

**МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ**

**КОМИССИЯ
ПО РАССЛЕДОВАНИЮ
АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ**

РОСТРАНСНАДЗОР

**УПРАВЛЕНИЕ
ГОСУДАРСТВЕННОГО НАДЗОРА
ЗА ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ
В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
(ГОСАВИАНАДЗОР)**

**ИНФОРМАЦИОННЫЙ
БЮЛЛЕТЕНЬ**

**Состояние безопасности полетов
гражданских воздушных судов
государств-участников
«Соглашения о гражданской авиации
и об использовании воздушного пространства»
в мае 2018 года**

№ 05 (212)

2018 г.

ББК 39.5

С 66

Редакционная коллегия:

Кофман В.Д., к.т.н., Морозов А.Н., Титова Н.И., Никитин А.А.

Бюллетень «Состояние безопасности полетов гражданских
воздушных судов». – М.: «Авиаиздат», 2018.

ОГЛАВЛЕНИЕ

1 ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПО ОПЕРАТИВНОЙ ИНФОРМАЦИИ	5
1.1 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ	5
1.1.1 КАТАСТРОФЫ	6
1.1.2 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ БЕЗ ЧЕЛОВЕЧЕСКИХ ЖЕРТВ	6
1.2 ИНЦИДЕНТЫ	7
2 РЕЗУЛЬТАТЫ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ	10
3 РЕЗУЛЬТАТЫ РАССЛЕДОВАНИЯ ИНЦИДЕНТОВ	25
3.1 ИНЦИДЕНТЫ, СВЯЗАННЫЕ С ОШИБОЧНЫМИ ДЕЙСТВИЯМИ ЭКИПАЖЕЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ, ПЕРСОНАЛА СЛУЖБ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ И УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ, С АКТИВНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ	25
3.2 ИНЦИДЕНТЫ, СВЯЗАННЫЕ С НЕДОСТАТКАМИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	56

1 ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПО ОПЕРАТИВНОЙ ИНФОРМАЦИИ

По оперативным данным, поступившим в Комиссию по расследованию авиационных происшествий МАК на 01.06.18, в мае 2018 г. с гражданскими воздушными судами государств-участников Соглашения произошло 2 катастрофы, 2 АПБЧЖ с ВС России и 69 инцидентов: 67 с ВС России, по одному с ВС Республики Беларусь и Республики Узбекистан.

1.1 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ

Данные по авиационным происшествиям за май 2018 г. в сравнении с аналогичным периодом 2017 г. приведены в таблице.

Таблица

Класс воздушных судов	Вид авиаперевозок	Год	Май				С начала года			
			АП	В т.ч. К	Потери		АП	В т.ч. К	Потери*	
					Эк.	Пас.			Эк.	Пас.
КОММЕРЧЕСКАЯ АВИАЦИЯ										
Тяжелые самолеты	Все виды авиарбот и перевозок, в т.ч.	2018					1	1	4	67
		2017								
	регулярные	2018					1	1	4	67
	пассажирские	2017								
		нерегулярные	2018							
	пассажирские	2017								
		прочие, в т.ч. груз., перегон., трениров.	2018							
2017										
Легкие и сверхлегкие самолеты	Все виды авиарбот и перевозок, в т.ч.	2018	1	1	1		1	1	1	
		2017	2	1	1		4	1	1	
	регулярные	2018								
	пассажирские	2017								
		нерегулярные	2018							
	пассажирские	2017								
		Прочие авиарботы	2018	1	1	1		1	1	1
2017	2	1	1		4	1	1			
Вертолеты	Все виды авиарбот и перевозок	2018					6	3	9	3
		2017	3	1	1	2	5	1	1	2
ВСЕГО	Все виды авиарбот и перевозок	2018	1	1	1		8	5	14	70
		2017	5	2	2	2	9	2	2	2

АВИАЦИЯ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

Самолеты и вертолеты	Все виды авиарбот	2018	3	1	1		6	3	4	1
		2017	3	3	3	2	7	5	5	6
Коммерческая авиация и АОН										
ВСЕГО	Все виды авиарбот и перевозок	2018	4	2	2		14	8	18	71
		2017	8	5	5	4	16	7	7	8

1.1.1 КАТАСТРОФЫ

20.05 в Ленинградской области потерпел катастрофу ЕЭВС самолет Су-29 RA-2828G частного лица. На борту ВС находился один пилот.

После взлета самолет перешел в резкое снижение и с большой вертикальной скоростью, на расстоянии 400 м от ВПП посадочной площадки столкнулся с землей.

В результате АП самолет разрушился и сгорел, пилот погиб.

27.05 в Волгоградской области произошла катастрофа самолета СП-30В RA-0264G ООО «Техносервис».

При выполнении АХР произошло столкновение самолета с земной поверхностью.

В результате АП самолет разрушен, пилот погиб.

1.1.2 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ БЕЗ ЧЕЛОВЕЧЕСКИХ ЖЕРТВ

04.05 в Нижегородской области произошло АПБЧЖ с ЕЭСВС «Стриж» RA-0700А частного лица.

На борту ВС находились пилот и пассажир.

Выполняя полет над водной поверхностью вдоль правого берега реки Ока, на высоте примерно 30 м КВС отвлекся от пилотирования и контроля за режимом полета на рассматривание посторонних предметов, находящихся в воде. Заметив приближающийся выступ береговой черты, на котором растут деревья, КВС выполнил резкий маневр вправо, в результате которого произошло касание правой консолью крыла водной поверхности, что явилось причиной грубого приводнения самолета.

После приводнения самолет находился на поверхности воды на плаву. КВС и пассажир на берег были доставлены рыбаками на лодке.

В результате АП самолет получил значительные повреждения, пилот и пассажир не пострадали.

26.05 в Нижегородской области произошло АПБЧЖ с ЕЭВС автожиром «Калидус» RA-0038А частного лица.

На борту ВС находились пилот и пассажир.

Со слов КВС, при выполнении взлета, в момент отрыва ВС он заметил повышенную вибрацию фонаря кабины. Визуально он определил, что открылся замок, фиксирующий фонарь в закрытом положении. После отрыва, на высоте 1-1,5 м, он выполнил маневр скольжения влево, чтобы обеспечить прижимание фонаря набегающим потоком воздуха. Это позволило закрыть замок. При выполнении маневра ВС потеряло скорость и просело, ударив стойками шасси о землю. От удара автожир подскочил и, развернувшись на $\approx 180^\circ$, упал на правый борт. КВС и пассажир самостоятельно покинули аварийное ВС.

В результате АП автожир получил значительные повреждения, пилот и пассажир травмированы.

1.2 ИНЦИДЕНТЫ

Из 69 зарегистрированных инцидентов 60 произошли с самолетами, 9 – с вертолетами.

Наиболее серьезные и характерные инциденты

02.05 на самолете CRJ-200LR VQ-BOR АК «ЮВТ АЭРО» при выполнении рейса Казань – Новый Уренгой, при заходе на посадку не выпустились закрылки. Экипаж произвел уход на второй круг, выполнил необходимые процедуры и произвел посадку с невыпущенными закрылками.

04.05 экипаж вертолета Ми-8АМТ RA-22494 АК «ЮТэйр – Вертолетные услуги» произвел возврат в а/п вылета Тюмень из-за отказа правого авиагоризонта.

03.05 при выполнении рейса Иркутск – Якутск экипаж самолета RRJ-95LR-100 RA-89037 АК «Якутия» совершил посадку с перегрузкой 2,39 по данным СПИ.

03.05 на самолете Ан-74ТК-100 RA-74032 АК «ЮТэйр» при выполнении рейса Энтебе (Уганда) – Банги (ЦАР), в полете, после выработки топлива из первой очереди баков топливной системы и переходе на выработку из баков второй очереди не включился топливный насос баков второй очереди топливной системы на левой плоскости крыла. При неравномерной выработке топлива посадка на а/д назначения выполнена благополучно.

05.05 экипаж самолета Боинг 757-200 VQ-BKB АК «Азур Эйр» при выполнении рейса Красноярск – Нячанг (Вьетнам) произвел возврат в а/п вылета

по причине неустойчивой работы двигателя № 1. Решение о возврате было принято в полете над территорией Монголии.

06.05 экипаж самолета RRJ-96LR-100 RA-89097 ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Актобе – Шереметьево, после пролета Оренбурга доложил об отказе системы регулирования давления в кабине, запросил снижение до эшелона «280» и продолжил полет до а/п назначения.

08.05 на самолете Ан-26 RA-26538 АК «Полярные авиалинии» при выполнении рейса Чокурдах – Якутск произошла разгерметизация кабины. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

08.05 экипаж самолета Боинг 737 VQ-BTC АК «Победа» при выполнении рейса Стамбул – Внуково, при выполнении взлета услышал хлопок.

На послеполетном осмотре была обнаружена потертость левого колеса ПОШ, разрыв обшивки нижней части фюзеляжа 2х10 см, повреждение 4-х лопаток вентилятора.

08.05 на самолете ATR-72 VQ-BMD АК «ЮТэйр» при выполнении рейса Екатеринбург – Сургут, после взлета не убралось шасси. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

09.05 при выполнении беспарашютного десантирования грузов в Южном Судане на самолете Ил-76ТД EW-356TH ОАО «АК Трансавиаэкспорт» Республики Беларусь, при заходе для сброса груза на высоте 300 м самолет попал в стаю птиц, после чего произошло самовыключение двигателя № 1. Экипаж прекратил выполнение задания и произвел возврат в а/п вылета Джуба.

13.05 при выполнении рейса Когалым – Внуково экипаж самолета Боинг 737-500 VP-BXO АК «ЮТэйр» допустил превышение скорости при уборке шасси на 12 узлов.

15.05 на самолете A-320 VQ-BAG АК «Уральские авиалинии» при выполнении рейса Екатеринбург – Самарканд, в полете сработала сигнализация о перегреве электронасоса и падении давления в «голубой» гидросистеме. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

16.05 на самолете Боинг 737-8LJ VP-BRH ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Ираклион (Греция) – Шереметьево, после взлета сработала сигнализация о неуборке ПОШ. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

17.05 на самолете Боинг 757-200 VQ-BEY АК «Азур Эйр» при выполнении посадки в а/п Красноярск не включился реверс СУ № 2, реверс СУ № 1 не вышел на максимальную обратную тягу.

18.05 при выполнении рейса Уфа – Баку экипаж самолета Боинг 737-800 VQ-BNG АК «Норд Стар» произвел возврат в а/п вылета по причине некорректного показания расхода топлива из левого топливного бака.

18.05 на самолете Hawker 1000 VP-BMY АК «Сириус Аэро» при выполнении рейса Внуково – Лиссабон (Португалия), в полете на эшелоне «380» возникли проблемы с системой навигации. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

19.05 на самолете Боинг 737 VQ-BTJ АК «Победа» при выполнении рейса Внуково – Астрахань произошел отказ правого двигателя. Экипаж произвел снижение до эшелона «250» и возврат в а/п вылета.

20.05 на самолете Боинг 777 VQ-BQE ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Шереметьево – Гонконг, перед посадкой сработала сигнализация падения уровня гидрожидкости в системе резервного торможения. После посадки, при осмотре ВС обнаружены следы гидрожидкости на левой основной опоре шасси и вмятина на закрылке левой плоскости. После вылета данного ВС из а/п Шереметьево на ВПП 24L были обнаружены фрагменты резины пневматика.

20.05 на самолете Боинг 757-200 BP-BPB АК «Азур Эйр» при выполнении рейса Камрань (Вьетнам) – Барнаул, в полете произошел отказ генератора левой СУ. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

21.05 экипаж самолета Ил-96-400 RA-96104 СЛО «Россия» после взлета в а/п Придача (Воронеж) доложил об отказе системы регулирования давления в кабине и произвел возврат в а/п вылета.

23.05 при выполнении посадки на п.п. Шарья вертолет Ансат RA-20008 АК «Костромское АП» грубо приземлился, повредив шасси.

26.05 на самолете Ан-74 RA-74035 АК «ЮТэйр» при выполнении рейса Гао – Бамако (Мали), при посадке зафиксирована перегрузка 2,24 ед.

28.05 на самолете Боинг 737-500 VQ-BJU АК «ЮТэйр» после выполнения рейса Магнитогорск – Внуково, при послеполетном осмотре ВС было обнаружено отсутствие внутреннего колеса с тормозом на левой опоре шасси. Колесо было обнаружено в а/п вылета.

28.05 при выполнении рейса Шанхай – Красноярск на самолете Боинг 747-400 VP-BIG АК «ЭйрБриджКарго», при посадке произошло касание ВПП двигателями № 1 и № 2.

29.05 экипаж вертолета Ми-8Т RA-22899 АК «Алроса» произвел возврат в а/п вылета Мирный из-за отказа правого двигателя после взлета.

29.05 на самолете А-320 VP-BTI ПАО «Аэрофлот» после выполнения рейса Франкфурт – Шереметьево посадка была произведена с отказом управления передней опорой шасси.

30.05 на самолете Ан-24РВ RA-46510 АК «Якутия» после посадки в а/п Ленск, на пробеге произошло разрушение двух пневматиков колес на правой опоре и одного на левой опоре шасси.

30.05 на самолете Боинг 737-800 VQ-BAW АК «Победа» при выполнении рейса Внуково – Пулково, в полете на эшелоне «140» произошло расслоение стекла в кабине. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

31.05 на самолете RRJ-95 RA-89100 ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Шереметьево – Осло, после взлета и уборки шасси сработала сигнализация о неисправности в системе уборки-выпуска шасси. При заходе на посадку шасси не выпустилось от основной системы. Выпуск произведен от аварийной системы.

2 РЕЗУЛЬТАТЫ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ¹

26.11.2015 в 03:59 (здесь и далее время UTC), днем, при выполнении полета по заявленному маршруту для перевозки пассажиров произошло АП с вертолетом Ми-8Т RA-25361. На борту находилось 3 члена экипажа и 22 пассажира. В результате АП 3 члена экипажа и 9 пассажиров погибли, остальные получили травмы. Вертолет получил значительные повреждения. Пожара не было.

Установлено:

Экипаж согласно плану и заявке на полет должен был выполнять полет по маршруту: а/п Игарка – п. п. «НПС-2» – н. п. Красноселькуп – а/п Игарка с целью коммерческой перевозки пассажиров. После прохождения медицинского

¹ Полные тексты Окончательных отчетов по результатам расследования АП размещены на сайте МАК www.mak-jac.org в разделе «Расследования».

осмотра, проведения предполетного брифинга и уточнения метеорологического прогноза погоды по маршруту экипаж приступил к подготовке вертолета к вылету.

В 03:44, после размещения пассажиров на борту вертолета, экипаж приступил к запуску двигателей.

В 03:56:50, после выполнения обязательных процедур, экипаж вырулил на исполнительный старт.

После выполнения контрольного висения и получения разрешения диспетчера, экипаж выполнил взлет «по-самолетному».

Взлетная масса вертолета перед вылетом из а/п Игарка составляла 10528 кг, центровка составляла 210 мм, что не выходило за ограничения РЛЭ вертолета Ми-8Т.

Фактическая погода при взлете вертолета в а/п Игарка не препятствовала выполнению полета. Условий для возникновения обледенения не было.

Анализ результатов расшифровки материалов регистраторов параметрической (СДК-8) и звуковой (МС-61) информации показал, что в 03:57:04 экипаж вертолета (с разрешения диспетчера) приступил к взлету «по-самолетному». В интервале времени 03:57:21 – 03:57:43 вертолет выполнял набор высоты на скорости 110 – 120 км/ч с курсом 117°.

В 03:57:43 на высоте порядка 60 м² экипаж приступил к выполнению правого разворота для занятия курса по маршруту полета на НПС-2. Разворот был осуществлен (03:57:43 – 03:58:02) с креном не более 25° на скорости 120 – 160 км/ч. В интервале времени 03:58:02 – 03:58:15 вертолет находился в процессе набора высоты 300 м (в соответствии с указанием диспетчера).

С момента времени 03:58:15 (на высоте 105 м) началось кренение вертолета вправо со средней угловой скоростью 1,6°/с. Развитие правого крена происходило в течение 30 с с практически постоянной угловой скоростью и сопровождалось ростом поступательной скорости полета и потерей высоты.

В 03:59 вертолет с правым креном более 50° и приборной скоростью около 270 км/ч столкнулся с ледовой поверхностью реки Енисей.

² Здесь и далее указана истинная высота.

АО «МВЗ им. М. Л. Миля» выполнено математическое моделирование полета. По его результатам сделаны следующие выводы.

Двигатели были работоспособны.

Отклонения автомата перекаса несущего винта в течение 30 с до столкновения с землей практически не менялись и составляли:

- минус 0,8...минус 1° в продольном направлении;
- минус 0,2...0° в поперечном направлении,

что свидетельствует о достаточности запасов управления для выхода из критической ситуации.

Хотя математическое моделирование показало достаточность запасов управления для выхода из критической ситуации после определения экипажем нештатной ситуации, реакции вертолета на использование пилотом располагаемых запасов управления не наблюдалось.

Из анализа результатов расшифровки материалов регистратора параметрической информации складывается впечатление, что экипаж не реагировал на развитие аварийной ситуации, однако расшифровка материалов регистратора звуковой информации свидетельствует об обратном.

С учетом переговоров экипажа об отказе автопилота по крену при отсутствии его (крена) парирования комиссией была выдвинута версия об отказе системы поперечного управления.

Наиболее вероятно, что экипаж осознавал ситуацию, но не имел возможности ее изменить.

Однако проведенные в рамках отработки версии исследования комбинированного агрегата управления КАУ-30Б № Н112600550 поперечного управления показали, что он был работоспособен и его параметры соответствовали требованиям ТУ. Золотниковые пары без следов заклинивания. Признаки отказа агрегата в последнем полете отсутствуют. Все выявленные повреждения являются следствием столкновения вертолета с землей.

По запросу комиссии АО «МВЗ им. М. Л. Миля» был составлен перечень других агрегатов, неисправность или неправильная работа которых могли бы привести к росту правого крена.

Указанные в перечне агрегаты были исследованы с привлечением специалистов ФАУ «Авиарегистр России» и АО «МВЗ им. М. Л. Миля» как

на ремонтных предприятиях (АО «СПАРК», АО «ЮТэйр-Инжиниринг»), так и на предприятиях разработчиков и изготовителей (АО «ПМЗ «Восход», ОАО «Гидроагрегат», ОАО «Знамя»).

Часть агрегатов была исследована на месте их хранения на базе ЛСТО «Игарка».

Проведенный комплекс исследований позволил выявить опасные факторы, которые могли привести к развитию аварийной ситуации.

Исследованиями было установлено, что, вероятно, в гидросистеме вертолета использовалась гидрожидкость FH-51³ (аналог АМГ-10), не соответствующая по классу чистоты требованиям конструкторской документации на вертолет и агрегаты.

Согласно ГОСТ 17216-01 класс чистоты жидкости определяется размером и количеством механических частиц в 100 см³ жидкости, чем крупнее частицы и больше их количество, тем выше класс, а жидкость «грязнее».

Согласно РТО вертолета Ми-8Т, заправка гидросистемы осуществляется двумя способами: закрытым, с помощью наземной гидроустановки, не позволяющей гидрожидкости контактировать с внешней средой, и открытым, когда жидкость заливается через заливную горловину гидробака.

Открытый способ заправки допускается только в исключительных случаях. Контакт гидрожидкости с внешней средой является основной причиной ее загрязнения.

Кроме того, по информации АО «МВЗ им. М. Л. Миля», гидравлическая система вертолета типа Ми-8 выполнена таким образом, что возможно попадание загрязнений из окружающего воздуха (из редукторного отсека), поскольку бак соединен с атмосферой двумя дренажными трубопроводами диаметрами проходного сечения по 6 мм.

Чистота гидрожидкости FH-51, слитой из внутренних полостей КАУ-30Б поперечного управления, была оценена в ЦЗЛ АО «СПАРК» как соответствующая 14 классу. Проверка чистоты гидрожидкости проводилась двумя способами: по ГОСТ 17216-01 (подсчет количества частиц в 100 см³) и ГОСТ 6370-83 (по выпаренному остатку, в % к весу).

³ Данная гидрожидкость допущена к эксплуатации УПЛГ ГВС Росавиации, Решение от 24.04.2009 № 8.10-47.

01.12.2015 на месте АП из бака гидросистемы была взята проба рабочей жидкости в объеме 0,5 л. Лабораторное исследование пробы проводилось в а/п Емельяново (Красноярский край). Согласно «Анализу показателей качества № 2049» от 11.12.2015, по содержанию механических примесей жидкость соответствует 12 классу чистоты.

Разница в классе чистоты гидрожидкости могла быть связана с тем, что забор отбора пробы осуществлялся 01.12.2015 (через 5 дней после АП), т.е. гидрожидкость отстоялась. По технологии до отбора пробы при проверке гидрожидкости на чистоту гидроустановкой создается давление и производится работа органами управления для перемешивания гидрожидкости. Кроме того, забор пробы проводился не из самой нижней точки гидробака, т.к. вертолет лежал на правом борту.

Согласно п. 2.10.09 РТО вертолета Ми-8Т, ТК № 2.07.07 вертолета Ми-8Т и ГОСТ 6794-75, доля механических примесей по массе не должна превышать 0.003% (согласно ГОСТ 17216-01 рабочая жидкость, имеющая массу загрязнителей 0,003%, относится к 12 классу чистоты). Таким образом, Разработчик вертолета допускает эксплуатацию гидросистемы с чистой рабочей жидкости не хуже 12 класса.

АО «ПМЗ «Восход» допускает эксплуатацию КАУ-30Б с чистой рабочей жидкости не хуже 13 класса.

АО «ММЗ «Знамя» (изготовитель агрегата ГА-77В) допускает эксплуатацию агрегата ГА-77В при стендовых испытаниях на рабочей жидкости, соответствующей 6 классу по ГОСТ 17216-01, однако допустимый класс чистоты при установке агрегата на вертолет документально не определен.

Наибольшая тонкость (чистота) фильтрации рабочей жидкости гидросистемы обеспечивается фильтрами тонкой очистки.

Номинальная тонкость фильтрации, т.е. минимальный размер задерживаемых фильтрующим элементом (фильтром 8Д2.966.017-2) частиц загрязнителя с коэффициентом отфильтровывания 0,95, составляет 16 мкм. При этом зазоры золотниковых пар агрегата ГА-77В составляют 8...14 мкм.

Фильтроэлементы фильтров тонкой очистки гидросистемы пропускают механические частицы, размеры которых соизмеримы с размерами зазоров в золотниковых парах, что может привести к заклиниванию золотников агрегата ГА-77В и падению давления.

Таким образом, на вертолете Ми-8 конструктивно не обеспечивается фильтрация частиц, из-за величины и количества которых может происходить заедание или заклинивание золотников агрегатов в основной гидросистеме. Уменьшение размеров ячеек фильтроэлементов приведет к необходимости повышения рабочего давления и увеличению нагрузки на агрегаты гидросистемы.

Даже применение рабочей жидкости 12 класса чистоты (размер частиц составляет 05...10 мкм) не гарантирует отсутствие заеданий и заклиниваний золотников, а с повышением класса вероятность увеличивается, особенно критичен в этом отношении ГА-77В.

При отказах агрегатов основной гидросистемы, приводящих к падению давления, предусмотрено автоматическое переключение на дублирующую гидросистему, для выполнения безопасной посадки.

С 2011 г. введен⁴ обязательный лабораторный анализ качества гидрожидкости через 500 ч наработки. При отсутствии возможности выполнения лабораторного анализа гидрожидкости должна производиться ее замена.

По информации, предоставленной специалистами ООО АК «Турухан», контроль чистоты гидрожидкости выполнялся в соответствии с РТО вертолета Ми-8Т.

Согласно документации, последняя замена гидрожидкости была выполнена за 2 месяца до АП при наработке гидрожидкости около 500 ч. После замены наработка вертолета составила 309 ч. Замена гидрожидкости производилась в базовом аэропорту закрытым способом.

При штатной работе основной гидросистемы (ОГС) гидрожидкость из бака подается в гидросистему шестеренчатым насосом НШ-39М.

Автомат разгрузки насоса ГА-77В автоматически поддерживает давление в гидросистеме в рабочем диапазоне. При повышении давления в гидросистеме до 65 кгс/см² он переключает насос НШ-39М на работу вхолостую – перекачку гидрожидкости в бак. При снижении давления в гидросистеме до 45 ± 3 кгс/см² автомат разгрузки ГА-77В переключает насос НШ-39М на рабочий режим – нагнетание гидрожидкости в систему.

⁴ Бюллетень ТМ-3224-БЭ-Г от 30.05.2011.

Гидроаккумуляторы поддерживают давление в гидросистеме. Они улучшают работу автомата разгрузки насоса ГА-77В, понижая число его срабатываний, а также питают комбинированные агрегаты управления в период работы насоса НШ-39М на перекачку гидрожидкости в бак. Давление в ОГС поддерживалось двумя гидроаккумуляторами, в которых энергия сжатого азота исчерпывается при давлении 30 ± 2 кгс/см².

При падении давления менее 42 кгс/см² и достижении давления 35 ± 1.6 кгс/см² (в штатном случае) гаснет зеленое табло «ОГС включена». При дальнейшем понижении давления до 32 кгс/см² клапан ГА-59/1 автоматически включает ДГС.

При этом срабатывание табло сигнализатора МСТ-35А и автоматическое переключение на ДГС (включение клапана ГА-59/1 и срабатывание сигнализатора МСТ-25А) должно было быть зарегистрировано СДК-8 в виде разовых команд «Минимальное давление в ОГС» и «Минимальное давление в ДГС».

Однако на записи параметрического регистратора эти команды не прописаны. Тогда, либо давление не падало, и при исправных (по результатам исследований) агрегатах гидросистема должна была работать в штатном режиме, либо давление не падало ниже порога срабатывания сигнализатора МСТ-35А и клапана ГА-59/1 (переключения на ДГС).

Анализ инцидентов, произошедших с вертолетами типа Ми-8 из-за отказа ОГС, показал, что невозможно обеспечить давление в гидросистеме более 42 кгс/см² при отказе гидронасоса НШ-39М, автомата разгрузки ГА-77В гидронасоса, больших внутренних утечках в агрегатах гидросистемы, при несоответствии зарядки гидроаккумулятора требованиям ТУ и при внешней разгерметизации элементов гидросистемы.

По результатам дефектации гидроаккумуляторов и стендовых испытаний насоса НШ-39М № Н405Н1301 ОГС (на технической базе АО «ЮТЭйр-Инжиниринг») установлено соответствие всех параметров работы агрегатов ТУ. На момент АП гидронасос и гидроаккумуляторы были исправны и работоспособны.

Проведенные исследования не выявили внутренних утечек в агрегатах гидросистемы и внешней разгерметизации элементов гидросистемы.

Агрегатом, отказ которого способен вызвать падение давления в ОГС ниже 42 кгс/см² при исправном насосе НШ-39М, является автомат разгрузки насоса ГА-77В.

Анализ инцидентов, связанных с уменьшением давления в ОГС из-за отказа агрегата ГА-77В, показал, что основная причина отказа связана с заклиниванием промежуточного золотника ГА77-113А, имеющего повышенную чувствительного к посторонним частицам вследствие малого усилия (создаваемого давлением 0,4...0,8 кгс/см²), прикладываемого к нему для его перекладки и включения насоса НШ-39М в режим нагнетания.

Следует отметить, что из-за особенностей конструктивного исполнения золотники КАУ-30Б и РА-60Б менее чувствительны к посторонним частицам, чем золотники клапана ГА-77В.

При исследовании ГА-77В ОГС (на технической базе АО «ММЗ «Знамя») были обнаружены: надирь на рабочих поверхностях Д1 золотника ГА77-113А, прихваты и риски на рабочих поверхностях Д1 плунжера ГА77-006, риски, надирь на рабочих поверхностях Д1 золотника ГА77-114, которые образовались вследствие работы агрегата на рабочей жидкости, не соответствующей требованиям ТУ. Указанные повреждения могут свидетельствовать как о заеданиях, так и о заклиниваниях золотников.

Выполнение правого разворота для занятия курса по маршруту полета сопровождалось перетеканием большого объема гидрожидкости в системе.

При этом, если до выполнения разворота произошел отказ агрегата ГА-77В, связанный с заеданием промежуточного золотника ГА77-113А и непереключением им гидронасоса НШ-39М с режима «слив» на режим «подача», то рабочая жидкость перестает поступать в систему и будет сливаться в бак, а давление в ОГС будет падать.

Отказ агрегата ГА-77В приводит к уменьшению давления рабочей жидкости в ОГС ниже 42 кгс/см² (нижней границы рабочего диапазона).

Так как СДК-8 не была зарегистрирована разовая команда «Минимальное давление в ОГС» (сигнал формируется одновременно с погасанием зеленого табло «ОГС включена») и не прекратилась регистрация разовой команды «Минимальное давление в ДГС» (сигнал формируется одновременно с загоранием красного табло «ДГС включена»), то, следовательно, в процессе 30 с развития аварийной ситуации давление в ОГС не упало ниже ≈ 32 кгс/см² и не произошло срабатывание автоматического клапана ГА-59/1 на включение ДГС. Давление в ОГС поддерживалось двумя гидроаккумуляторами, в которых энергия сжатого азота исчерпывается при давлении 30 ± 2 кгс/см². При таком давлении азота жидкость полностью вытесняется из полости аккумулятора, и он выключается из работы на подачу жидкости в систему. Вероятно, в

гидроаккумуляторах рабочая жидкость еще оставалась, но процесс вытеснения ее ограничивался малым расходом жидкости через агрегат(ы) КАУ-30Б.

Для исключения (или подтверждения) версии об отказе сигнализатора МСТ-35А и клапана ГА-59/1 они были установлены на гидропанель и испытаны на стенде (на технической базе АО «ЮТэйр-Инжиниринг»). По результатам проведенных стендовых испытаний агрегатов гидросистемы в составе гидропанели 8А-5301-ОО (заводской № А-147) и исследований демонтированных с нее агрегатов установлено, что все ее комплектующие работоспособны, а выходные параметры соответствуют ТУ.

Проверка совместной работы основной и дублирующей гидросистем показала, что при снижении давления в основной системе до значения около 32 кгс/см^2 сработала лампочка сигнализатора МСТ-35А, при понижении давления до 30 кгс/см^2 (по ТУ $30 \pm 5 \text{ кгс/см}^2$) сработал клапан ГА-59/1 и произошло включение дублирующей системы, что соответствует ТУ.

По результатам дефектации 2-х гидроаккумуляторов ОГС (на технической базе АО «ЮТэйр-Инжиниринг» установлено соответствие всех параметров работы агрегатов ТУ. При испытаниях, после установки на гидропанель, зарядка гидроаккумуляторов составила $30 \pm 2 \text{ кгс/см}^2$, что соответствовало Регламенту.

Исправность и работоспособность агрегатов, обеспечивающих сигнализацию и переключение при падении давления, свидетельствует о том, что давление не уменьшалось ниже фактического порога срабатывания сигнализатора МСТ-35А.

В штатных условиях, при давлении ОГС в рабочем диапазоне, располагаемые усилия на исполнительных штоках силовых агрегатов компенсируют внешние усилия и обеспечивают нормальную управляемость вертолета.

Под внешними усилиями понимаются усилия, приходящие на исполнительные штоки силовых агрегатов от шарнирных моментов НВ (зависят от значений углов отгиба триммерных пластин лопастей НВ, условий и режима полета вертолета).

При согласовании проекта Окончательного отчета по результатам расследования АП с вертолетом Ми-8Т RA-25361 специалистами АО «МВЗ им. М. Л. Миля» было высказано следующее замечание. При давлении 30 кгс/см^2 усилие, развиваемое рулевым приводом, составляет 850 кгс, при том, что, согласно имеющимся данным летных испытаний, максимальное усилие

на агрегатах управления в канале крена при выполнении виража не превышает 590 кгс. Таким образом, по объяснениям специалистов АО «МВЗ им. М. Л. Миля», усилие, развиваемое гидроусилителем, позволяет осуществить переход на работу от дублирующей гидросистемы при любых режимах полета и не допускает просадку штока силового гидроцилиндра гидроусилителя.

15.05.2018 года специалистами АО «МВЗ им. М. Л. Миля» были переданы в МАК материалы, подтверждающие, по их мнению, вышеуказанные величины усилий.

Однако, комиссия считает, что полученные материалы не могут быть использованы, т.к. летные испытания проводились на вертолете Ми-17, который конструктивно отличается от Ми-8Т (принципиальное отличие в том, что отгиб триммерных пластин, влияющий на уровень нагрузок на силовых штоках гидроусилителей, производится на Ми-17 вверх, а Ми-8Т - вниз, от нижней поверхности ЛНВ).

Необходимо повторное проведение летных испытаний на вертолете Ми-8Т для определения влияния угла отгиба триммерных пластин лопастей НВ на уровень нагрузок на штоках гидроусилителей.

По результатам комплекса проведенных исследований были выявлены следующие опасные факторы:

Применение в гидросистеме вертолета Ми-8Т RA-25361 рабочей жидкости, не соответствующей требованиям ТУ на агрегат ГА-77В и РТО вертолета Ми-8Т.

На рабочих поверхностях поршней ГА77-003, плунжеров ГА77-006, золотников ГА77-113А и ГА77-114 агрегата ГА-77В, установленного в ОГС, обнаружены следы прихватов, надиры, грубые риски, что может свидетельствовать о заклинивании золотника ГА77-113А, в том числе в положении на «слив».

Возможность задержки в переключении с ОГС на ДГС при исправных агрегатах, обеспечивающих сигнализацию и переключение при падении давления в основной гидросистеме.

По мнению комиссии, события в аварийном полете могли развиваться следующим образом.

Понижение давления в ОГС до значений около 32 кг/см^2 вызвало уменьшение располагаемых усилий, приходящих на исполнительный шток КАУ-30Б.

Наиболее вероятно, поддержание давления выше порога срабатывания крана ГА-59/1 было вызвано тем, что внешние усилия, приходящие на исполнительный шток КАУ-30Б с несущей системы, стали соизмеримы с располагаемыми усилиями гидроусилителей.

Можно предположить, что снижение давления жидкости ниже 42 кгс/см² (нижней границы рабочего диапазона) обусловлено отказом агрегата ГА-77В, не переключившим гидронасос НШ-39М с режима «слив» на режим «подача» из-за заклинивания, с большой долей вероятности, золотника ГА77-113А вследствие применения в гидросистеме вертолета Ми-8Т RA-25361 рабочей жидкости, не соответствующей требованиям ТУ.

До давления 33...32 кгс/см² расход жидкости обеспечивался гидро-аккумуляторами.

Дальнейший процесс уменьшения давления мог быть остановлен гидроусилителями, которые из-за действия внешних сил могли «подавливать» гидрожидкость, тем самым поддерживая давление. С момента перехода гидроусилителей на работу в указанном режиме давление в магистралях питания сигнализатора МСТ-35А, аварийного клапана ГА-59/1 могло превышать пороговые значения и сохраняться относительно продолжительное время, поэтому переключения с ОГС на ДГС не произошло.

Кроме того, величины внешних усилий могли быть такими, что не исключено пересиливание ими располагаемых усилий гидроусилителей и прохождение части внешних усилий через каналы управления на органы управления. В этом случае, при перемещении органов управления пилот ощущал бы усилия как «упор». В РЛЭ вертолета Ми-8Т отсутствует информация по действиям в указанной ситуации.

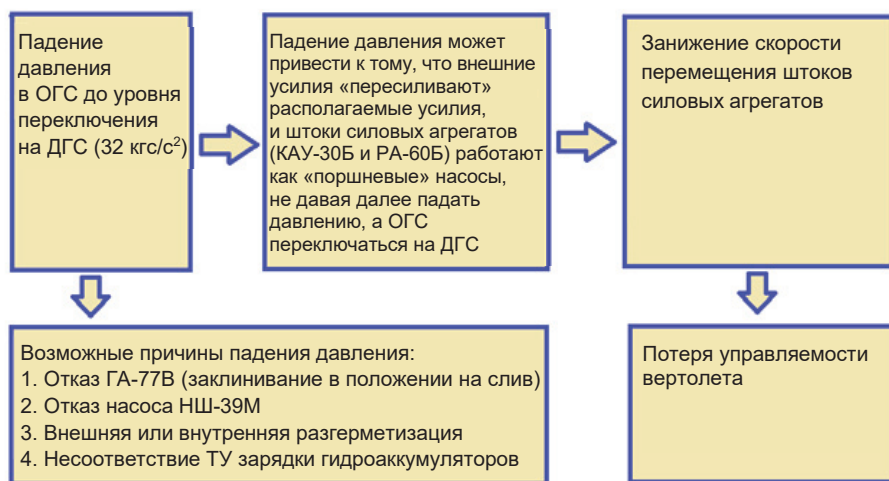
Указанное явление, ощущение обратной связи от нагрузки на рычагах управления, описано в руководствах по эксплуатации вертолетов других модификаций, например, фирмы «AIRBUS Helicopters», и носит название «сервопрозрачность» (servotransparency). Комиссия считает необходимым при определении величины внешних усилий оценить возможность проявления «сервопрозрачности» на вертолетах типа Ми-8.

При дальнейшем развитии аварийной ситуации вертолет перешел на режим полета, при котором значения внешних усилий возросли. Рост уровня внешних усилий при невозможности увеличения располагаемых усилий гидроусилителя привел к значительному уменьшению скорости перемещения силового штока и темпа падения давления жидкости.

Наиболее вероятно, что поршень исполнительного штока совершал небольшие перемещения около точки равновесия располагаемых и внешних усилий, что, в свою очередь, приводило к заниженным скоростным характеристикам гидроусилителя.

В процессе всего времени развития аварийной ситуации скорость перемещения силового(ых) штока(ов) была недостаточной для обеспечения штатной управляемости вертолета.

Проведенные исследования и испытания выявили возможную проблему, которая в общем виде может быть представлена следующей блок-схемой.



Для опровержения или подтверждения указанной комиссией версии АП необходимо выполнение следующих работ:

1. Разработка и изготовление испытательного стенда.

Целями стендовых испытаний являются:

- получение нагрузочных характеристик агрегата КАУ-30Б при малых давлениях;
- комбинированном режимах при малых давлениях и реальных нагрузках на силовом штоке;

- оценка времени запаздывания переключения ОГС на ДГС при малом давлении в ОГС (гидронасос НШ-39М работает на слив) при различных вариантах зарядки гидроаккумуляторов азотом и реальных нагрузках на штоках рулевых агрегатов КАУ-30Б и РА-60Б.

2. АО «МВЗ им. М. Л. Миля» необходимо повторно провести летные испытания вертолетов семейства Ми-8 для оценки величины внешних усилий, которые могут возникнуть в каналах общего и циклического шага при самых неблагоприятных вариантах сочетания углов отгиба триммеров лопастей НВ в пределах действующего ТУ (5° вниз и 1° вверх), а также условий и режимов полета вертолета. Испытания необходимо провести с лопастями НВ, имеющими наработку близкую к 2000 ч. В настоящее время АО «МВЗ им. М.Л.Миля» проводит работы по увеличению ресурса лопастей НВ до 3000 ч.

Таким образом, однозначно установить причину катастрофы вертолета Ми-8Т RA-25361 не представилось возможным из-за отсутствия информации о величине внешних усилий на штоках силовых агрегатов гидросистемы и их влиянии на скоростные характеристики перемещения штоков, от которых зависит управляемость вертолета, а также ограниченного перечня параметров, регистрируемых СДК-8.

Следует отметить, что в процессе расследования АП были выявлены недостатки, которые являются системными и могут проявляться на всех вертолетах Ми-8Т.

1. Недостаточная фильтрация гидрожидкости. Механические частицы размером менее 12...16 мкм, проходящие через фильтроэлементы фильтра тонкой очистки, соизмеримы с размерами зазоров в золотниковых парах агрегатов гидросистемы и могут привести к заеданию или заклиниванию золотников.

2. Возможность задержки в переключении с ОГС на ДГС. В материалах расследования инцидентов с вертолетами Ми-8 различных модификаций установлено значительное запаздывание переключения с ОГС на ДГС (СОК зарегистрировано одновременное прохождение разовых команд «Минимальное давление в ОГС» и «Минимальное давление в ДГС» в течение 5...6 с). Материалы расследования не позволяют однозначно объяснить причину такой задержки.

По заключению комиссии, однозначно установить причину катастрофы вертолета Ми-8Т RA-25361 не представилось возможным из-за отсутствия

актуальной информации о влиянии внешних усилий на скоростные характеристики перемещения силовых штоков рулевых агрегатов, от которых зависит управляемость вертолета, а также ограниченного перечня параметров, регистрируемых СДК-8.

Возможной причиной АП явилась потеря управляемости, связанная с падением давления в основной гидросистеме ниже нижней границы рабочего диапазона без переключения на дублирующую гидросистему. При этом внешние усилия, приходящие на исполнительные штоки гидроусилителей с несущей системы, стали соизмеримыми с их располагаемыми значениями, что привело к занижению скоростных характеристик гидроусилителей и не обеспечивало нормальную (штатную) управляемость вертолета. Переключение на дублирующую гидросистему не произошло, наиболее вероятно, из-за того, что под действием внешних сил гидроусилители «поддавливали» рабочую гидрожидкость и не давали падать давлению в магистралях питания сигнализатора МСТ-35А и аварийного клапана ГА 59/1 ниже пороговых значений.

Падение давления в основной гидросистеме, наиболее вероятно, произошло из-за отказа (заклинивания в положении «на слив») автомата разгрузки ГА-77В. Наличие надиров, прихватов и рисок на рабочих поверхностях золотников автомата разгрузки ГА-77В свидетельствует о работе на гидрожидкости, класс чистоты которой не соответствует характеристикам агрегата.

Недостатки, выявленные в ходе расследования:

1. На вертолете использовалась гидрожидкость FH-51, не соответствующая по классу чистоты требованиям конструкторской документации.
2. При выполнении микрообмеров входной качалки КАУ30Б-201, болта КАУ30Б-022, головки РА60А-050А, втулки наружной КАУ30Б-021, втулки КАУ30-014А, болта КАУ30Б-027А (на базе АО «Гидроагрегат») выявлена не допускаемая чертежом эллипсность правого отверстия входной качалки. При таких размерах отверстия качалки и фактическом диаметре болта КАУ30Б-022, проходящего через указанное отверстие, зазор достигает значения, превышающего допустимый ремонтный зазор.
3. Инструкции по отгибу триммерных пластин на вертолетах типа Ми-8 могут пониматься неоднозначно и не исключают ошибочное направление отгиба триммеров.

4. Ограниченное количество параметров, фиксируемых СДК-8, затрудняет расследование АП.
5. Отсутствие актуальных данных по усилиям на штоках силовых агрегатов гидросистемы вертолетов типа Ми-8Т.

Рекомендации по повышению безопасности полетов:

1. Авиационным властям России:
 - 1.1. Материалы расследования катастрофы вертолета Ми-8Т RA-25361 изучить со всеми специалистами, выполняющими и обеспечивающими полеты вертолетов типа Ми-8.
 - 1.2. Провести разовую проверку чистоты гидрожидкости на вертолетах типа Ми-8 с записью класса чистоты в формуляр вертолета.
 - 1.3. Провести разовую проверку углов отгиба триммерных пластин лопастей НВ на вертолетах типа Ми-8. Результаты проверки записать в паспорт лопастей НВ.
2. АО «МВЗ им. М. Л. Миля»:
 - 2.1. С учетом данного расследования и анализа инцидентов провести исследование причин непрекращения (задержки в переключении) с ОГС на ДГС при падении давления и разработать соответствующие мероприятия.
 - 2.2. Разработать и изготовить испытательный гидростенд и провести соответствующие испытания по определению реальных нагрузок на силовых штоках гидроусилителей и их работоспособности при малых давлениях в гидросистеме.
 - 2.3. Повторно провести летные испытания вертолета Ми-8Т с лопастями НВ, отработавшими около 2000 ч, для оценки влияния углов отгиба триммерных пластин на уровень нагрузок на силовых штоках гидроусилителей в каналах общего и циклического шага.
 - 2.4. Рассмотреть целесообразность уменьшения периодичности проверки чистоты гидрожидкости на вертолетах типа Ми-8.
 - 2.5. Внести в ЭТД вертолетов типа Ми-8 схемы отгиба триммерных пластин с целью недопущения ошибочного направления их отгиба.
3. ПМЗ «Восход», ОАО «Гидроагрегат»:

- 3.1. Для установления причины отклонения размеров деталей от требований чертежа провести исследования качалки КАУ30Б-201, болта КАУ30Б-022, втулок КАУ30-014А и головки РА60А-050А рулевого агрегата поперечного управления КАУ-30Б № Н112600550. По результатам исследований разработать необходимые мероприятия.

3 РЕЗУЛЬТАТЫ РАССЛЕДОВАНИЯ ИНЦИДЕНТОВ

3.1 ИНЦИДЕНТЫ, СВЯЗАННЫЕ С ОШИБОЧНЫМИ ДЕЙСТВИЯМИ ЭКИПАЖЕЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ, ПЕРСОНАЛА СЛУЖБ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ И УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ, С АКТИВНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ

05.08.2017 на самолете Ан-24РВ RA-47360 АК «Якутия» при выполнении рейса Якутск – Олекминск, при наборе высоты 4900 м начался фиксированный слив топлива системой ПРТ (предельной регулировки температуры) левого (№ 1) двигателя, загорелась лампочка «ИМ-24 заторможен», индикация слива топлива левого двигателя показывала 2,2 В.

Экипаж произвел возврат на аэродром вылета и благополучно произвел посадку. В бортовом журнале самолета экипаж произвел запись:

«1. В наборе высоты Н-4900 начался фиксированный слив топлива ИМ-24 лев. – 2,2 В и загорание красной лампы ИМ-24 заторможен лев.

2. В конце пробега, во время освобождения ВПП ослабились тормоза, и затруднилось управление передней стойкой от штурвальчика».

В ходе выполнения на ВС работ по поиску и устранению неисправности, при включении переключателя ПРТ СУ № 1 стрелка потенциометра ИМ СУ № 1 (указателя вольтметра) резко отклонилась до величины 0,6-0,8 В с последующим снижением до «0». Повторная попытка включения переключателя показала, что система ПРТ-24 СУ № 1 полностью обнулила слив.

Проверка настройки стоявшего на самолете на момент события блока УРТ-24А-4 замечаний не выявила.

С целью определения дефекта, заявленного экипажем под № 1 в бортовом журнале ВС, было выполнено опробование двигателя и проверка системы ПРТ-24 СУ № 1. Отклонений в работе системы ПРТ-24 не было обнаружено.

С целью исключения возможного частичного сбоя в работе системы ПРТ-24 СУ № 1 профилактически были заменены усилитель регулятора температуры УРТ-24А-4 и датчик высотной коррекции ДВК. Выполненная проверка системы ПРТ-24 с вновь установленными блоками при опробовании двигателей замечаний не выявила.

Проверка снятых блока УРТ-24А-4 и датчика ДВК в условиях лаборатории АТБ дефектов не выявила.

По замечанию экипажа, записанного под № 2 в боржурнале ВС, были выполнены работы по оценке технического состояния гидросистемы, системы управления передней опорой шасси (ПОШ) и проверена работа управления разворотом колес ПОШ в режимах «Взлет - Посадка», «Руление» – замечаний не было выявлено.

Контрольно-испытательный полет ВС прошел без замечаний. На основании технического акта самолет Ан-24РВ RA-47360 был допущен к дальнейшей эксплуатации.

Установлено:

На предполетной подготовке у экипажа замечаний по работе систем ВС не было. Запуск двигателей, руление на старт и взлет также проходили без отклонений в работе систем самолета. Взлет и набор высоты произведен штатно. На эшелоне FL160 в 06:25 (здесь и далее время UTC) экипаж доложил о фиксированном сливе топлива левого двигателя и о возврате на аэродром вылета.

В результате анализа СОК, зарегистрированных бортовым самописцем, было выявлено, что в полете, через 13 мин после отрыва ВС, на эшелоне 4400 м началось уменьшение ИКМ (индикатор крутящего момента) СУ № 1, которое достигло минимального значения через 23 с и составило 29,76 кгс/см², которое сопровождалось изменением РУД двигателя № 1 в сторону уменьшения из положения 72° до 50°. Очевидно, в данный момент экипаж обратил внимание на увеличение срезки топлива по вольтметру положения вала ИМ (исполнительного механизма) и пытался остановить нарастание слива. Система записи параметров не фиксирует загорание красной лампы «ИМ-24 - заторможен», тем самым невозможно определить момент срабатывания защиты агрегата (срабатывает при отказе агрегата, обрыве или замыкании компенсационных проводов на входе в агрегат или при отклонении температуры за турбиной двигателя более чем на 50° от значения заданной температуры).

Температура выходящих газов двигателя не фиксируется СПИ на самолете Ан-24. По данным, полученных от экипажа, в момент загорания лампы «ИМ-24 заторможен» температура выходящих газов двигателя № 1 составляла 340-360°, что значительно ниже допускаемой температуры номинального режима на указанном эшелоне. Из пояснительных записок и первоначальных после полета пояснений членов экипажа следует, что экипаж пытался выполнить действия согласно РЛЭ, уменьшив режим СУ № 1 до 22° по УПРТ (указатель положения рычага топлива) и три раза выключал/включал систему ПРТ СУ № 1, но это не привело к устранению слива топлива.

Анализ СОК не подтверждает действий экипажа по уменьшению режима СУ № 1 до 22° по УПРТ и трехкратного выключения/включения системы ПРТ СУ № 1.

После анализа СОК был проведен повторный опрос членов экипажа с оформлением протоколов опроса. В ходе опроса выяснилось, что активное пилотирование осуществлял второй пилот. После взлета, в наборе высоты, при достижении 400 м на двигателе № 1 начался слив топлива системой ПРТ с показанием вольтметра «Положение вала ИМ-24» 0,4-0,6 В. Бортмеханик, по команде КВС, добавил РУД 1 до 74° по УПРТ. Срезка топлива прекратилась. После этого бортмеханик перевел РУД 1 обратно на номинальный режим (64° по УПРТ). При достижении высоты 4600 м опять начался слив топлива с достижением показаний вольтметра 2,2 В и загоранием красной лампочки «ИМ-24 заторможен», что свидетельствовало о полном сливе топлива системой ПРТ на двигателе № 1. КВС принял управление на себя и попытался выполнить процедуру, согласно РЛЭ, по устранению слива топлива: плавно убрать РУ до падения напряжения по вольтметру «Положение вала ИМ-24» 0-0,2 В и режима работы двигателя не ниже 22° по УПРТ, не допуская снижения $P_{икм}$ ниже 15 кгс/см². Бортмеханик, по команде КВС, начал убирать РУД 1, но при достижении РУД 1 48°-40° по УПРТ стрелка ИКМ начала интенсивно колебаться с амплитудой 10-15 кгс/см². В соответствии с РЛЭ, при выравнивании $P_{икм}$ двигателей нельзя допускать уменьшение $P_{икм}$ менее 10 кгс/см² на двигателе с фиксированным сливом топлива, так как при положении РУД 35° и менее по УПРТ может произойти самопроизвольное выключение двигателя с автоматическим флюгированием его воздушного винта. Исходя из этой информации, экипаж принял решение не уменьшать положение РУД 1 ниже 40° по УПРТ из-за опасности самовыключения СУ № 1. При данном положении РУД, после трехкратного выключения и включения системы ПРТ слив топлива не прекратился. Экипаж отключил систему ПРТ, и КВС принял решение о возврате на аэродром вылета.

Заход на посадку происходил с $M_k = 232^\circ$ согласно требованиям РЛЭ (Раздел 4, п. 4.6.4). Экипаж отслеживал показания ИКМ обеих силовых установок, при этом было необходимо добиться одинаковых показаний ИКМ двигателя с зафиксированным сливом топлива и нормально работающего двигателя. При посадке, после снятия винтов с упора и установки РУД СУ № 1 по УПРТ 11° , СУ № 2 по УПРТ 0° , в ходе пробега по ИВПП произошло падение оборотов СУ № 1 менее 90%. КВС дал команду на останов двигателя № 1. Освободить ИВПП нужно было по РД «В». В ходе торможения ВС перед поворотом на РД «В» КВС отметил слабое торможение самолета и затрудненное управление колесами ПОШ от штурвальчика. Самолет не вписывался в поворот, и КВС остановил ВС на РД «В», выключил двигатель № 2 и вызвал буксир. Со слов членов экипажа, давление в гидросистеме после остановки ВС (до выключения двигателя № 2) составляло 40 кгс/см^2 . Без высадки пассажиров ВС было отбуксировано на место стоянки.

В ходе дальнейшей работы комиссии члены экипажа (после их первоначального опроса) дали новые показания, которые не подтвердились результатами имеющегося анализа расшифровки СОК.

Так как параметрические СПИ ВС Ан-24 не давали полной картины полета и по ним невозможно было проконтролировать показания экипажа, которые не соответствовали имеющимся данным расшифровки СОК, а качество записи звуковой информации на МС-61 было неудовлетворительным для подготовки отчета летной службы эксплуатанта по переговорам экипажа, то в связи с возникшей конфликтной ситуацией в показаниях членов экипажа ВС, комиссией по расследованию было принято решение об отправке СОК данного полета на исследование в ФАУ «Авиационный регистр РФ» с постановкой следующих задач:

1. Произвести:

- осмотр накопителей и самописцев на предмет повреждения и постороннего вмешательства в целостность носителей информации;
- полную расшифровку параметрических данных и записи переговоров экипажа за время полета.

2. По результатам расшифровки СОК сопоставить по времени переговоры экипажа и параметры работы двигателей (команду КВС бортмеханику на перевод РУД СУ № 1 до 22° по УПРТ, количество выключений и включений системы ПРТ, время снятия с упоров воздушных винтов после посадки на пробега, градусы установки РУД обоих двигателей, получить информацию о работе тормозов и штурвальчика управления ПОШ).

3. Произвести анализ действий экипажа согласно требованиям РЛЭ ВС Ан-24.

4. При выявлении отклонений указать причины их проявления.

Запись бортового регистратора МСРП-12-96 содержала информацию о полете 05.08.17 с момента, на 10 мин предшествующего запуску двигателей, до момента выключения регистратора спустя 15 мин после поворота и остановки самолета на РД «В». Длительность записи составляет 1 ч 18 мин 47 с. Каких-либо особенностей записи не имеет, качество удовлетворительное. Информация, содержащаяся на записи, в целом достоверна, за исключением следующего: уровень значений параметра «Вертикальная перегрузка» (N_y) не соответствует динамике движения самолета. В установившемся горизонтальном полете ее среднее значение составляет 0,83 ед., а на земле, при рулении на режимах работы двигателя, близких к МГ, составляет 0,67 ед., что может объясняться ошибочностью тарировочной характеристики датчика МП-95.

Анализ записи бортового регистратора МСРП-12-96 производился на участке длительностью 50 мин 24 с от момента на 2 мин предшествующего началу руления, до момента остановки самолета после пробег. Участок запуска двигателя не представлен на расшифровке записи МСРП-12-96, так как информация на этом интервале недостоверна вследствие колебаний напряжения бортовой сети, что приводит к значительным ее искажениям.

Признаки постороннего вмешательства в целостность информации МСРП-12-96 не обнаружены.

В процессе обработки и синхронизации записи МС-61 было выполнено двукратное копирование звуковой информации на участке записи от команды КВС на выполнение предполетной подготовки до момента доклада экипажа диспетчеру руления о прибытии буксировщика после выключения двигателя № 2. Длительность указанного интервала рабочей записи составила 3606,4 с, разность длительностей двух копий – 8 с, таким образом, погрешность времени воспроизведения составляет 0,22% и в дальнейшем анализе не учитывалась.

Синхронизация информации регистраторов МС-61 и МСРП-12 осуществлялась по разовым командам выхода экипажа на УКВ-связь, уборки и выпуска шасси, выпуска закрылков, срабатывания сигнализации СРППЗ после синхронизации информации МС-61 с мировым временем.

На записи речевого регистратора МС-61 имеется два участка потери информации общей длительностью не более 16 мин. Потеря информации

произошла после полной срезки топлива левого двигателя и доклада экипажа о возврате на аэродром вылеты. На участке развития особой ситуации запись МС-61 является целостной, однако речевой информации не содержит. Причиной частичной потери информации может быть остановка протяжного механизма МС-61 в полете, так как признаки постороннего вмешательства в целостность информации МС-61 не обнаружены. Аппаратура работала с начала полета, во время полета и после выполнения посадки до выключения МС-61.

По мнению комиссии, с большой вероятностью, отсутствие звуковой информации на МС-61 произошло из-за действий экипажа по выключению предохранителя в кабине пилотов для прекращения работы МС-61 и обсуждения сложившейся ситуации «без свидетелей».

Результаты анализа работы двигателей:

Бортовой самописец МСРП-12-96 самолета Ан-24РВ регистрирует только два параметра, прямо характеризующих работу двигателей – отклонения рычагов управления двигателями (РУД), определяющих заданный экипажем режим их работы по расходу топлива, и давления в индикаторах крутящих моментов ($P_{икм}$), характеризующих мощность двигателей на установленных экипажем режимах работы. Косвенно работу двигателей характеризуют значения и изменения таких параметров полета, как барометрическая высота (H_6) и приборная скорость ($V_{пр}$). Из-за отсутствия регистрации значений таких параметров как мгновенный расход топлива, температура газов за турбиной, обороты двигателя и положение вала ИМ-24 системы ПРТ-24, располагаемой информации от МСРП-12-96 может оказаться недостаточно для установления причины отказа в случае ненормальной работы двигателя. На этапе взлета и начального набора высоты заданного эшелона особенностей в работе двигателей по данным бортового регистратора МСРП-12-96 не отмечается. Особенности в работе двигателей в явном виде начали проявляться с высоты 3650 м и выразились в нарастании отличий в мощности правого и левого двигателей при их работе на номинальном режиме. Так, к моменту набора высоты 4440 м $P_{икм}$ левого двигателя было меньше $P_{икм}$ правого двигателя на 3,5 кгс/см². С момента достижения ВС этой высоты начали проявляться очень значительные особенности в работе, как левого, так и правого двигателей.

Левый двигатель (№ 1): В режиме набора высоты (на $H_6 = 4440$ м) на номинальном режиме работы и постоянном положении РУД $1 = 72.7^\circ$ началось вначале плавное, а затем резкое уменьшение мощности двигателя. В течение 4 с $P_{икм1}$ уменьшилось с 64,5 кгс/см² до 55,5 кгс/см². После уменьшения $P_{икм1}$ на 10 кгс/см² реализовались небольшие колебания значений

этого параметра с амплитудой до 2 кгс/см² в течение 5 с. Через ~6,5 с после падения $R_{икм1}$ на 10 кгс/см² и при увеличении экипажем режима работы двигателя по РУД 1 до 73,8° началось дальнейшее уменьшение $R_{икм1}$. Полная величина уменьшения $R_{икм1}$ при РУД 1 72,7° составила ~21 кгс/см², что соответствует реализации полного слива топлива системой ПРТ-24. Загорание красной лампочки «ИМ-24 заторможен», наиболее вероятно, произошло в момент начала увеличения экипажем режима работы этого двигателя. Полный слив топлива на двигателе № 1 сохранялся в дальнейшем до момента его отключения на пробеге.

Правый двигатель (№ 2): практически одновременно с началом уменьшения $R_{икм1}$ произошло уменьшение РУД 2 с 74,4° до 72,8° с темпом за 2 с. Однако изменение положения РУД 2 не привело к изменению $R_{икм2}$. Через 14 с после начала отклонения РУД 2 произошло резкое (за ~2 с) уменьшение $R_{икм2}$ на 11,9 кгс/см² (с 68,4 кгс/см² до 56,5 кгс/см²). Экипаж практически сразу после падения $R_{икм2}$ увеличил РУД 2 с 72,6° до 74,6°, что привело к восстановлению исходного уровня $R_{икм2}$. В дальнейшем, до прекращения записи МСРП-12-96 после пробега ВС, особенностей в работе двигателя № 2 не наблюдалось. Таким образом, при постоянных положениях РУД и только с разницей по времени (на 16 с) на обоих двигателях реализовались практически идентичные по уровню и величине падения $R_{икм}$. Экипаж в обоих случаях реагировал на падение $R_{икм}$ увеличением отклонения РУД-ов. Для левого двигателя увеличение отклонения РУД 1 привело к полному сливу топлива и затормаживанию вала ИМ-24, а увеличение РУД для второго двигателя восстановило его нормальную работу. Наиболее вероятно, разное влияние увеличения режимов на работу правого и левого двигателей в данном случае было обусловлено различием их газодинамических характеристик (характеристики двигателя № 1 оказались хуже характеристик двигателя № 2). При эксплуатации двигателей Аи-24 на ВС Ан-24РВ допускаются колебания $R_{икм}$ до 10 кгс/см² в течение до 10 с. Однако для возникновения колебаний необходимы начальные возмущения (например, резкое изменение режима работы двигателей отклонением РУД, изменение расхода воздуха от компрессора на СКВ или противообледенительные системы ВС). Учитывая, что в данном случае положение РУД перед падением $R_{икм}$ не изменялось, и при условии технической исправности ПРТ-24, возможны две версии возникновения возмущений.

Первая версия – изменение режима работы СКВ (о работе бортмеханика с этой системой до момента срезки топлива свидетельствует КВС при его опросе). При этом, необходимым дополнительным условием должно быть

значительное ухудшение газодинамических характеристик двигателей, например, вследствие обледенения их ВНА.

Вторая версия – кратковременное включение ПОС ВНА двигателями экипажем до или после входа в облачность (по маршруту прогнозировалась облачность на высоте более 1500 м). О возможном включении ПОС ВНА экипажем может свидетельствовать начальный характер падения $P_{икм1}$. Отсутствие в исследуемом случае появления РК «Включение ПОС ВНА» можно объяснить кратковременностью включения этой системы, так как сигнал РК формируется с задержкой не менее чем на 3 с. На отсутствие этого сигнала на записи МСРП-12-96 может повлиять и дискретность регистрации РК, период которой в данном случае составляет 3,6 с, а также возможное прохождение сигнала РК в калибровке, которая началась через ~6 с после начала уменьшения $P_{икм1}$.

Необходимо отметить, что в исследуемом случае однозначно определить причину резких падений $P_{икм}$ на 11 кгс/см² обоих двигателей по данным бортового регистратора МСРП-12-96 не представляется возможным. Также по данным регистратора невозможно установить, производил ли экипаж выключение системы ПРТ-24 для устранения полной срезки топлива на двигателе № 1.

Анализ функционирования системы «Экипаж – ВС – Среда».

С момента запуска двигателей и до момента набора высоты 3650 м особенностей в функционировании системы «Экипаж – ВС – Среда» по данным бортовых регистраторов не наблюдается.

С высоты 3650 м, при наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей и при постоянном положении РУД, начинает плавно возрастать разнотяговость двигателей. На участке полета, соответствующем по времени 70-80 с, происходит более интенсивное нарастание разницы в $P_{икм}$ двигателей, величина которой достигла 3,5 кгс/см² к концу данного участка. Не исключено, что на этом участке полета экипаж попытался устранить небольшую срезку топлива на двигателе № 1 изменением режима работы СКВ. На участке полета с 80 с до 120 с набор высоты происходил с постоянной разнотяговостью двигателей, соответствующей 3,5 кгс/см². На высоте ~4440 м, при постоянном положении РУД 1 началось падение $P_{икм1}$. Через ~6 с, при уменьшении $P_{икм1}$ на ~14,4 кгс/см² от исходного значения, экипаж попытался предотвратить падение $P_{икм1}$ двумя импульсными увеличениями РУД 1 на 3° (с 72,7° до 75,7°). Предпринятыми действиями экипажу не удалось предотвратить полный слив

топлива на двигателе № 1. После безуспешной попытки восстановить мощность двигателя № 1 увеличением отклонений РУД 1 экипаж уменьшил положение РУД 1 до 50° . Двигатель № 1 нормально (но с учетом полного слива) уменьшил мощность (по $P_{икм}$ до $32,8 \text{ кгс/см}^2$). В соответствии с рекомендациями РЛЭ (разд. 7.1.6, п. 3), экипаж в случае реализации полного слива топлива и появления сигнализации «ИМ-24 заторможен» должен не увеличивать, а уменьшать режим работы двигателя до уровня не менее 22° по УПРТ, а затем 3-4 раза отключить систему ПРТ-24 этого двигателя. Если устранить слив топлива не удалось, необходимо выключить систему ПРТ. Если после этого колебания параметров работы двигателя прекратились, в полете и при заходе на посадку необходимо выдерживать $P_{икм}$ двигателя (с выключенной системой ПРТ) равным $P_{икм}$ нормально работающего двигателя и контролировать его температуру газов, не превышая допустимых значений. Если выключение системы ПРТ не прекращает колебания параметров, двигатель необходимо остановить с флюгированием воздушного винта. Анализ работоспособности этого двигателя после срезки топлива показал, что в данном случае, если бы РУД 1 был уменьшен до 22° , автофлюгирование по $P_{икм}$ не произошло бы. После реализации полной срезки топлива на двигателе № 1 экипаж проверил работоспособность двигателя № 1 при полном сливе топлива – вначале увеличением положения РУД 1 до 57° , а затем и до 75° , что соответствует номинальному режиму. Наиболее вероятно, убедившись, что параметры работы двигателя на проверенных режимах не превышают допустимых значений, а отказ привел только к уменьшению мощности на 21 кгс/см^2 по $P_{икм}$, экипаж принял решение не выключать этот двигатель. На решение экипажа не выключать двигатель № 1 могло повлиять и возникновение признаков ненормальной работы двигателя № 2 на этом участке полета. Так, через 14 с после начала падения $P_{икм1}$ произошло резкое падение и $P_{икм2}$ (второго двигателя) на $11,9 \text{ кгс/см}^2$, которое экипажу удалось устранить небольшим увеличением отклонения РУД 2. Оценив ситуацию и запасы топлива, КВС принял решение на возврат в аэропорт вылета. Особенности в функционировании системы «Экипаж – ВС – Среда» в процессе дальнейшего полета до ВПР при посадке самолета в а/п вылета Якутск по данным бортовых регистраторов не отмечается. На данном участке полета экипаж не уменьшил положение РУД 1 менее 22° , а $P_{икм1}$ менее 16 кгс/см^2 , как того требует РЛЭ.

На предпосадочном планировании, после пролета ВПР 60 м экипаж увеличивал вертикальную скорость снижения более 5 м/с .

Приземление ВС произошло на $V_{пр} = 190 \text{ км/ч}$ на удалении $\sim 370 \text{ м}$ от входного порога ВПП. Приближенность оценки дальности точки

приземления ВС, проведенная интегрированием приборной скорости, обусловлена отсутствием необходимых для расчета методом краевых условий данных (например, пролет маркеров, сигналов отклонений от глиссады и т.п.). В этом случае расчет удаления точки приземления проведен при условии выдерживания экипажем установленной схемы снижения по глиссаде до момента пролета ВПР. С момента выравнивания экипаж действовал не в соответствии с рекомендациями РЛЭ при посадке с полной срезкой топлива на одном двигателе.

1. На выравнивании (перед приземлением) экипаж не установил рекомендуемые РЛЭ режимы работы двигателей. При приземлении РУД правого нормально работающего двигателя сохранялся на режиме 0,4 номинала ($\alpha_{руд2} = 23,7^\circ$), а должен был быть установлен на ПМГ ($\alpha_{руд2} = 12 \pm 2^\circ$). Режим же работы левого двигателя (с полным сливом топлива) соответствовал $\alpha_{руд1} = 35,8^\circ$, а должен был быть уменьшен до $\alpha_{руд1} = 26^\circ$.

2. После опускания ПОШ, которое произошло на $V_{пр} = 185$ км/ч экипаж не установил режим ЗМГ (0° по УПРТ) правому (№ 2) двигателю и режим по УПРТ $10-12^\circ$ левому (№ 1) двигателю, а продолжил пробег с режимами работы двигателей, которые были установлены на выравнивании.

Экипаж также не выполнил рекомендации РЛЭ по снятию винтов с упора после установки режима ЗМГ. Установку ЗМГ правому двигателю и режима 16° по УПРТ левому экипаж произвел только на $V_{пр} = 165$ км/ч, через 13 с после приземления ВС.

3. На $V_{пр} = 160$ км/ч экипажем был установлен режим 0° по УПРТ левому двигателю. Это привело к падению $P_{икм}$ этого двигателя ниже 10 кгс/см². По показаниям экипажа, это привело к уменьшению оборотов левого двигателя ниже 90% и, в соответствие с рекомендациями РЛЭ, экипаж выключил этот двигатель стоп-краном.

Неправильные и несвоевременные действия экипажа по использованию всех средств торможения привели к тому, что к моменту начала разворота для сруливания на РД В самолет имел недопустимо большую для руления скорость (не менее 60 км/час, при допустимой не более 30 км/ч). Попытка экипажа выполнить сруливание на повышенной скорости оказалась безуспешной – после разворота по курсу на угол 30° экипаж прекратил сруливание на РД В.

Детальный анализ работы тормозной системы и системы управления колесами ПОШ по данным СОК на этапе сруливания экипажем на РД В

невозможен, так как МСРП-12-96 не регистрирует ни одного параметра, характеризующего работу этих систем.

Таким образом, исследованием СОК установлено, что информация параметрического регистратора МСРП-12-96, необходимая в рамках расследования, достоверна и соответствует по полноте и точностным характеристикам ТУ.

В наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей, при $H_6 = 4440$ м и $V_{пр} = 300$ км/ч и постоянном положении РУД произошло резкое падение $P_{икм}$ левого двигателя на 11 кгс/см². Через ~6 с при попытке экипажа увеличить режим работы этого двигателя произошло дальнейшее падение $P_{икм}$ до уровня, соответствующего полному сливу топлива системой ПРТ-24 ($\Delta P_{икм} \sim 21$ кгс/см²) и срабатывание затормаживания вала ИМ-24. Полный слив топлива на данном двигателе сохранялся до его выключения экипажем на пробеге при падении $P_{икм}$ менее 10 кгс/см². Установить по данным МСРП-12-96 выключал ли экипаж систему ПРТ-24 для устранения заторможенности вала ИМ-24 не представляется возможным (параметр не фиксируется МСРП). В деле имеются показания членов экипажа, которые утверждают, что при уменьшении РУД 1 до 40° по УПРТ стрелка ИКМ начала интенсивно колебаться с амплитудой $10-15$ кгс/см², и экипаж испугался достижения значения $P_{икм}$ менее 10 кгс/см², так как при положении РУД 35° и менее по УПРТ это привело бы к самопроизвольному выключению двигателя с автоматическим флюгированием его воздушного винта. Этим экипаж объясняет причину прекращения уменьшения положения РУД двигателя № 1.

При эксплуатации двигателей Аи-24 на ВС Ан-24РВ допускаются колебания $P_{икм}$ до 10 кгс/см² в течение до 10 с. Для возникновения колебаний необходимы начальные возмущения (например, резкое изменение режима работы двигателей отклонением РУД, изменение расхода воздуха от компрессора на СКВ или противообледенительные системы). ПРТ-24 была исправна, о чем свидетельствует протокол лабораторной проверки ПРТ-24 и техдокументация о проведенных после прилета ВС работ по поиску и устранению неисправности, разовая команда включения ПОС (более $3,6$ с) отсутствует, повод для смены режима работы СКВ отсутствовал.

Описанные колебания стрелки ИКМ были вызваны резким перемещением РУД. Однако, как следует из Заключение ФАУ «Авиарегистр РФ» по исследованию СОК, положение РУД 1 не менялось, амплитуда колебаний $P_{икм}$ была не более 2 кгс/см². Экипаж имел возможность выполнить процедуры

РЛЭ, но не выполнил их. К тому же при первоначальных показаниях члены экипажа сообщили, что выполнили рекомендацию РЛЭ и уменьшили положение РУД 1 до 22° по УПРТ. А после получения результатов обработки полетной информации члены экипажа выдали другую информацию, что при уменьшении РУД 1 до 40° по УПРТ появились колебания стрелки ИКМ, это говорит о том, что члены экипажа ранее давали (или позже стали давать) ложную информацию, а это ставит под сомнение честность их показаний.

Таким образом, система ПРТ-24 была исправна, и выполнение экипажем рекомендаций РЛЭ с большой вероятностью могло бы устранить слив топлива на двигателе № 1.

Вероятно, на экипаж произвело впечатление «поведение» двигателя № 2 по падению $R_{икм}$, схожее с «поведением» двигателя № 1. Однако о данном факте экипаж комиссии не сообщал. Через 14 с после начала падения $R_{икм1}$ произошло аналогичное падение $R_{икм2}$ (правого двигателя) на 12 кгс/см^2 . Увеличением режима экипаж восстановил мощность этого двигателя. Экипаж не стал уменьшать положение РУД 1, и КВС принял решение о возврате на аэродром вылета, что возможно являлось правильным решением.

Однако при посадке ВС в а/п Якутск экипаж допустил серьезные отклонения от рекомендаций РЛЭ. После приземления с допустимыми параметрами (на удалении 370 м от входного порога ВПП и на $U_{пр} = 190 \text{ км/ч}$) экипаж не уменьшил сразу режим работы двигателя № 2 до ЗМГ, а после опускания ПОШ не снял винты с упора. В процессе пробега ВС экипаж, вместо положенных для двигателя с фиксированным сливом топлива РУД = $10\text{--}12^\circ$ по УПРТ, установил РУД 1 по УПРТ на 0° , тем самым уменьшил $R_{икм}$ левого двигателя менее 10 кгс/см^2 , что привело к падению оборотов двигателя № 1 менее 90% и необходимости его выключения.

Длительный пробег ВС на режиме 0,4 номинала двигателя № 2 и неснятые винты с упора увеличили посадочную дистанцию более чем в 2 раза. При этом к моменту сруливания с ВПП на РД В скорость ВС уменьшилась только до 60 км/ч (при допустимых 30 км/ч). Попытка экипажа выполнить сруливание ВС на повышенной скорости, значительно выше оговоренной в РЛЭ, сильно увеличила нагрузку на ПОШ, и управление ею оказалась безуспешным. ВС остановилось на РД В. Самолет был отбуксирован на МС с помощью буксировщика.

В ходе проведения расследования в комиссию от КВС поступил рапорт с просьбой разобраться, почему двигатель № 2 не был опечатан ИТС, так как,

со слов КВС, давление гидросистемы после остановки ВС на РД В составило 40 кгс/см², что может говорить о том, что гидронасос работающего на пробеге двигателя № 2 не работал. Также в рапорте КВС было указано на отсутствие информации со звукового носителя МС-61 в течение 20 мин и несогласие с некоторыми показаниями МСРП-12-96, расшифрованными на Участке обработки полетной информации АК «Якутия».

Комиссия установила, что ИТС, проводивший работы по встрече самолета, в присутствии членов экипажа опечатав на ВС все места, касающиеся дефекта СУ № 1, при этом КВС сам подписал пломбы и претензий не имел.

В соответствии с ПРАПИ-98, п. 3.3.1, с момента авиационного события ответственность за проведение первоначальных действий на месте авиационного инцидента возлагается на руководителя организации ГА и руководителя РУ ФАС России, в районе и на территории ответственности которых произошел авиационный инцидент, а до их прибытия – на командира воздушного судна. Таким образом, КВС не выполнил требования п. 3.3.1 ПРАПИ-98 в части его касающейся.

Отсутствие не 20, а 16 мин звуковой информации с МС-61 с большой вероятностью является следствием отключения экипажем предохранителя в электроцепи МС-61 в кабине пилотов.

Анализ расшифровки полетной информации, обработанной УОПИ АК «Якутия» совпал с анализом, присланным из ФАУ «Авиарегистр РФ».

При опросе членов экипажа КВС и бортмеханик утверждали, что после посадки ВС воздушные винты были сняты с упора. Со слов КВС, он дал команду бортмеханику установить РУД 1 (левого двигателя) по УПРТ в положение на 11°, и бортмеханик выполнил его команду (поставил РУД 1 в указанное положение), что не подтверждается результатами расшифровки СОК.

Также имеются пояснения инженеров ОТК по АнРЭО, встречавших ВС 05.08.2017, которые спросили у экипажа о причинах возврата, на что им был дан ответ: *«По срезке топлива»*. На вопрос, пытался ли экипаж выключить систему ПРТ, чтобы сбросить срезку топлива, был получен ответ от второго пилота: *«А зачем?»*.

После выполнения работ по поиску и устранению неисправностей, которые не выявили дефектов в СУ № 1 и гидросистеме, был произведен контрольный полет ВС.

По результатам облета замечаний к гидросистеме и работе гидронасоса СУ № 2 с появлением индикации неисправности гидронасоса не выявлено.

Таким образом, КВС и бортмеханик давали заведомо ложные показания касательно снятия винтов с упора и неэффективной работы системы торможения и управления ПОШ, что косвенно может говорить о том, что по устранению в полете слива топлива на двигателе № 1 членами экипажа были представлены в комиссию также ложные сведения.

По результатам проведенного исследования и заключению комиссии, вынужденная посадка самолета произошла из-за неправильных, ошибочных действий экипажа при штатной работе системы ПРТ-24, в результате чего был зафиксирован максимальный слив топлива системой ПРТ-24 на двигателе № 1.

Недостатки, выявленные при расследовании:

1. Предоставление комиссии по расследованию ложной информации от КВС, второго пилота и бортмеханика, выполнявших 05.08.2017 полет на ВС Ан-24РВ RA-47360.
2. Отсутствие записи в бортжурнале ВС за 05.08.2017 экипажем о выключении двигателя № 1 на пробеге после посадки в а/п Якутск.
3. Невыполнение экипажем в полном объеме рекомендаций РЛЭ ВС Ан-24:
 - п. 7.1.6, пп. 3 при устранении слива топлива системой ПРТ-24 в полете на двигателе № 1;
 - п. 4.6.4 «Посадка с двумя работающими двигателями при максимальном сливе топлива системой ПРТ-24 на одном из двигателей»;
 - п. 2.6.6 – управление колесами ПОШ на скорости, выше оговоренной РЛЭ.
4. Отсутствие в эскадрилье № 2 АК «Якутия» достаточного количества подготовленного персонала для выписки переговоров членов экипажа со звукового носителя МС-61.
5. Передача летной службой АК «Якутия» заинтересованному лицу (КВС данного экипажа) материалов расшифровки записей со звукового носителя до завершения расследования.
6. Незнание КВС данного экипажа требований ПРАПИ-98, п. 3.3.1 «Первоначальные действия должностных лиц при авиационном инциденте».

7. Выключение экипажем в полете предохранителя в электроцепи питания звукового носителя МС-61.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причины инцидента изучить с летным и инженерно-техническим персоналом, эксплуатирующим ВС типа Ан-24(26);
- в АО АК «Якутия»:
 - рассмотреть данное событие в рамках собственной СУБП;
 - разработать мероприятия по наличию подготовленного персонала для производства выписки переговоров экипажа со звукового носителя в целях расследования авиационных событий;
- ЛМО АО АК «Якутия» провести учебу с летным составом, выполняющим полеты на ВС типа Ан-24(26), по действиям экипажа:
 - при появлении в полете на двигателе срезки топлива системой ПРТ-24;
 - согласно РЛЭ п. 4.6.3 «Выполнение посадки»; п. 4.6.4 «Заход на посадку и посадка самолета с двумя работающими двигателями при фиксированном максимальном сливе топлива системой ПРТ-24 на одном из двигателей»;
 - по действиям при эксплуатации авиационной техники при высоких температурах наружного воздуха;
 - при возникновении на ВС авиационного события;
- руководству летной службы АО АК «Якутия» разработать в отношении данного экипажа дополнительную индивидуальную программу теоретической и летной подготовки на ВС Ан-24РВ;
- АТБ «Якутия Техникс» подготовить и выдавать (в летное время) справку экипажам ВС типа Ан-24(26) для записи бортовыми механиками параметров работы системы ПРТ-24 на всех этапах полета.

11.12.2017 на самолете Боинг 737-800 VP-BQF ООО «Глобус» при выполнении рейса Домодедово – Новый Уренгой, после взлета, в наборе высоты, при подходе к эшелону FL100 произошло включение красного табло «Cabin Altitude» и срабатывание системы сигнализации об отказе «Master Caution» (Air Condition), при этом высота в кабине превышала 9000 ft.

Экипаж выполнил процедуры, рекомендованные QRH, убедился в ненормальной работе САРД, и КВС принял решение произвести возврат в аэропорт вылета. Посадка в а/п Домодедово произведена без замечаний.

Установлено:

Предполетная подготовка была проведена экипажем в полном объеме. Вылет был произведен в 23:15 (здесь и далее время UTC). Активное пилотирование справа осуществлял второй пилот, контролирующее КВС. Взлет выполнялся с включенным отбором воздуха от обоих двигателей (Engine Bleed ON), включенной системой кондиционирования воздуха (СКВ) и отключенным отбором воздуха от ВСУ (APU Bleed OFF).

В процессе руления, взлета и набора высоты экипажем отмечался нехарактерный шум в носовой части самолета, свидетельствующий о нахождении переднего выпускного клапана (overboard exhaust valve - OEV) в **открытом** положении.

***Справка:** В полете с наддувом гермокабины нормальное положение этого клапана - **закрыт**, но при наличии значительного потока воздуха или дыма клапан останется в открытом положении. Открывается/закрывается клапан OEV электрически управляемым актюатором при наличии соответствующего сигнала.*

Положение клапана также зависит от положения заднего выпускного клапана (outflow valve). Сигнал на закрытие переднего выпускного клапана (OEV) пройдет, когда задний выпускной клапан (outflow valve) открыт на менее чем 2°.

Очевидно, в данном полете система регулирования давления в кабине находилась в **ручном управлении**, при этом задний выпускной клапан был полностью закрыт. Полностью закрытое положение заднего выпускного клапана и значительный поток воздуха через передний выпускной клапан предопределили его открытое положение, поэтому экипажем отмечался нехарактерный шум в носовой части самолета.

***Справка:** В режиме **автоматического управления**, когда самолет находится на земле, при включенном отборе воздуха от двигателей и включенной системе кондиционирования воздуха, задний выпускной клапан остается полностью **открытым** и никакого наддува гермокабины не происходит. Система начнет*

наддув самолета на взлете, когда обороты N1 обоих двигателей станут более 60%, обороты N2 обоих двигателей - более 89% в течение не менее 1,5 с, при этом давление в кабине самолета снизится на 0,1 psid ниже уровня аэродрома, чем обеспечивается комфортность дальнейшего изменения давления в кабине самолета.

Таким образом, со значительной долей вероятности можно утверждать, что изначально система регулирования давления в кабине находилась в ручном управлении, при этом задний выпускной клапан был полностью закрыт. Открытый передний выпускной клапан не позволил герметизировать кабину. **Нахождение САРД в ручном управлении исключает возможность автоматического регулирования давления в кабине.**

При подходе к эшелону FL100 произошло включение красного табло «Cabin Altitude» и срабатывание системы сигнализации об отказе «Master Caution» (Air Condition), высота в кабине при этом превышала 9000 ft.

Экипаж выполнил процедуры QRH, убедился в ненормальной работе САРД и произвел возврат в аэропорт вылета.

Полную исправность САРД на данном ВС подтвердил комплекс выполненных работ по всестороннему тестированию системы на земле, не выявивший никаких отклонений. Выполненный контрольный облет самолета подтвердил работоспособность САРД в полете.

Сравнительный анализ результатов расшифровки СПИ полета, закончившегося вынужденной посадкой ВС, и контрольного облета данного ВС после авиасобытия также свидетельствует о полной исправности САРД на данном самолете.

Таким образом, состояние авиационной техники не явилось причиной расследуемого авиасобытия.

На основании выполненного объема работ, оформленных техническим актом от 11.12.2017, самолет Боинг 737-800 VP-BQF был допущен к дальнейшей эксплуатации без ограничений.

По заключению комиссии, причиной вынужденной посадки ВС явилась неправильная конфигурация системы автоматического регулирования давления в гермокабине самолета и отсутствие контроля со стороны экипажа за ее состоянием перед вылетом, выразившаяся в нахождении переключателя выбора режима работы САРД в положении **ручное управление (Manual)** при **закрытом** заднем выпускном клапане.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим персоналом, эксплуатирующим ВС Боинг 737-800;
- в план технической учебы с летным составом ООО «Глобус», выполняющим полеты на ВС Боинг 737-800, включить повторное изучение темы «Air Systems - Controls and Indicators».

18.12.2017 в а/п Шереметьево при выполнении наземного обслуживания (далее НО) самолета А-320 VQ-BIU ПАО «Аэрофлот», прибывшего рейсом из а/п Платов (г. Ростов-на-Дону), в процессе выгрузки багажа из заднего багажно-грузового отсека (далее БГО) ВС был обнаружен незафиксированный напольными замками крепления смещенный контейнер АKN89266SU с грузом.

После посадки ВС в а/п Шереметьево замечаний по рейсу от летного и кабинного экипажей не поступало.

Последствий от события для людей, воздушного судна и находящейся на нем коммерческой загрузки не зафиксировано.

Установлено:

Экипаж выполнял регулярные пассажирские рейсы SU-1160/1161 Шереметьево – Ростов-на-Дону – Шереметьево.

Согласно представленным документам, ВС было исправным, имело достаточный ресурс, на нем было выполнено необходимое оперативное и периодическое ТО. Замечаний при ТО ВС, а также после предполетного осмотра экипажем не зафиксировано.

В соответствии с пояснительными записками членов экипажа, при выполнении рейса SU-1161 экипаж не наблюдал изменений в работе систем ВС и двигателей.

При выгрузке багажа из заднего БГО после выполнения рейса SU-1161 в а/п Шереметьево персоналом ДНОП ПАО «Аэрофлот» было обнаружено смещение контейнера с позиции № 31, на которой он должен был находиться согласно CPM (Container Pallet Message – телеграмма о размещении груза в БГО), в положение между позициями №№ 32 и 41.

При осмотре заднего БГО установлено:

- повреждений конструкции не зафиксировано;

– стопорные замки на всех штатных позициях работоспособны и не закрыты.

Последний аэропорт вылета Платов, время вылета в 20:20 (здесь и далее время МСК). Предполетное и послеполетное наземное обслуживание ВС осуществлялось в темное время суток, в простых метеоусловиях.

Перед выполнением рейса SU-1160 18.12.2017 на данном ВС выполнялось оперативное ТО по форме «8DY-Check», при котором проверяются состояние и работоспособность замков напольной фиксации средств пакетирования (СП), а также работоспособность системы напольной механизации БГО. Замечаний по работоспособности замков фиксации СП и напольной механизации БГО после данного ТО, а также в течение предыдущих 6 месяцев (согласно данным информационной системы «AMOS») не было зафиксировано.

Комиссией было запрошено проведение оценки СП контейнера AKN89266SU согласно РИ-111-00028 «Критерии неисправностей средств пакетирования и крепежного материала». Данный контейнер был признан исправным, без замечаний.

В ходе расследования была произведена дополнительная проверка работоспособности замков фиксации СП в заднем БГО, в ходе которой замечаний не выявлено. Поэтому состояние замков крепления средств пакетирования и напольной механизации заднего БГО ВС А-320 VQ-BIU не могло явиться причиной расследуемого события.

Согласно объяснительным запискам персонала СНО АО «Ростоваэроинвест», выполнявшего загрузку ВС А-320 VQ-BIU перед выполнением рейса SU-1161, при загрузке контейнера AKN89266SU в задний БГО напольная механизация не работала, поэтому сотрудники СНО производили загрузку его вручную. После установки контейнера на позицию 31 оператор по НО установил замок фиксации контейнера, что, также, подтверждается в объяснительной записке другого оператора по НО. После загрузки заднего БГО операторы СНО осуществили выезд контейнеропогрузчика из зоны НО ВС.

В соответствии с пояснительной запиской инженера по ОУП филиала АО «Авиакомпания «Россия» (далее – инженер по ОУП), выполнявшего функции организации и контроля НО ВС рейсов SU-1160/1161, по прибытии ВС на МС № 8 в 19:17, согласно технологии обслуживания ВС, он, поднявшись на борт, принял информацию и перевозочную документацию, затем направился к БГО контролировать факт разгрузки и сверку контейнеров с багажом и грузом.

В период времени 19:20-19:30 инженер по ОУП получил информацию от оператора загрузки о наличии контейнера с грузом на вылет, который находился в зоне ожидания. Сверив информацию в ПГВ (почтово-грузовой ведомости) и убедившись в соответствии данного груза, не дождавшись полного окончания выгрузки, он направился на борт ВС для предоставления предполетной документации экипажу, согласования факта дозаправки ВС, а также предоставления необходимой информации кабинному экипажу для избежания задержки по отправке рейса. К тому моменту высадка пассажиров завершилась. Таким образом, *загрузка контейнера AKN89266SU (в период времени 19:30 - 19:40) была произведена во время пребывания инженера по ОУП на борту ВС.*

В процессе работы комиссии по расследованию были осмотрены грузовые отсеки 4-х ВС А-320 ПАО «Аэрофлот» в целях ознакомления и визуальной проверки работоспособности напольной механизации, замков крепления СП и общего состояния секций заднего БГО на этих ВС. Отклонений в работоспособности замков крепления СП и напольной механизации не было выявлено. В то же время на напольном покрытии грузовых отсеков были обнаружены посторонние предметы в виде: пластиковых пломб, картонных биров, фанерных щепок, песка и кронштейнов крепления швартовочных сеток.

10.01.2018 при осмотре заднего БГО ВС А-320 VQ-BAC с установленным на позицию 31 контейнером комиссией проведен эксперимент, в ходе которого была выявлена возможность недозакрытия замка крепления СП контейнера, с последующим его открытием (падением) при воздействии на корпус замка незначительной продольной нагрузки. Результаты эксперимента зафиксированы фото- и видеосъемкой. Возможность недозакрытия замка с фиксацией его в верхнем (поднятом) положении обусловлена наличием попавших в зазор между собачкой и корпусом замка мелких посторонних предметов, обнаруженных комиссией на напольном покрытии отсека.

Аналогия по виду пломбы на контейнере с фотографий, сделанных на месте авиационного события, и с обнаруженного мусора в напольном пространстве других ВС, осмотренных членами комиссии, может свидетельствовать о том, что такая пломба теоретически могла находиться в напольном пространстве заднего БГО на момент события, однако ее попадание в зацепление замка крепления СП крайне маловероятно. В любом случае, согласно Руководству по наземному обслуживанию перевозок (РНОП), необходимо проинформировать представителя авиакомпании, инженера ГООВСиКЗ ДНОП, технический персонал ДТО ВС о случаях обнаружения или подозрения технической неисправности ВС, препятствующей выполнению

работ, отсутствующих, а также поврежденных частей багажных отделений ВС, что в расследуемом событии сделано не было.

В процессе расследования были выявлены отклонения в части:

– несоблюдения требуемого контроля крепления установленного для воздушной перевозки контейнера при организации коммерческого обслуживания по вылету из а/п Платов рейса SU-1161.

Примечание:

- *«во внебазовых аэропортах ответственность за размещение и крепление СП с багажом, грузом, почтой и предохранительных сеток на соответствующие стопоры, замки и крепления, составление LIR согласно центровочному графику, возлагается на ОК» (стр. 13«в» раздела 2.4 РНОП)»;*
- *«погрузка КЗ выполняется силами ОК под контролем официального представителя авиакомпании» (стр. 13«е» раздела 2.4 РНОП)»;*
- *«работник ПАО «Аэрофлот» (в базовом а/п Шереметьево) или обслуживающий агент (во внебазовом аэропорту) обеспечивают фактическое размещение загрузки и контроль крепления багажа, почты и грузов» (стр.10 раздела 2.4 РНОП)»;*
- *«во внебазовых аэропортах по окончании загрузки работник ОК контролирует крепление контейнеров, а также закрытие люков грузовых отсеков» (стр. 13«е» раздела РНОП)».*
- *«Все системы крепления контейнеров/паллет должны быть установлены до начала полета. Это включает и пустые отсеки, если иное не предусмотрено оперирующей авиакомпанией. Проверьте каждый замок» (стр. 13 «е» раздела 2.4 РНОП);*

В соответствии с РНОП ПАО «Аэрофлот», п. 2.4, когда СП загружено, соответствующие стопоры, замки и крепления должны быть установлены или заперты. Согласно п. 4.1.4 РНОП, после загрузки грузчики осуществляют крепление контейнеров и багажа россыпью в ВС под контролем представителя ПАО «Аэрофлот» либо его агента. В соответствии с дополнительным соглашением № 2 к Договору на оказание представительских услуг между АО «Авиакомпания «Россия» и ПАО «Аэрофлот», функции по контролю загрузки и фиксации багажа возложены на инженера по ОУП.

Все технологические операции при подготовке ВС А-320 VQ-BIU к рейсу SU-1161 были выполнены сотрудниками СНО АО «Аэропорт Ростов-на-Дону» своевременно, однако замки крепления контейнера АKN89266SU с багажом в заднем БГО не были установлены полностью в закрытое положение и не проверены в соответствии с требованиями раздела 2.4 РНОП, стр.13«у». Контроль крепления средств пакетирования был выполнен инженером по ОУК визуально с земли, что не позволяет выявить неполного закрытия замка напольной фиксации.

Статистика авиационных событий, связанных со смещением груза в процессе выполнения рейсов на ВС ПАО «Аэрофлот» насчитывает 6 событий в 2017 г. (помимо расследуемого), 2 – в 2016 г. Относительный показатель числа авиационных событий смещения груза в полете, приведенный к количеству выполненных рейсов, в 2016 г. составил $9,06 \times 10^{-6}$, на момент начала декабря 2017 г. – $2,69 \times 10^{-5}$, т.е. значительно вырос. Авиационные события, связанные со смещением груза, в 2017 г. произошли вследствие неудовлетворительной организации НО ВС в различных внебазовых аэропортах при выполнении контейнерных перевозок, при наличии свободных позиций в отсеках. Расследуемое событие является первым подобным событием в а/п Платов.

В качестве оперативных мер по предотвращению подобных авиационных событий ДУБП ПАО «Аэрофлот» разработаны и направлены в адрес Представительства ПАО «Аэрофлот» в а/п Платов следующие рекомендации:

- организовать повторное изучение генагентами требований РНОП ПАО «Аэрофлот» в части, касающейся загрузки/разгрузки, крепления (фиксации) и размещения грузов (контейнеров, паллет) на ВС;
- регулярно проводить выборочный контроль за выполнением стандартов ПАО «Аэрофлот» при НО ВС работниками обслуживающих компаний.

Согласно ответу Представительства ПАО «Аэрофлот» в а/п Платов на предложенные рекомендации:

- организовано повторное изучение персоналом СНО АО «Ростоваэро-инвест» и инженерами по ОУП на перроне филиала АК «РОССИЯ» раздела 2.4.1 РНОП;
- определен план проведения выборочного контроля за выполнением стандартов ПАО «Аэрофлот» при НО ВС ПАО «Аэрофлот».

Комиссией изучено выполнение работ по контролю исправности напольной механизации БГО ВС А-320 при выполнении ТО. Проверка «Cargo

Loading System» выполняется по регламенту оперативного ТО «8DY-Check». Выполнение данной работы, предшествовавшей событию, проведено в а/п Шереметьево персоналом ДТО ВС ПАО «Аэрофлот» 18.12.2017. Замечаний по работоспособности замков фиксации контейнеров не зафиксировано. Проверены записи в информационной системе «AMOS» за предшествующие 6 месяцев и по настоящее время. Замечаний по состоянию замков фиксации СП и работоспособности системы напольной механизации не зафиксировано. Фактически не подтверждается версия по неисправности напольной механизации, изложенная в докладных записках операторов НО.

Комиссией установлено, что ночная смена (в СНО АО «Ростоваэроинвест», а также в филиале АО «Авиакомпания «Россия») заступает на работу с 20:00.

Просмотром средств видеофиксации с МС № 8 в а/п Платов установлено:

- в 19:28 начало операции погрузки контейнера в задний БГО ВС А-320 VQ-BIU;
- 19:31 поднятие второго оператора по НО (через контейнеропогрузчик) в задний БГО;
- в 19:33 завершение операции погрузки контейнера в задний БГО;
- в 20:00 начало операции по загрузке контейнеров в передний БГО (выполнялось операторами по НО ночной смены).

По визуальным наблюдениям за действиями операторов по НО при загрузке заднего БГО и с учетом того, что:

- время, необходимое для передвижения пешком от МС № 8 до здания СНО (места переодевания операторов по НО), составляет не более 5-ти мин;
- остановка служебного автобуса располагается в двух минутах ходьбы (от здания СНО через КПП);
- отъезд автобуса из а/п Платов в г. Ростов-на-Дону, согласно графику, в 20:30, т.е. явных предпосылок, провоцирующих спешку операторов по НО, не выявлено.

В процессе работы комиссии не предоставлена какая-либо документация, регламентирующая правила швартовки СП и контроля надежности закрытия замка фиксации СП в БГО ВС А-320.

Комиссии по расследованию не удалось однозначно установить причину и время открытия замка фиксации контейнера на позиции 31 в заднем БГО ВС А-320 VQ-BIU.

Возможными причинами нахождения замка в открытом состоянии могли быть:

- невыполнение операций по швартовке и контролю крепления контейнера оператором по НО СНО АО «Ростоваэроинвест»;
- самопроизвольное открытие замка крепления контейнера из-за попадания мелкого мусора в конструкцию замка.

Наиболее вероятно, смещение контейнера на позиции 31 в заднем БГО ВС А-320 VQ-BIU произошло на этапе взлета. Из-за незакрытых двух остальных замков фиксации в полете могло быть перемещение контейнера между позициями №№ 31-42. Благодаря сравнительно незначительной длине заднего грузового отсека перемещение контейнера могло привести лишь к незначительному изменению центровки, которое было неощутимо для экипажа. Центровка ВС не вышла за пределы допустимых значений (отклонение не превысило 1%).

Вводы комиссии по расследованию:

- техническая исправность замков фиксации СП в заднем БГО ВС А-320 VQ-BIU подтверждена 18.12.2017 результатами ТО по форме «8DY-check» и 20.12.2017 дополнительной проверкой работоспособности замков фиксации СП в заднем БГО;
- техническая исправность контейнера АKN89266SU подтверждена 28.12.2017;
- при проверке исправности замков фиксации СП в заднем БГО персоналом контрагента по НО в а/п Платов неисправностей не зафиксировано;
- в результате смещения контейнера в заднем БГО с позиции № 31 на позицию между № 32 и № 41 центровка ВС изменилась незначительно и не превысила допустимых пределов;
- смещение контейнера в заднем БГО с позиции № 31 на позицию между № 32 и № 41 в полете произошло на взлете ВС в а/п Платов (смещение контейнера в направлении против направления полета).

Смещение контейнера в заднем БГО самолета А-320 VQ-BIU обусловлено сочетанием следующих факторов при наземном обслуживании ВС в а/п Платов:

- невыполнение должным образом операции по закрытию всех систем крепления контейнеров, в том числе на пустых позициях;

- отсутствие должного контроля крепления контейнера со стороны инженера по ОУП Филиала АО «Авиакомпания «Россия»» в а/п Платов, являющегося обслуживающим агентом от ПАО «Аэрофлот»;
- наличие маловероятной возможности установки замка крепления СП в незакрытое положение из-за попадания в него мелких посторонних предметов;
- возможное проявление фактора спешки в период завершения рабочей смены у оператора по НО и инженера по ОУП.

По заключению комиссии, причиной смещения контейнера с грузом в заднем грузовом отсеке явилось отсутствие фиксации на позиции № 31 грузового контейнера из-за нахождения его замка в открытом состоянии вследствие некачественного выполнения оператором по НО СНО АО «Ростоваэроинвест» операции по закрытию всех систем крепления контейнеров, в том числе на пустых позициях, при отсутствии контроля за качеством крепления средств пакетирования инженером по организации управления производственного отдела филиала АО «Авиакомпания «Россия» в а/п Платов.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причины инцидента изучить:
 - с персоналом СНО АО «Ростоваэроинвест»;
 - с персоналом филиала АО «Авиакомпания «Россия»» в а/п Платов;
 - с летным составом ДПП, техническим персоналом ДТО ВС, персоналом ДНОП ПАО «Аэрофлот» и персоналом представительства ПАО «Аэрофлот» в а/п Платов, в части их касающейся;
- с целью разработки профилактических мероприятий проинформировать операторов аэропортов России, выполняющих контейнерные перевозки, о значительном росте событий, связанных со смещением контейнеров в грузовых отсеках самолетов типа А-320 при наличии свободных от загрузки секций;
- представительству ПАО «Аэрофлот» в а/п Платов:
 - вынести на рассмотрение группы реализации СУБП на а/д Платов риски, связанные с наземным обслуживанием ВС в период передачи смен, включить данный фактор в матрицу рисков СУБП. Совместно с Руководством АО «Ростоваэроинвест» разработать мероприятия по блокировке влияния данного фактора на безопасность полетов;

- усилить в аэропортах инспекторский контроль соблюдения технологии работ при погрузке контейнеров в самолет, а также за состоянием грузовых отсеков ВС;
- руководству СНО АО «Ростоваэроинвест», филиала АО «Авиакомпания «Россия» в а/п Платов и Представительству ПАО «Аэрофлот» в а/п Платов доложить в ОИБП Южного МТУ Росавиации о выполнении данных рекомендаций.

27.12.2017 при выполнении рейса Залив Креста – п.п. Ванкарем – п.п. Нутепельмен – Залив Креста на вертолете Ми-8Т RA-24503 ГП ЧАО «ЧукотАВИА», при заходе на посадку в районе п.п. Нутепельмен произошло самопроизвольное снижение вертолета с высоты 30 м, и ВС совершило грубое приземление, не долетев до посадочной площадки 20 м, получив при этом повреждения. Экипаж 3 человека и пассажиры 8 человек не пострадали.

Установлено:

Согласно проведенному анализу расшифровки параметров полета регистратора БУР-1-2Ж, полет до п.п. Нутепельмен проходил без замечаний. Подход к площадке и ее осмотр были выполнены экипажем в соответствии с РЛЭ вертолета Ми-8Т.

Примечание: *Далее по тексту время указано с БУР-1-2Ж без привязки ко времени UTC. Произвести совмещение переговоров в кабине к расшифровке параметров полета не представилось возможным, т.к. предоставленный в комиссию звуконоситель с кассеты МС-61 перед упаковкой и опечатыванием был подвергнут механическим изменениям, а именно, удалению части звукового носителя, содержащего информацию, предшествующую подлежащему расследованию событию:*

- запись переговоров членов экипажа при выполнении полета по маршруту: Залив Креста – Ванкарем – начало снижения на площадку Нутепельмен отсутствует, ввиду фактического отсутствия звуконосителя на ведущей бобине. Запись переговоров экипажа Ми-8Т RA-24503 начинается со слов: «...площадку наблюдаю», что соответствует началу маневра захода для посадки на п.п. Нутепельмен.

Осмотр экипажем площадки Нутепельмен производился с высоты примерно 100 - 110 м со снижением до 85 м.

Примечание: На протяжении предоставленной записи с БУР-1-2Ж:

- погрешность радиовысотомера составляет 3,61 м;
- занижение показателей параметров $V_{пр}$ (погрешность ~15,9 км/ч), в связи с этим действительные параметры по $V_{пр}$ ниже 50 км/ч невозможно проанализировать;
- вертикальные скорости V_y рассчитаны математическим путем на основании показателей геометрической высоты цифропечати расшифровок ПИ (возможна погрешность данных показателей из-за неровности подстилающей поверхности).

В 0:37:10 выполнен проход над площадкой для осмотра и определения направления и скорости ветра на высотах и скоростях в соответствии с РЛЭ.

В 0:37:40 ÷ 0:37:49 после осмотра площадки КВС переводит вертолет в набор, построение захода левым стандартным разворотом: крен вправо до 14°.

В 0:37:49 ÷ 0:37:56 перекладка крена влево для выхода на посадочный курс.

Примечание: После выполнения стандартного разворота выход на посадочный курс для производства посадки на площадку был выполнен на близком расстоянии, что потребовало более крутую траекторию захода на посадку (возможно, сказалась разница направления и скорости ветра у земли и на высоте стандартного разворота).

В 0:38:51 ÷ 0:38:55 на высоте 119 ÷ 123 м, при выводе вертолета на посадочный курс, возможно, наблюдалась болтанка (крен более 30° в течение 3 с).

В 0:37:56 ÷ 0:39:21 левый разворот с окончательным выходом на курс 300° на высоте 113 м и началом снижения на площадку.

В 0:39:12 ÷ 0:39:35 горизонтальная площадка, скорость вертикального снижения +0,3 м/с ÷ -0,6 м/с, шаг НВ при этом равен 4,37° ÷ 4,32°, высота ~107 ÷ 110 м.

В 0:39:38 начало снижения на посадку: шаг НВ равен 3,36°, обороты двигателей близки к крейсерскому режиму и равны 86%, скорость приборная 83 км/ч, вертикальная скорость снижения 1,3 м/с, обороты НВ = 97% (все параметры в норме).

В 0:39:45 ÷ 0:40:01 на высоте 95 м приборная скорость 83 км/ч, идет продолжение уменьшения шага НВ до значения 2,86° и увеличение вертикальной скорости до 2,3 ÷ 2,9 м/с.

Примечание: На высоте принятия решения 70-50 м из выписки внутрикабинных переговоров не удалось прослушать информацию от КВС о принятии решения на производство посадки или уходе на второй круг, вероятно, из-за срабатывания на высоте 60 м звукового сигнала «Опасная высота».

В 0:40:02 шаг НВ уменьшается с постоянной скоростью до 1,93° (самый минимальный шаг НВ), вертикальная скорость 3,0 м/с, высота 48,45 м (по радиовысотометру), угол тангажа +6,17°, скорость 40,6 км/ч, обороты двигателей на переходном режиме между малым газом и крейсерским режимом и равны 83,13% ÷ 83,7%.

В 0:40:07 высота 32,99 м, обороты НВ 95,9%, угол тангажа +10,7°, скорость 24,5 км/ч, КВС начал увеличивать шаг НВ из положения 2,77°, не контролируя обороты НВ (на данной высоте есть доклад бортмеханика о высоте 30 м - из выписки внутрикабинных переговоров с МС-61).

Примечание: За период времени с 0:40:02 по 0:40:07 (5 с) потеря высоты составила 15,46 м, что соответствует средней скорости снижения $V_y = 3,09$ м/с.

В 0:40:11 начало падения оборотов НВ, уменьшение вертикальной скорости снижения до 2,4 м/с. На высоте 25 м, шаг НВ 4,98°, обороты НВ = 93,3% (доклад бортмеханика о высоте, КВС увидел и озвучил: «обороты девяносто три...е..., обороты!!»), приборная скорость 20 км/ч (скорость 20 км/ч указана согласно расшифровке с БУР-1-2Ж, т.к. прибор УС-350 имеет градацию с 50 км/ч и выше).

В 0:40:12 увеличение шага НВ до значения 6,37°, падение оборотов НВ до 91,4%, увеличение вертикальной скорости снижения до 4,6 м/с (в период 0:40:11 ÷ 0:40:15). Значение угла тангажа максимальное +12,10° (на кабрирование), работа шагом НВ для поддержания оборотов НВ.

В 0:40:13 ÷ 0:40:15 наиболее вероятно: либо ослабление встречного ветра, либо его резкая смена по направлению, происходит просадка вертолета. Примерно в 0:40:15 на Н = 5,15 м происходит касание снежного покрова хвостовым винтом.

В 0:40:16 максимальный шаг НВ = $8,70^\circ$, с максимальной вертикальной перегрузкой 3,19 g произошла посадка вертолета с обжатием амортизаторов шасси. КВС начинает сбрасывать шаг НВ.

В 0:40:17 происходит раскрутка НВ, двигатели продолжают набирать обороты, происходит сброс шага НВ, вертолет отделяется от земли с нарастающим креном вправо до $29,67^\circ$ и углом тангажа на пикирование до $-14,73^\circ$, вертолет незначительно перемещается вперед и вправо, набирая высоту $H = 8,25$ м, происходит касание лопастями НВ снежного покрова, при этом КВС парирует крен и тангаж органами управления.

В 0:40:19 происходит раскрутка НВ до оборотов 100,6%.

В 0:40:20 крен вправо $26,81^\circ$, угол тангажа $-14,73^\circ$, бортмеханик выключил оба двигателя, КВС сбросил общий шаг НВ и приземлил вертолет с вертикальной скоростью 1,5 м/с.

Только благодаря своевременным действиям бортмеханика по выключению двигателей, после отделения вертолета от земли и оперативным действиям КВС на органы управления удалось избежать более тяжелых последствий.

Примечание: При выбранном методе посадки по вертолетному без использования влияния воздушной подушки не были выполнены действия по уменьшению вертикальной скорости снижения с высоты, указанной в п. 4.7.2.1 РЛЭ Ми-8Т: «Уменьшение вертикальной и поступательной скоростей полета следует начинать на высоте 40...50 метров над намеченной точкой зависания.... Уменьшение скорости от 40 км/ч до зависания необходимо производить перед самой площадкой или над ней, если позволяют размеры площадки, не допуская при этом скорости снижения более 1,5...2 м/с.» (Фактическая V_y была 3 м/с с ростом до 4,6 м/с).

Снижение с минимальным значением шага НВ ($1,93^\circ \div 2,62^\circ$) соответствует минимальным оборотам турбокомпрессора (ТК) двигателей ($N_{\text{ТК}} = 82,29\%$), что соответствует полету на авторотации без вывода коррекции.

При температуре наружного воздуха минус 15°C минимальный крейсерский режим по $N_{\text{ТК}}$ соответствует 90,5%.

Для выполнения указаний РЛЭ вертолета Ми-8Т необходимо было поддерживать обороты ТК на режиме близком к крейсерскому, а общий шаг НВ в пределах $4,0 \div 4,5^\circ$, что позволило бы уменьшить, и в дальнейшем контролировать вертикальную скорость снижения с учетом преимуществ двигателей, изменения направления и скорости ветра. При невозможности выдержать параметры глиссады на данных режимах желателен повторный заход для уточнения направления и скорости ветра, и корректировки схемы захода на посадку.

Вертолет совершил грубую посадку с недолетом 20 м до намеченного места посадки. При посадке ВС получило повреждения:

1. Наружным осмотром были выявлены значительные повреждения створок грузового люка (грузовых створок) кабины вертолета – повреждения имеют обширные по площади и величине деформации (смятия) обшивки и силового набора в нижней части с местными разрывами обшивки, грузовые створки отступают от плоскости прилегания к ЦЧФ в верхней части, узлы замков створок деформированы, узлы крепления откидных косынок грузовых створок разрушены. Кронштейн правого ПВД согнут в сторону фюзеляжа без отрыва от конструкции ВС.

2. Законцовки всех лопастей НВ (концевая часть лопасти от сечения 22) либо имеют значительные разрушения конструкции, либо полностью отсутствуют. Осмотром выявлен перекос (смещение) хомута поводка автомата перекоса на корпусе втулки НВ.

3. Все лопасти рулевого винта имеют повреждения с видимой деформацией лонжеронов в среднем сечении, короблением и разрывами обшивки хвостовых частей лопастей, концевые обтекатели лопастей значительно деформированы.

4. На концевой балке имеется диагональный гофр высотой до 15 мм в верхней части длиной от шпангоута 5 (стрингер 2 левый) до шпангоута 8 (стрингер 3 правый) вследствие скручивания конструкции балки свыше пределов упругой деформации. Несъемная часть концевого обтекателя хвостовой балки имеет значительные смятия без разрывов обшивки с центром деформации плоскости шпангоута 8.

5. На хвостовой балке наружным осмотром выявлено наличие незначительных по высоте гофр в нижней части. Установленная на хвостовой

балке хвостовая опора шасси повреждена – подкосы амортизатора хвостовой опоры погнуты, правый подкос значительно прогнут в середине с образованием сквозной трещины на половину окружности трубы подкоса.

6. Осмотром изнутри хвостовой балки установлено скручивание хвостового вала трансмиссии вращающим моментом со стороны привода от главного редуктора. Величина скручивания передней жесткой части хвостового вала в видимой части от шпангоута 20 центральной части фюзеляжа (ЦЧФ) до шпангоута 2 хвостовой балки составляет 30°.

По заключению комиссии, причиной серьезного инцидента явился сдвиг ветра в момент посадки ВС и совокупность недостатков в работе экипажа:

- неверный выбор режима захода на посадку в условиях возможного изменения ветровой обстановки;
- нарушение Технологии работы экипажа в части отсутствия должного взаимодействия членов экипажа ВС.

Недостатки, выявленные при расследовании:

1. В нарушение п. 3.3.3 ПРАПИ-98 не выполнено указание председателя комиссии по расследованию данного серьезного инцидента. Одним из членов комиссии были вскрыты и расшифрованы носители полетной информации бортовых самописцев, внесены изменения в речевой звуконоситель МС-61.
2. В нарушение «Инструкции по применению форм перевозочной документации» в а/п Залив Креста оформлена одна «Почтово-грузовая ведомость» на все пункты посадок. данного вертолета.
3. В «Сводно-загрузочной ведомости», оформленной на п.п. Ванкарем, не внесена транзитная загрузка из а/п Залив Креста.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причины серьезного инцидента довести до летного состава, эксплуатирующего вертолеты типа Ми-8;
- с летным составом, выполняющим полеты на вертолетах Ми-8Т, провести техническую учебу по теме: «Последствия несоблюдения требований п. 4.7.2.1 РЛЭ вертолета Ми-8Т»;
- с членами экипажей, выполняющих полеты на вертолетах типа Ми-8 провести занятия, с индивидуальной оценкой уровня усвоенного

материала, по изучению «Инструкции по взаимодействию и технологии работы экипажа вертолета Ми-8» от 10.06.1998 № 14.3.4, разделы:

- полеты по ПВП;
- подборы площадок с воздуха;
- полеты при наличии снежного, пыльного вихря;
- в соответствии с требованиями ПРАПИ-98 и СУБП эксплуатанта довести до инструкторского, инспекторского, летного, инженерно-технического состава ГП ЧАО «ЧукотАВИА» информацию об ответственности должностных лиц по проведению первоначальных действий, а также о сохранности средств объективного контроля на месте авиационного события.

3.2 ИНЦИДЕНТЫ, СВЯЗАННЫЕ С НЕДОСТАТКАМИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Ан-24

07.04.2017 на самолете Ан-24РВ RA-46479 АК «Якутия» при выполнении рейса Якутск – Ленск, в горизонтальном полете, на эшелоне FL160 произошел отказ правого двигателя (СУ № 2) с флюгированием воздушного винта. Экипаж принял решение о возврате на аэродром вылета с дальнейшим снижением до эшелона FL130. Заход на посадку на ИВПП 232 производился с закрылками, выпущенными на 15°. Посадка в а/п Якутск выполнена благополучно. В бортжурнале самолета экипажем произведена запись: «В горизонтальном полете на Н = 4900 м произошло самовыключение правого двигателя с автоматическим флюгированием».

В ходе работ по поиску и устранению причины отказа правого двигателя было обнаружено, что при вращении его воздушного винта прослушивались посторонние звуки в районе нижней коробки приводов агрегатов, при этом отсутствовало вращение приводов демонтированных агрегатов (датчиков тахометров ДТЭ-1, агрегата 623 и БНК-10И).

По решению комиссии, отказавший двигатель Аи-24 серия 2 был отправлен в ОАО «РЗГА № 412» для проведения исследования с целью выявления (подтверждения) дефекта, приведшего к отказу СУ.

Установлено:

По данным расшифровки СПИ, запуск двигателей, руление на старт и взлет не выявили отклонений в работе систем самолета, параметры работы двигателей соответствовали положению РУД.

Взлет был произведен в 06:20 (здесь и далее время UTC). После занятия эшелона FL160 полет проходил в штатном режиме. На этапе подхода к точке AGEVI (~150 км от а/п Якутск) произошло самовыключение двигателя № 2 с загоранием лампы КФЛ правой СУ, лампы работы флюгерного насоса и лампы отказа правого СТГ-18. Экипаж выключил автопилот, увеличил режим работы СУ № 1 до «Взлетного», закрыл перекрывной (пожарный) кран, продублировал гидрофлюгирование воздушного винта СУ № 2 и закрыл отбор воздуха от правого двигателя. КВС принял решение о возврате на аэродром вылета, доложил диспетчеру УВД об отказе правого двигателя и снижении до FL130. Заход на посадку и посадка на а/д Якутск выполнены благополучно.

При выполнении на ВС работ по выявлению дефекта, записанного экипажем в бортовом журнале, на правом двигателе Аи-24 было обнаружено:

- свободное вращение турбины с прослушиванием щелчков обгонной муфты СТГ-18ТМО и просматриванием через окна охлаждения вращения якоря СТГ-18ТМО и ГО16ПЧ8. При вращении воздушного винта СУ № 2 кинематическая связь агрегатов, расположенных на верхней коробке приводов, не была нарушена;

- повышенное содержание железа (2,69 г/т) в слитом на анализ масле СМ-4,5 из СУ № 2, анализ не соответствовал ТУ;

- наличие металлических частиц на магнитной пробке, масляном фильтре лобового картера, фильтре регулятора Р-68. При проведении анализа металлических частиц рентгенофлуоресцентным анализатором АДК «Призма» образец стружки, обнаруженный на магнитной пробке, показал 93,04% совпадения с образцом стали марки 12Х2Н4А, применяемой при изготовлении комплектующих изделий коробки приводов агрегатов двигателя Аи-24.

В Техническом акте ОАО «РЗГА № 412» от 23.10.2017 по результатам исследования двигателя, досрочно снятого с эксплуатации по причине самовыключения с автоматическим флюгированием ВВ в полете, установлено, что отказ двигателя произошел по причине рассоединения конических шестерен валиков 24-06-032, 24-506-006 и шестерни 24-507-147, установленных в нижнем приводе двигателя вследствие самопроизвольного отворачивания (вырыва)

шпильки 0-2-0116 крепления обоймы 0241006083 к корпусу лобового картера. Наиболее вероятной причиной ослабления затяжки шпильки 0-2-0116 является вибрация двигателя.

Комиссия сделала вывод, что отсутствие кинематической связи в нижней коробке приводов привело к прекращению работы насоса-датчика НД-24 и отказу системы автоматического регулирования и управления двигателем, вызвавшему автоматический останов двигателя с одновременным вводом лопастей воздушного винта во флюгерное положение.

По результатам проведенного исследования и заключению комиссии, причиной самовыключения в полете правого двигателя с последующим автоматическим флюгированием воздушного винта явился отказ топливо-регулирующей аппаратуры двигателя, который был вызван разрушением кинематической связи в нижней коробке его приводов.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим составом, эксплуатирующим ВС типа Ан-24(26);
- в Техническую документацию ремонта двигателя Ан-24 (Руководство 0240500001-81-РК) дополнительно внести пункт, оговаривающий контроль посадки шпильки 0-2-0116 в лобовом картере после окончательной сборки узла.

Як-40

01.07.2016 на самолете Як-40К RA-87949 АО «Камчатское авиапредприятие» (далее АО «КАП») при выполнении рейса а/п Елизово (г. Петропавловск-Камчатский) – а/п Палана, по объяснениям экипажа, после выруливания на исполнительный старт, в процессе вывода двигателей на взлетный режим, в кабине был слышен громкий «хлопок» и в течение 3-х с на среднем двигателе температура выходящих газов выросла до 650 °С, обороты КВД с 84% понизились до 72% (из расшифровки СПИ). По команде КВС, бортмеханик перевел РУД среднего двигателя в положение «СТОП». Экипаж произвел заруливание на стоянку на двух работающих двигателях. В бортовом журнале ВС произведена запись: «Самовыключение среднего двигателя с забросом ТВГ до 650 °С».

Установлено:

По объяснениям членов экипажа, предполетный осмотр ВС был выполнен в полном объеме, замечаний не было.

При запуске и в процессе руления на исполнительный старт параметры работы двигателей, по объяснениям членов экипажа и расшифровке СПИ, были в норме. По объяснениям членов экипажа, после выруливания на исполнительный старт и проведения контроля по карте контрольных проверок бортмеханик, по команде КВС, начал выводить РУДы на взлетный режим. При достижении двигателями оборотов КВД 84% в кабине был услышан громкий «хлопок», и в течение трех секунд на среднем двигателе температура выходящих газов выросла до 650 °С, обороты КВД понизились до 72% (из расшифровки СПИ). По команде КВС, бортмеханик перевел РУД среднего двигателя в положение «СТОП» (из расшифровки внутрикабинных переговоров). После доклада диспетчеру ОрВД, экипаж произвел заруливание на стоянку на двух работающих двигателях.

В ходе выполнения на ВС работ по поиску и устранению неисправности на среднем двигателе был заменен топливный агрегат 762МА.

Для подтверждения отказа или неисправности топливный агрегат 762МА был направлен на исследование в ФАУ «Авиарегистр РФ».

Согласно заключению ФАУ «Авиарегистр РФ» от 27.06.2017, при исследовании установлено, что агрегат 762МА на момент его проверки находился в работоспособном состоянии, но с отклонениями характеристик от норм, предусмотренных ТУ, а именно:

- срабатывание КПП за 3 и 5 ступенями - ниже нормы;
- ограничитель КВД - ниже нормы;
- завышена характеристика запуска;
- завышена дроссельная характеристика.

По результатам проведенного исследования и заключению комиссии, самовыключение среднего двигателя при выводе его на взлетный режим произошло вследствие заброса ТВГ до 650 °С из-за несоответствия ТУ характеристик топливного агрегата 762МА из-за его регулировки по верхнему пределу допуска и износа механических элементов в процессе эксплуатации.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим составом, эксплуатирующим ВС типа Як-40;
- инженерно-техническому составу, эксплуатирующему ВС типа Як-40, при выполнении регулировок агрегатов 762МА с последующим контролем параметров работы топливной системы двигателя ориентироваться на соблюдение среднего значения регулируемого параметра относительно границ рекомендованного допуска.

DASH-8Q

05.12.2017 на самолете DASH-8Q-300 VQ-BVN АК «Якутия» при выполнении рейса Черский – Якутск, в полете произошло падение давления масла в масляной системе двигателя № 1 ниже допустимого с загоранием предупреждающей сигнализации «Master Warning» и табло «Давление масла двигателя № 1». КВС отключил автопилот и принял решение на выключение двигателя № 1 в полете по минимальному давлению масла согласно QRH. После выключения двигателя № 1 экипаж доложил об этом диспетчеру УВД, продолжил полет и благополучно произвел посадку с одним работающим двигателем на аэродроме назначения Якутск.

В бортжурнале самолета экипажем сделана запись: «Warning light # 1 Eng. oil press» (в полете загорелось табло «Давление масла двигателя № 1»).

На послеполетном осмотре ВС в а/п Якутск были обнаружены подтеки масла на:

- мотогондоле двигателя № 1;
- створках и амортистойке левой опоры шасси;
- на втулке воздушного винта двигателя № 1.

Установлено:

Предполетный осмотр ВС в а/п Черский прошел без замечаний. Запуск двигателей, руление на старт и взлет не выявили отклонений в работе систем самолета. Взлет с аэродрома Черский был произведен в 04:13 (здесь и далее время UTC) под управлением второго пилота.

В соответствии с данными расшифровки параметрической информации и полученной от членов экипажа ВС информации, через 1 ч 58 мин полета произошло:

- срабатывание предупреждающей сигнализации «Master Warning» без «загорания» световых табло на блоке сигнализаций «Warning»;

- колебание стрелки на указателе прибора давления масла двигателя № 1 в пределах зеленого и желтого секторов.

Далее, в течение 5 мин происходило многократное срабатывание предупреждающей сигнализации «Master Warning».

КВС вызвал бортпроводника и предупредил о возможном выключении двигателя № 1 в полете.

В 06:16 КВС взял управление на себя, постепенно уменьшил режим работы левого двигателя до flight idle (полетный малый газ) и увеличил режим работы правого двигателя для сохранения приборной скорости полета.

Так как полет проходил над горами и до ближайшего пригодного аэродрома требовалось более часа полета, полет выполнялся без снижения.

В 06:45 произошло загорание табло «Warning light # 1 Eng. oil press» и срабатывание предупреждающей сигнализации «Master Warning».

КВС отключил автопилот и принял решение на выключение двигателя № 1 в полете по минимальному давлению масла.

По команде КВС, второй пилот выполнил «memory items» и выполнил действия раздела 5.14 QRH по выключению двигателя № 1 с последующим докладом об этом диспетчеру УВД.

В 06:48 для выдерживания приборной скорости экипажем ВС было выполнено снижение с эшелона FL240 до эшелона FL220.

Заход на посадку в а/п Якутск выполнялся с курсом 232°.

В 07:52 посадка ВС выполнена благополучно.

Действия экипажа по принятию решения о выключении двигателя № 1 в полете и посадке на аэродроме назначения признаны комиссией правильными и обоснованными.

При выполнении на ВС работ по поиску и устранению неисправности с подозрением на негерметичность был снят воздушно-масляный радиатор двигателя № 1. После помещения маслорадиатора в ванну с водой и подачи воздуха во внутренние его полости в нижней части радиатора с правой стороны, внутри (на самих сотах) было обнаружено образование пузырьков. Негерметичность воздушно-масляного радиатора подтвердилась.

Исходя из объема выполненных на ВС работ, комиссия пришла к выводу, что вероятнее всего данный воздушно-масляный радиатор имеет трещину в сотах, что привело к уходу масла при выполнении полета. Негерметичность масляной системы двигателя №1 привела к падению давления масла и принудительному его выключению экипажем в крейсерском полете.

Согласно общемировой статистке, предоставленной производителем ВС по типу DASH-8-300, по состоянию на декабрь 2016 г., количество незапланированных замен воздушно-масляных радиаторов (черт. № 28Е99-8):

- за последние 5 лет - 227 замен;
- за последние 12 месяцев -36 замен;
- за последние 3 месяца - 11 замен.

По заключению комиссии, принудительное выключение экипажем в крейсерском полете двигателя № 1 произошло из-за падения давления масла в масляной системе двигателя вследствие нарушения герметичности воздушно-масляного радиатора в процессе его эксплуатации.

Недостатки, выявленные при расследовании:

1. Отсутствие оборудования в АК «Якутия» для расшифровки записи переговоров экипажа из речевого самописца ВС DASH-8Q-300.
2. Невыполнение в АК «Якутия» требований ICAO Annex 6 в части замены речевого самописца с продолжительностью записи 30 мин на цифровой самописец с глубиной записи 2 ч.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим составом, эксплуатирующим ВС DASH-8Q-300;
- АК «Якутия»:
 - рассмотреть данное событие в рамках собственной СУБП;
 - внедрить оборудование для расшифровки записи переговоров экипажа из речевого самописца ВС DASH-8Q-300;
 - выполнить требования ICAO Annex 6 в части замены речевого самописца с продолжительностью записи 30 мин на цифровой самописец с глубиной записи 2 ч.

DA-40NG

10.10.2017 на самолете DA-40NG RA-01727 ФГБОУ ВО УИГА при выполнении учебно-тренировочных полетов (УТП) с аэродрома Ульяновск (Баратаевка), после выполнения 1-го разворота, при выполнении набора до высоты круга 300 м произошло резкое падение мощности двигателя: первично до 40%, а затем от 40% до 0%. Активное пилотирование с левого пилотского сидения выполнял курсант. КВС-инструктор взял управление самолетом на себя и принял решение о выполнении вынужденной посадки на подобранную с воздуха площадку, о чем доложил диспетчеру УВД.

Приземление ВС произведено благополучно на скорости IAS = 58 узлов с МК = 247° на площадку, в районе н.п. Кротовка.

Установлено:

Как следует из расшифровки СПИ данного полета, взлет был произведен в 03:42 (здесь и далее время UTC). После взлета, на высоте 135 м был установлен режим работы двигателя PWR = 90%. Через 51 с после установки двигателя режима 90%, на высоте 260 м, на курсе 290° и скорости IAS = 97,4 узла произошло падение мощности двигателя до 0% с одновременным падением до «0» мгновенного расхода топлива, при этом частота вращения воздушного винта (ВВ) увеличилась с 2080 до 2600 об/мин. В дальнейшем, до приземления ВС наблюдались скачкообразные изменения мощности двигателя от 0% до максимальной 71%, при этом частота вращения ВВ оставалась практически на уровне 2500-2600 об/мин. (в 03:45 кратковременно частота вращения винта упала до 710 об/мин и затем снова увеличилась до 2518 об/мин.). Приземление ВС произведено в 03:45 на скорости IAS = 58 узлов с МК = 247° на площадку, подобранную с воздуха.

Посадка выполнена с выпущенными закрылками в посадочное положение. Приземление произошло плавно без повторных отделений от поверхности земли, двигатель работал на режиме малого газа до полной остановки ВС. Общее время полета составило 3 мин 20 с. Время от начала сбоя в работе двигателя до приземления ВС составило 1 мин 34 с.

После остановки ВС и охлаждения двигателя КВС выключил его и дал команду курсанту на выключение электропитания и покидание самолета. После того, как экипаж покинул самолет, КВС произвел внешний осмотр ВС, затем по сотовому телефону доложил командиру ЛО и диспетчеру о выполнении вынужденной посадки и своем местонахождении.

Эвакуация ВС с места вынужденной посадки к месту основного базирования на а/д Ульяновск (Баратаевка) выполнена в соответствии с планом эвакуации.

Анализируя материалы, собранные в ходе расследования данного АС, комиссия считает, что экипаж принял грамотное решение о производстве вынужденной посадки.

Комиссия установила, что причиной самопроизвольного падения мощности двигателя до 0% в полете явилось разрушение двухмассового маховика двигателя E4 Version-A. Обнаружено отделение вторичного диска № E4A-73-300-202-010 от первичного диска № E4A-73-300-201-002.

Двухмассовый маховик был направлен на исследование в ФАУ «Авиарегистр РФ» для установления причины его разрушения.

По результатам проведенного исследования и заключению комиссии, причиной серьезного инцидента явилось разрушение двухмассового маховика двигателя E4 Version-A. Данное разрушение носит усталостный характер и началось с усталостного разрушения мягких пружин и z-образного фланца вторичного диска. Зарождению усталостных трещин в указанных деталях предшествовал интенсивный износ практически всех подвижных деталей агрегата. Усталостный характер разрушения мягких пружин и стоек z-образного фланца вторичного диска и интенсивный износ деталей разрушенного маховика обусловлены работой агрегата в условиях нарушения расчетной схемы нагружения. Агрегат является неразборным и неремонтнопригодным. В результате проведения предусмотренных РТО визуальных проверок и механических испытаний маховика в эксплуатации не представилось возможным идентифицировать нарушение расчетной схемы нагружения. Это может быть связано с увеличением в два раза (начиная с 2014 г.) периодичности проведения указанных работ (18.11.2014 в РТО внесены изменения о периодичности проведения контроля двухмассовых маховиков, ранее их проверки выполнялись через 300 ч, в настоящее время – через 600 ч наработки).

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причины серьезного инцидента изучить с летным и инженерно-техническим персоналом, эксплуатирующим самолеты типа DA-40;
- организациям по ТО, эксплуатирующим самолеты типа DA-40, при периодическом ТО ввести дополнительную проверку двухмассовых маховиков при наработке двигателей E4 серии (А, В, С) 1500 ч;

- организациям, эксплуатирующим самолеты типа DA-40 при запуске и выключении двигателя Е4 обращать внимание на отсутствие посторонних шумов с целью раннего выявления неисправности двухмассовых маховиков;
- летным службам ФГБОУ ВО УИ ГА и его филиалам провести методические занятия с командно-летным, инспекторским и инструкторским составом на тему: «Выход за ограничения, оговоренные РЛЭ (по режимам работы силовой установки, падению оборотов воздушного винта и т.д.)» и «Вынужденная посадка ВС, на площадку, подобранную с воздуха, ...»;
- в соответствии с рекомендациями ФАУ «Авиарегистр РФ», ФГБОУ ВО УИГА предъявить требования к поставщикам двигателей Е4 Version-A по отмене изменения РТО от 18.11.2014 на увеличение срока периодичности контроля двухмассовых маховиков.

Ил-96

12.02.2018 на самолете Ил-96-300ПУ(М1) RA-96020 ФГБУ «СЛО «Россия» при выполнении нерегулярного рейса Сочи – Внуково, после приземления, при пробеге, на скорости 230 км/ч при включении экипажем реверса тяги двигателей не произошла перекладка створок реверса ДВ № 3 в положение «Обратная Тяга». Сигнализация и индикация работы двигателей соответствовали фактическому положению реверса соответствующих двигателей. Через 18 с после невключения реверса ДВ № 3 РУРы двигателей №№ 1-4 были переведены в положение «МГ».

По данным расшифровки МСРП, «малый реверс» ДВ № 1, 2, 4 был выключен на скорости 160 км/ч.

После полета экипажем в бортовом журнале самолета была сделана запись: «На посадке в а/п Внуково не включился реверс ДВ № 3, на ДВ № 1, 2, 4 «Реверс малый».

Установлено:

Анализ записей регистратора параметрической информации свидетельствует о том, что до начала перевода РУР на включение реверса РУДы двигателей № 1, 2, 3, 4 находились в положении, соответствующем режиму МГ: $\alpha_{руд1} = 0^\circ$, $\alpha_{руд2} = 1^\circ$, $\alpha_{руд3} = 1^\circ$, $\alpha_{руд4} = 1^\circ$.

При попытке включения реверса тяги фиксируется перемещение РУДов в положение: $\alpha_{руд1} = -13^\circ$, $\alpha_{руд2} = -14^\circ$, $\alpha_{руд3} = -14^\circ$, $\alpha_{руд4} = -14^\circ$. Положение входного вала НР-90 изменилось для ДВ № 1, 2, 4 соответственно перемещению РУД, а для ДВ № 3 составило величину только $-5,5^\circ$, что не соответствует настройке системы перекладки створок реверса.

Появление разовых команд, соответствующих открытию замка реверса ДВ №№ 1, 2, 4, подаче электропитания на гидравлический кран включения реверса КР-90 ДВ №№ 1, 2, 4 и перекладки в положение обратной тяги створок реверса ДВ №№ 1, 2, 4 подтверждают срабатывание реверса тяги только ДВ №№ 1, 2 и 4.

Как видно из вышеизложенного, срабатывание реверса тяги ДВ № 3 на записи регистратора параметрической информации не отмечено. Перемещение РУД ДВ № 3 в положение, обеспечивающее нормальное срабатывание системы реверса тяги данного двигателя, не сопровождается соответствующим изменением положения входного вала НР-90.

Через 18 с РУДы всех двигателей были переведены в положение МГ: $\alpha_{руд1} = 0^\circ$, $\alpha_{руд2} = 0^\circ$, $\alpha_{руд3} = 0^\circ$, $\alpha_{руд4} = 0^\circ$. Положения входных валов НР-90 всех двигателей заняли соответствующее РУДам положение. Параметры работы двигателей соответствовали положению входного вала соответствующего НР-90.

Справка: Изменение величины прямой и обратной тяги двигателей и включение реверса на самолете Ил-96-300 осуществляется через общую тросовую проводку «ГАЗ-РЕВЕРС», состоящую из четырех самостоятельных проводок, идущих к каждому двигателю. В пилоне каждого двигателя тросы соединяются с ведомым (конечным) роликом узла соединения через вал-компенсатор, вращение которого передается на ведущий (входной) ролик двигателя и далее через тросы, тяги и качалки на исполнительные элементы двигателя: насос-регулятор НР-90, кран реверса КР-90 и рычажную систему регистрации аруд. Положение входного вала НР-90 фиксируется МСРП по соответствующему параметру, получаемому из РЭД-90 двигателя, которая, в свою очередь, получает сигнал с датчика положения входного вала, установленного на НР-90.

Регистрация перемещения РУД двигателя № 3 в кабине экипажа и отсутствие синхронного перемещения входного вала НР-90 свидетельствуют о том, что заклинивание произошло на участке системы управления двигателем после вала-компенсатора.

При выполнении работ в соответствии с техническим актом, утвержденным 13.02.2018, был обнаружен лед на кронштейне крепления силового гидроцилиндра 94-20-8285 и в выштамповке нижнего обтекателя РУ, который препятствовал перемещению элементов механизма управления и блокировки реверсивного устройства в положение «Обратная тяга». Механизм управления и блокировки (МУБ) реверсивного устройства через систему рычагов и тяг осуществляет связь крана управления реверсом с рычагом РУР, заблокированным с РУД, а также с рычагом дроссельного крана насоса-регулятора НР-90. Таким образом, невозможность перемещения рычагов и тяг МУБ из-за образования льда привела к невозможности подачи управляющего сигнала на переключку створок реверса в положение «Обратная тяга».

Следует отметить, что при производстве работ было выявлено, что трубопровод дренажа 94-13-9004 был свободен ото льда, что говорит об отсутствии связи возможной закупорки дренажа с рассматриваемым событием, и попаданием воды в зону МУБ РУ при значительном положительном тангаже ВС, когда вода не попадает к дренажному трубопроводу, а скапливается в зоне МУБ, что в сочетании с низкой температурой нижнего обтекателя РУ приводит к интенсивному образованию льда. Данные о метеорологической обстановке в аэропорту Сочи свидетельствуют о непрерывном выпадении осадков в виде слабого ливневого дождя при положительных температурах наружного воздуха, что могло способствовать накоплению воды, попадающей через зоны, не имеющие герметизации элементов стыка пилона и реверсивного устройства самолета Ил-96-300.

По заключению комиссии, невозможность включения реверса двигателя № 3 на посадке в а/п Внуково была вызвана заклиниванием кинематики механизма управления и блокировки РУ из-за замерзания в полете воды на кронштейне крепления силового гидроцилиндра 94-20-8285 и в выштамповке нижнего обтекателя РУ.

Попадание воды в указанную зону произошло после взлета, в наборе высоты, когда вода, скопившаяся на элементах корпусов двигателя и пилона, за счет появления уклона из-за увеличения тангажа, протекла по фланцам наружного корпуса двигателя и намерзла в выштамповке уже охладившегося в полете нижнего обтекателя РУ, на кронштейне крепления силового гидроцилиндра 94-20-8285.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причину инцидента довести до летного и инженерно-технического персонала, эксплуатирующего ВС Ил-96-300;

- ПАО «ИЛ» провести анализ возможных причин и условий, по попаданию атмосферной влаги в подкапотное пространство и на кинематику реверсивного устройства двигателей ПС-90А самолета Ил-96-300 с последующей разработкой конструктивных доработок;
- АО «ОДК - Авиадвигатель» выполнить анализ причин образования ледяных отложений на элементах управления РУ при условии ливневых осадков в аэропорту вылета, с прослеживанием вероятных путей стекания и скопления атмосферных осадков в подкапотном пространстве двигателя ПС-90А, установленного на ВС Ил-96-300.

Ми-8

09.02.2018 на вертолете Ми-8МТВ-1 RA-25558 АО «ЮТэйр-Вертолетные услуги» при выполнении рейса Кананга – Мбужи-Майи в ДР Конго, после посадки, в процессе руления произошло разрушение шины колеса правой опоры шасси с последующим разрушением диска колеса и его возгоранием. Экипаж прекратил руление, выключил двигатели, обесточил вертолет и произвел эвакуацию пассажиров. Возникший пожар на ВС в районе колеса правой опоры шасси был потушен силами наземной пожарной команды аэропорта. Четыре члена экипажа и двадцать пассажиров не пострадали. ВС имеет повреждения.

Установлено:

Предполетная подготовка экипажа к выполнению полета была проведена в а/п Катанги в соответствии с установленными в ГА России требованиями ФАП-128 в полном объеме. При предполетном осмотре и проверке ВС экипажем замечаний по работе двигателей и систем самолета не было выявлено. Вертолет Ми-8МТВ-1 RA-25558 перед вылетом находился в технически исправном состоянии.

Посадка ВС в а/п Мбужи-Майи была произведена 08:04 (здесь и далее время UTC) с коротким пробегом на скорости 30-40 км/ч. После освобождения ВПП руление производилось при общем шаге НВ в среднем 3°.

В 08:07 экипаж получил команду от РП о наличии пожара в районе колеса правой опоры шасси и немедленной остановке вертолета. Экипаж прекратил руление, выключил двигатели, обесточил вертолет и эвакуировал пассажиров.

В 08:10 пожар был потушен с применением ручного огнетушителя наземной пожарной службой аэропорта.

Из объяснений экипажа и имеющейся параметрической расшифровки полета, комиссия сделала вывод, что действия экипажа в процессе руления и пожаре не противоречили требованиям РЛЭ Ми-8МТВ-1, были выполнены в полном объеме все предусмотренные руководством действия. Пассажиры и экипаж не пострадали, вертолет в результате своевременных действий экипажа и наземных служб не получил серьезных повреждений.

При послеполетном осмотре ВС на стоянке было обнаружено, что колодки колеса правой опоры шасси находились в заторможенном состоянии при отжатой гашетке тормоза экипажа.

При расшифровке полетной информации было выявлено, что параметры работы всех систем вертолета не выходили за пределы допустимых. Средствами записи СПИ зафиксировано, что руление выполнялось при общем шаге НВ в среднем 3° , предупреждений о неисправности в работе систем вертолета не наблюдалось.

При разборке демонтированного с правой опоры шасси вертолета колеса КТ 97/3 с тормозом КТ-97-220 комиссией были выявлены:

- негерметичность (порыв) уплотнительной резины левого тормозного воздушного цилиндра;
- следы абразивного износа металла на торце поршня левого воздушного цилиндра.

На основании результатов выполненных работ, комиссия по расследованию пришла к выводу, что негерметичность (порыв) уплотнительной резины левого воздушного цилиндра произошел из-за её естественного износа, потери эластичности при тяжелых условиях длительной эксплуатации, при повышенных температурах наружного воздуха.

Из-за порыва резинового уплотнения и попадания грязи, продуктов износа в воздушный цилиндр тормоза, произошел механический износ поршня, его заклинивание в заторможенном состоянии. Руление ВС на шаге НВ $\sim 3^\circ$ в течение трех минут, привело к разрушению шины и повреждению диска колеса (барабана колеса) на правой опоре шасси. Так как барабан колеса КТ 97/3 отлит из магниевого сплава, из-за трения диска о твердую поверхность барабана во время движения вертолета при рулении с разрушенной шиной произошло возгорание магниевого сплава барабана колеса.

Справка: отказавший тормоз КТ-97-220-2 вертолета Ми-8МТВ-1 RA-25558 был изготовлен 17.03.2011. Назначенный ему межремонтный ресурс составляет 300 посадок вертолета по самолетному или 8 лет эксплуатации.

На дату авиасобытия остаток наработки до ремонта данного тормоза составил 250 посадок по самолетному или 1 год эксплуатации.

При сезонной подготовке вертолета осмотр резиновых чехлов цилиндров тормоза колеса не производится, проверка целостности и работоспособности пружин тормоза, согласно РТЭ (карты 32.40.00в, 32.40.00д) не предусмотрена, то есть, в процессе эксплуатации вертолета указанный агрегат (тормоз) не обслуживается.

По заключению комиссии, разрушение шины с последующим разрушением тормозного диска и возгоранием барабана тормоза КТ-97-220-2 колеса КТ 97/3 на правой опоре шасси вертолета произошло по причине отказа тормоза из-за зависания поршня цилиндра в заторможенном положении вследствие естественного износа, потери эластичности, нарушения герметичности (порыва) уплотнительной резины, попадания грязи, продуктов износа в воздушный цилиндр тормоза, в тяжелых условиях длительной эксплуатации данного вертолета при повышенных температурах наружного воздуха.

Рекомендации комиссии:

- обстоятельства и причины инцидента довести до летного и инженерно-технического персонала, эксплуатирующего вертолеты типа Ми-8;
- организациям, эксплуатирующим вертолеты типа Ми-8, увеличить частоту проверок технического состояния тормозов шасси, особенно в условиях наземной эксплуатации при повышенных температурах наружного воздуха;
- при подготовке ВС типа Ми-8 к полетам в ВЛП/ОЗП (раз в полгода) дополнительно к программе ТО (внести изменения в карту РТЭ) вертолета производить дополнительную инспекцию и целевой осмотр резиновых чехлов тормоза КТ-97-220-2 колеса КТ 97/3 на предмет наличия трещин, их эластичности, степени износа, а также на целостность и работоспособность пружин тормоза колеса.

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Комиссия по расследованию авиационных происшествий

119017, Россия, г. Москва, ул. Б. Ордынка, дом 22/2/1

Тел. 8 (495) 953-37-41

«Авиаиздат»

121351, г. Москва, ул. Ив. Франко, д. 48

Тел. 8 (495) 417-02-44

Зак. 3452