущен к коммерческой эксплуатации.

Факт невыполнения требований Норм летной годности Разработчиком на этапе создания



воздушного судна и факт того, что на этапе сертификации несоответствие его типовой конструкции этим требованиям не было установлено, являются обстоятельствами, имеющими **принципиальное** значение для установления лиц, результатом действий которых стали наступившие последствия. Тем более, с учетом того, что причиной неадекватного пилотирования КВС стал не характер его психического отношения к выполняемым действиям, а **отказ системы управления**, создавший для него экстремальные условия, **не позволившие** предотвратить катастрофическое развитие ситуации.

В состав Технической комиссии МАК для расследования причин данной катастрофы были включены представители АО «Гражданские самолеты Сухого», то есть Разработчика воздушного судна RRJ-95B, отвечавшего за обеспечение соответствия типовой конструкции самолета требованиям Норм летной годности. При этом руководство проведением сертификации самолета, то есть процессом установления соответствия типовой конструкции этим требованиям (перечисленным в сертификационном базисе) осуществлял «Авиарегистр» МАК - подразделение Межгосударственного авиационного комитета. А теперь АО ГСС и МАК, то есть *эти же самые структуры*, проводят расследование причин данной катастрофы. Очевидно, что при таком составе комиссии априори исключались приведенные выше выводы о причине неадекватного пилотирования КВС, а также о том, результатом чьих действий является основная (или коренная) причина возникновения пожара и, соответственно, гибели людей. С подачи комиссии причина неадекватного пилотирования необоснованно была сведена к «противоправным действиям командира воздушного судна Дениса Евдокимова». Ну а по поводу повреждения шасси и нарушения герметичности топливных баков в предварительном отчете представлен ряд утверждений, которые не соответствуют действительности.

Целью этого является попытка обосновать ложное утверждение того, что нарушение прочности «слабых звеньев» в элементах крепления основных стоек шасси произошло будто бы при втором касании ВПП. А повреждение топливных баков – уже при третьем касании при смещении стоек относительно лонжерона из-за того, что их крепление уже было нарушено. И, таким образом, убедить следствие и суд в том, что имевшие место обстоятельства будто бы вышли за рамки установленных Нормами летной годности расчетных условий, исходя из которых проектируются стойки шасси и узлы их крепления и определяются их прочностные характеристики. И, как результат этого, способствовать выводу о том, что так как эти обстоятельства созданы действиями КВС из-за неудовлетворительного качества пилотирования, то причина повреждения топливных баков, утечки топлива, возникновения пожара и гибели людей – это якобы неадекватные действия летчика, а не ошибки проектирования, неустановленные при сертификации. Что же конкретно

написала комиссия?

Момент разрушения «слабых звеньев» в узлах крепления основных стоек шасси было предложено установить на основании сравнения величин нормальной перегрузки, которые имели место в моменты касаний самолета ВПП, со значением расчетной величины этого параметра. При этом, во-первых, за величину перегрузки в моменты касания ВПП берутся значения, зафиксированные штатным бортовым регистратором параметров полета. Якобы эта величина была соответственно 2,55; 5,85 и 5,0. Но, как известно, принцип функционирования датчиков нормальной перегрузки в подобных регистраторах обеспечивает достоверную информацию по этому параметру только в условиях полета. При движении самолета по земле эта информация недостоверна вследствие недопустимых по величине случайных погрешностей<sup>5</sup>.

Во-вторых, в качестве критерия для сравнения комиссия предлагает использовать расчетную величину нормальной перегрузки **3,75**. Но в соответствии с п. 25.333 АП-25 этот критерий используется для нормирования *расчетных нагрузок на силовые элементы планера самолета в условиях полета. А наземная нагрузка* при посадке (эксплуатационная и расчетная) на элементы конструкции шасси и узлы крепления стоек к силовым элементам планера для определения их прочностных характеристик задается величиной *вертикальной скорости снижения перед касанием ВПП*. Вряд ли среди членов комиссии не нашлось такого человека, который был бы знаком с содержанием положений Норм летной годности...

В данном случае, так как вынужденная посадка выполнялась с весом, близким к взлетному, установленная максимальная величина эксплуатационной нагрузки на шасси должна соответствовать п. 25.473(a)(3)(a\*)(2) АП-25, то есть определяться при вертикальной скорости снижения в момент касания ВПП равной  $V_y = 3,05 \cdot 0,8 = 2,44$  м/с. Что это подразумевает?

Так как самолет прошел сертификацию, то есть следует считать, что установлено соответствие его прочностных характеристик требованиям АП-25, приземление со взлетным весом и с вертикальной скоростью снижения в момент касания не больше 2,44 м/с не должно сопровождаться появлением опасных остаточных деформаций в элементах конструкции стоек шасси и в узлах их крепления. Тем более при этом не должно происходить разрушение каких-то элементов (п. 25.305).

Очевидно, что для того, чтобы определить момент разрушения «слабых звеньев» в узлах крепления основных стоек шасси, требуется проанализировать величину вертикальной скорости снижения самолета в моменты трех касаний. Характер динамики изменения высоты дает возможность оценить величину вертикальной скорости самолета в моменты касания ВПП (рис. 3). При первом и втором касании ВПП величина вертикальной

скорости снижения самолета составляла порядка 2,2 м/с и 2,1 м/с соответственно, а при третьем около 6,0 м/с. Из этого следует, что ни при первом, ни при втором касаниях разрушения «слабых звеньев» в узлах крепления основных стоек шасси быть не могло. И вообще, при втором касании вертикальная скорость снижения самолета была минимальной.

Но то, что разрушение «слабых звеньев» никак не могло иметь места в момент второго касания ВПП, подтверждается еще и тем, что утверждение обратного противоречит фундаментальным законам природы. Что будет, если вертикальная скорость снижения самолета перед касанием ВПП превысит расчетную величину? В процессе ее гашения произойдет полное обжатие амортизаторов основных стоек шасси. В этот момент, так как вертикальная скорость не погашена полностью, оставшееся количество движения практически мгновенно трансформируется в импульс силы. И так как этот процесс будет скоротечен, сила инерции, а соответственно, и сила давления самолета на ВПП, существенно возрастут. Вследствие этого увеличится и ответная сила реакции. И ее составляющие, воздействующие на «слабые звенья» в узлах крепления стоек, превысят расчетные величины, что и приведет к их разрушению.

Разрушение «слабых звеньев» подразумевает, что жесткая связь, которая ограничивала движение самолета по вертикали в направлении к поверхности ВПП, будет нарушена. То есть самолет получит возможность продолжать свое движение в этом направлении. Произойдет касание ВПП мотогондолами и хвостовой частью фюзеляжа. При этом возможность увеличения угла тангажа (а также угла атаки и подъемной силы) будет исключена из-за возникновения мощного продольного момента на пикирование. Самолет «прилипнет» к ВПП и уже не сможет отделиться от нее. Таким образом, факт отделения самолета от ВПП после второго касания подтверждает вывод

о том, что в этот момент разрушения «слабых звеньев» в узлах крепления основных стоек шасси не произошло.

В связи с тем, что причиной неадекватных действий КВС Евдокимова Д. А. при осуществлении пилотирования самолета явился функциональный отказ системы управления из-за воздействия на нее атмосферного электричества при попадании молнии в самолет, а эти действия стали лишь косвенной причиной гибели части находившихся на борту воздушного судна людей, основания для предъявления ему обвинения отсутствуют.

Не так давно, с интервалом всего в пять месяцев произошли две катастрофы самолета Boeing 737 MAX. После второй катастрофы 76 стран (в том числе, и США) приостановили полеты на воздушных судах данного типа. И, невзирая на противодействие Разработчика (корпорации Boeing), причиной авиационных происшествий был признан конструктивный недостаток самолета. Наличие ошибки в программном обеспечении обуславливало неадекватное управление положением переставного стабилизатора в процессе управления продольным движением самолета. Действие сертификата типа было временно приостановлено. Корпорацию обязали устранить недостаток и провести в необходимом объеме испытания и повторную сертификацию. И только после выполнения этих требований самолеты данного типа снова были допущены к коммерческой эксплуатации (к использованию для перевозки пассажиров).

Различные материалы по катастрофе самолета RRJ-95B в аэропорту Шереметьево 5 мая 2019 г. (предварительный отчет комиссии МАК, заявления представителей следствия и пр.) находятся в свободном доступе в средствах массовой информации. Любому мало-мальски грамотному специалисту на основании информации, представленной в Предварительном отчете комиссии МАК, не составит труда понять, в чем причина катастрофы. При этом средства массовой информации уже неоднократно сообщали, к какому выводу пришло следствие...

\* Фото размещено в открытом доступе по адресу

\*\* Справка об авторе



**Земляной Алексей Федорович.** На летной работе более 30 лет, из них 24 – в качестве летчика-испытателя (10 лет – в НИИ ВВС, а затем – старший летчик-испытатель НАЗ «Сокол»). Участвовал в госиспытаниях модификаций самолетов Су-25 и Су-27, заводских испытаниях МиГ-31М и опытного самолета-амфибии, а также практически во всех видах специальных летных испытаний военных и гражданских самолетов различных типов. Получил обширный опыт инструкторской работы. При прохождении службы в НИИ ВВС, помимо должности летчика-испытателя, исполнял обязанности начальника службы безопасности полетов научно-исследовательского управления.

Летная практика включает более 40 типов и модификаций самолетов: от легких спортивных (Як-52, Як-55) до транспортных самолетов 2-го класса. Заслуженный летчик-ис-

пытатель РФ (2002 г.).

В 2007 г. прошел аттестацию Центральной аттестационной комиссией Роспрома (с получением свидетельства) на соответствие должности начальника летно-испытательного подразделения. Руководил проведением сертификационных работ и летных испытаний в НПО, занимающемся проектированием, постройкой и испытаниями легких гражданских самолетов нормальной категории.

[Статьи А.Ф. Земляного](#) в журнале «Авианорама» публикуются с 2011 года. Все они принадлежат рубрике «Безопасность полетов». Познакомиться с ними можно на сайте [avianorama.ru](http://avianorama.ru).

<sup>5</sup> Например, см. Научный вестник МГТУ ГА № 219, 2015 г. Филиппов В. П. «Обоснование критериев грубой посадки самолетов, основанных на показаниях штатных бортовых систем типа МСРП-А-02».