

**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 июне 2018 года**

**№ 06 (213)**

**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**

<b>1 ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПО ОПЕРАТИВНОЙ ИНФОРМАЦИИ .....</b>	<b>5</b>
1.1 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ .....	5
1.1.1 КАТАСТРОФЫ .....	6
1.1.2 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ БЕЗ ЧЕЛОВЕЧЕСКИХ ЖЕРТВ .....	6
1.2 ИНЦИДЕНТЫ .....	8
<b>2 РЕЗУЛЬТАТЫ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ .....</b>	<b>12</b>
<b>3 РЕЗУЛЬТАТЫ РАССЛЕДОВАНИЯ ИНЦИДЕНТОВ .....</b>	<b>67</b>
3.1 ИНЦИДЕНТЫ, СВЯЗАННЫЕ С ОШИБОЧНЫМИ ДЕЙСТВИЯМИ ЭКИПАЖЕЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ, ПЕРСОНАЛА СЛУЖБ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ И УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ, С АКТИВНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ .....	67
3.2 ИНЦИДЕНТЫ, СВЯЗАННЫЕ С НЕДОСТАТКАМИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ .....	93



## **1 ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПО ОПЕРАТИВНОЙ ИНФОРМАЦИИ**

По оперативным данным, поступившим в Комиссию по расследованию авиационных происшествий МАК на 01.07.18, в июне 2018 г. с гражданскими воздушными судами государств-участников Соглашения произошло 3 катастрофы с ВС России, 5 АПБЧЖ: 3 с ВС России, 2 с ВС Украины и 70 инцидентов с ВС России.

### **1.1 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ**

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

**Таблица**

Класс воздушных судов	Вид авиаперевозок	Год	Июнь				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 авиаработ и перевозок, в т.ч. <i>регулярные пассажирские</i> <i>нерегулярные пассажирские</i> <i>прочие, в т.ч. груз., перегон., трениров.</i>	2018					1	1	4	67
		2017								
		2018					1	1	4	67
		2017								
		2018								
		2017								
Легкие и сверхлегкие самолеты	Все виды авиаработ и перевозок, в т.ч. <i>регулярные пассажирские</i> <i>нерегулярные пассажирские</i> <i>Прочие авиаработы</i>	2018	4	1	1		5	2	2	
		2017	2	1	1		6	2	2	
		2018								
		2017								
		2018	1				1			
		2017								
Вертолеты	Все виды авиаработ и перевозок	2018	2	1	1		8	4	10	3
		2017					5	1	1	2
		2018	6	2	2		14	7	16	70
ВСЕГО	Все виды авиаработ и перевозок	2017	2	1	1		11	3	3	2
		АВИАЦИЯ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ								
Самолеты и вертолеты	Все виды авиаработ	2018	2	1	1	1	8	4	5	2
		2017	3	1	1	1	10	6	6	7
Коммерческая авиация и АОН										
ВСЕГО	Все виды авиаработ и перевозок	2018	8	3	3	1	22	11	21	72
		2017	5	2	2	1	21	9	9	9

### **1.1.1 КАТАСТРОФЫ**

**04.06** в Волгоградской области потерпел катастрофу ЕЭВС дельталет МД-50ВГ RA-0046G ООО «Техносервис».

Пилот выполнял полет на АХР.

При выполнении полета дельталет столкнулся с земной поверхностью.

В результате АП ВС разрушено, пилот погиб.

**16.06** в Алтайском крае произошла катастрофа ЕЭВС самолета СП-41 RA-1757G частного лица.

Выполнялся тренировочный полет. На борту ВС находились пилот и пассажир.

При выполнении полета самолет столкнулся с земной поверхностью.

В результате АП ВС разрушилось, пилот и пассажир погибли.

**22.06** в ХМАО – Югра потерпел катастрофу вертолет Ми-2 RA-23728 АК «Геликс».

После доставки представителей Заказчика на п.п. Покачи КВС намеревался произвести перелет на п.п. Лангепас. Примерно через 20 мин после взлета произошло падение вертолета в болотистой местности.

В результате АП вертолет разрушен, пилот погиб.

### **1.1.2 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ БЕЗ ЧЕЛОВЕЧЕСКИХ ЖЕРТВ**

**01.06** в Омской области произошло АПБЧЖ с вертолетом Ми-8Т RA-23350 АК «Полярные авиалинии».

Выполнялся перелет ВС с АРЗ (г. Омск) на аэродром базирования Маган (г. Якутск).

На высоте 150 м – попадание птицы в воздухозаборник левого двигателя. Со слов экипажа, двигатель остановился. Экипаж произвел вынужденную посадку.

В результате АП вертолет получил значительные повреждения, люди не пострадали.

**09.06** в районе а/д Жешув (Польша) произошло АПБЧЖ с самолетом RV-10 UR-PMAY ООО «Акванова Гидроресурс» Украины.

Выполнялся частный полет, на борту ВС находились пилот и 2 пассажира.

Во время выполнения захода на посадку для дозаправки ВС начались перебои в работе двигателя.

Самолет произвел посадку с невыпущенным шасси на расстоянии примерно 200 м до входного порога ВПП.

В результате АП самолет получил повреждения, пилот и пассажиры травмированы.

**09.06** в Киевской области произошло АПБЧЖ с самолетом «Дельфин-4» UR-PAZZ Агентства полетов «Гоголев Аэро» Украины.

На борту ВС находился один пилот.

При выполнении полета пилот совершил вынужденную посадку вне пределов ВПП а/д села Гоголев.

В результате АП самолет получил повреждения, пилот не пострадал.

**27.06** в Иркутской области произошло АПБЧЖ с самолетом Ан-2 RA-62524 ООО АК «Феникс».

На борту ВС находились КВС, второй пилот и 2 летчика-наблюдателя.

Выполнялся полет по мониторингу лесных пожаров.

В процессе взлета активное пилотирование осуществлял КВС. В наборе высоты, на высоте 150-170 м КВС отметил тряску двигателя. Переведя ВС в горизонтальный полет, он попытался восстановить нормальную работу двигателя. Параметры работы двигателя и винта изменялись в соответствии с перемещениями рычагов, но тряска не прекращалась.

КВС принял решение о возврате на п. п. Нижнеудинск. В процессе разворота произошло резкое падение мощности двигателя, угол тангажа уменьшился, увеличилась вертикальная скорость снижения. КВС принял решение о выполнении вынужденной посадки на площадку, подобранную с воздуха. Определив подходящее место, он приступил к заходу на посадку. Перед приземлением он выключил двигатель и выпустил закрылки на 40°. После касания земли, при пробеге ВС начало проваливаться в грунт, т.к. поле было заболоченным. При оценке с воздуха это определить было нельзя, т.к. стоячей

воды не было. Шасси углубилось в почву на 30–40 см, и под действием сил инерции самолет через винт перевернулся и лег на верхнюю часть фюзеляжа.

В результате самолет получил значительные повреждения, экипаж не пострадал.

**30.06** в Красноярском крае произошло АПБЧЖ с ЕЭВС самолетом «Аэропракт» А-22L2 RA-0323А ООО «Аэропром».

Пилот выполнял лесоавиационные работы.

После приземления на п. п. Долгий мост произошло капотирование ВС.

В результате АП самолет получил повреждения, пилот травмирован.

## **1.2 ИНЦИДЕНТЫ**

Из 70 зарегистрированных инцидентов 61 произошли с самолетами, 9 – с вертолетами.

### **Наиболее серьезные и характерные инциденты**

01.06 на самолете А-320 VQ-BEH ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Шереметьево – Осло, на эшелоне «100» сработала сигнализация неисправности в системе вентиляции отсека авионики. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

02.06 на самолете А-320-214 VQ-BRG АК «Сибирь» при выполнении рейса Новосибирск – Благовещенск, после взлета произошло отключение автопилота, автомата тяги и директорного управления со срабатыванием соответствующей сигнализации. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

02.06 экипаж самолета Е-170 VQ-BYL АК «Сибирь» произвел посадку в а/п Новосибирск с перегрузкой 2,31 ед.

04.06 на самолете DHC-8 VQ-BVN АК «Якутия» при выполнении рейса Якутск – Нерюнгри, после взлета, при изменении режима работы двигателей режим работы СУ № 1 не изменялся. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

04.06 на самолете Боинг 737 VP-BPY АК «Икар» при выполнении рейса Симферополь – Киров, после взлета не убралась правая опора шасси. Экипаж обнаружил утечку гидрожидкости из гидросистемы «А» и произвел возврат в а/п вылета.

При послеполетном осмотре были обнаружены подтеки гидрожидкости в нише правой опоры шасси, повреждение пневматика внутреннего колеса



шасси с наличием на нем земли и царапины в нижней части фюзеляжа. При осмотре ВПП был обнаружен поврежденный фонарь и следы колес правой опоры шасси на грунтовой части, примыкающей к ВПП.

05.06 на самолете А-320 VP-BFH ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Шереметьево – Симферополь, после взлета, в наборе высоты произошло срабатывание сигнализации TKAS в режиме RA. В соответствии с командами системы TKAS был выполнен маневр уклонения со снижением с докладом диспетчеру УВД. Дальнейший полет без замечаний.

06.06 на самолете RRJ-95B RA-89046 ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Ставрополь – Шереметьево, при заходе на посадку произошло срабатывание сигнализации TKAS в режиме RA. В соответствии с командами системы TKAS был выполнен маневр по набору высоты. Дальнейший заход и посадка без отклонений.

06.06 на самолете А-320-214 VQ-BZS АК «Ямал» при выполнении рейса Анталия – Краснодар, после посадки и за руливания на стоянку, при осмотре ВС после высадки пассажиров было обнаружено открытие створок шасси и течь гидрожидкости.

07.06 при выполнении АХР в Волгоградской области на самолете Ан-2 RA-33068 АК «Агролет» произошло столкновение ВС с проводом ЛЭП. На ВС повреждена штанга химаппаратуры.

14.06 на вертолете Ми-2 RA-15707 АК «АэроГео» при выполнении облета газопровода, по докладу экипажа, произошел отказ двигателя. Экипаж произвел вынужденную посадку на подобранную площадку. Вертолет имеет незначительные повреждения.

15.06 на вертолете Ми-8Т RA-22745 АК «Конверс Авиа» при выполнении взлета в районе п.п. Пойковский (р-н Сургута) произошло падение оборотов НВ. При выполнении вынужденной посадки произошло складывание ПОШ.

16.06 экипаж самолета Боинг 757-200 VQ-BKF АК «Азур Эйр» при выполнении рейса Новосибирск – Анталия, при заходе на посадку в условиях грозовой деятельности и ливневого дождя, по данным расшифровки СОК, допустил выход за ограничения РЛЭ по крену 40,5°, тангажу 39°, уменьшение скорости с чистым крылом до 153,5 узлов, превышение скорости с закрылками 20° на 12,5 узлов. После трех попыток захода экипаж произвел уход на запасной а/д Даламан.

17.06 на самолете Ан-28 RA-28952 ООО «Сибирская легкая авиация» при выполнении рейса Иркутск – Казачинск, после взлета, в наборе заданной высоты сработала сигнализация минимального значения давления масла левого двигателя. Экипаж выключил левый двигатель и произвел возврат в а/п вылета.

18.06 на самолете ATR-72-212A VQ-BLJ АК «ЮТэйр» при выполнении рейса Сургут – Норильск, в полете на эшелоне «230» произошел отказ гидронасоса. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

18.06 на самолете ТВС-2МС RA-32705 АК «Авиатест» при выполнении санитарного рейса Чита – Чара, в наборе высоты началась неустойчивая работа двигателя. Экипаж произвел возврат в а/п вылета. После посадки двигатель самопроизвольно выключился с автоматическим флюгированием воздушного винта.

18.06 на самолете RRJ-95B RA-89056 ПАО «Аэрофлот» при выполнении облета ВС в районе а/д Шереметьево, после взлета и уборки шасси началась вибрация и появился гул в районе носовой части фюзеляжа, усиливающийся с увеличением скорости. КВС принял решение на возврат в а/п вылета.

На послеполетном осмотре ВС обнаружен обрыв тяги правой малой створки ПОШ.

18.06 при выполнении рейса Шереметьево – Брюссель экипаж самолета Боинг 737VP-BON ПАО «Аэрофлот» произвел посадку с перегрузкой 2,816 (максимально допустимая – 2,2 ед.).

18.06 на самолете A-319 VP-BNB АК «Россия» при выполнении рейса С. Петербург – Ростов-на-Дону, в полете сработала сигнализация повышенной вибрации и помпажа двигателя № 2, засорения масляного фильтра двигателя № 2. На пробеге сработала сигнализация об отказе двигателя № 2 и произошло его самовыключение.

19.06 на ж. д. перегоне Карабаглы Кизлярского района произошло столкновение самолета Ан-2 RA-40629 частного лица с проводами железной дороги. Посадка ВС произведена в поле, в 5 км от места столкновения, экипаж скрылся.

Полет выполнялся без разрешения на ИВП. Самолет имеет повреждения.

21.06 на самолете DA-40 RA-02586 «Ульяновского института ГА» при выполнении полета произошел отказ двигателя. Экипаж произвел вынужденную посадку на площадку, подобранную с воздуха.

22.06 экипаж самолета ATR-72-212A VQ-BLG АК «ЮТэйр» при выполнении рейса Тюмень – Нижневартовск прекратил взлет.

После освобождения ВПП диспетчер руления заметил дым из-под левой опоры шасси. Экипаж остановил ВС и произвел эвакуацию пассажиров. Пожар ликвидирован АСК.

22.06 на самолете А-320-214 VQ-BAX ПАО «Аэрофлот» после выполнения рейса Казань – Шереметьево, при открытии переднего БГО наземным персоналом было обнаружено смещение контейнера с багажом с позиции 12 на позицию 11 из-за незакрытых стопорных замков (замки были исправны).

22.06 на самолете ATR-72-21A VQ-BLI АК «ЮТэйр» при выполнении рейса Екатеринбург – Тюмень, при выполнении снижения произошел отказ правого двигателя. После выполнения процедур QRH экипаж произвел посадку в а/п назначения.

23.06 экипаж самолета Боинг 737-8LJ VP-BRN ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Шереметьево – Кемерово прекратил взлет из-за срабатывания сигнализации отказа двигателя.

24.06 на самолете RRJ-95LR-100 RA-89036 АК «Азимут» при выполнении рейса Сочи – Элиста, после взлета, при установке рычага управления шасси «на уборку» не погасла сигнализация выпущенного положения шасси. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

24.06 экипаж самолета RRJ-95RA-89036 АК «Азимут» произвел возврат в а/п вылета Сочи из-за неуборки передней опоры шасси после взлета.

27.06 на самолете Ан-148 RA-61714 АК «Ангара» при выполнении рейса Иркутск – Уфа, в полете появилась индикация о падении давления масла в двигателе № 2. Экипаж выключил двигатель № 2 и произвел вынужденную посадку в а/п Челябинск.

27.06 на вертолете Ми-8ПС RA-22556 АК «ЮТэйр – Вертолетные услуги» в полете произошла разгерметизация гидросистемы. Посадка на а/д назначения произведена благополучно.

29.06 на самолете RRJ-95 RA-89017 ПАО «Аэрофлот» при выполнении рейса Сыктывкар – Шереметьево, в полете произошел отказ одной гидросистемы. Посадка на а/д назначения произведена благополучно.

29.06 на самолете Gulfstream 4-SP RA-10201 АК «ЮТэйр» при выполнении рейса Внуково – Тюмень, в полете на FL390 появилась индикация о задымлении в салоне. Экипаж произвел возврат в а/п вылета.

30.06 экипаж самолета А-320-214 VQ-BCY АК «Уральские авиалинии» при выполнении рейса Екатеринбург – Симферополь произвел возврат в а/п вылета из-за неуборки левой опоры шасси.

## **2 РЕЗУЛЬТАТЫ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ<sup>1</sup>**

**27.11.2017** в 20:44:23 местного времени (17:44:23 UTC)<sup>2</sup>, ночью, при выполнении полета произошло АП с вертолетом Eurocopter EC-120B RA-07226 частного лица. В результате АП КВС и пассажир погибли, вертолет разрушен.

### **Установлено:**

26.11.2017 КВС<sup>3</sup> (директор ООО «Курьер», г. Кирсанов) на вертолете EC-120B RA-07226 выполнил перелет с п. п. «Баковка» (Московская область) на п. п. «Колибри» (г. Кирсанов), посадка выполнена в 10:32.

27.11.2017 КВС вместе с директором по строительству ООО «Сталь-М» (далее – пассажир) планировал выполнить полет по маршруту: п. п. «Колибри» (г. Кирсанов) – п. п. «Матыра» (г. Липецк).

Установить время прибытия КВС 27.11.2017 на п. п. «Колибри», кто осуществлял выкатку ВС из ангара и была ли заправка вертолета перед вылетом не представилось возможным.

В 08:23 27.11.2017 КВС подал в органы УВД заявку на ИВП на полет до п. п. «Матыра». В 08:26 Московский ЗЦ ЕС ОрВД выдал разрешение на ИВП.

Перед полетом КВС предполетный медосмотр не проходил, что не противоречит требованиям ФАП-128.

Метеоинформацию у уполномоченных метеорологических органов КВС не запрашивал, КВС мог взять метеоинформацию посредством интернета.

В 08:54:48 27.11.2017 КВС выполнил взлет с п. п. «Колибри». На борту ВС находился один пассажир.

В 09:56:41 КВС выполнил посадку на п. п. «Матыра».

В 13:26 КВС подал в органы УВД заявку на ИВП в обратном направлении до п. п. «Колибри». В 13:52 Московский ЗЦ ЕС ОрВД выдал разрешение

---

<sup>1</sup> Полные тексты Окончательных отчетов по результатам расследования АП размещены на сайте МАК [www.mak-iac.org](http://www.mak-iac.org) в разделе «Расследования».

<sup>2</sup> Здесь и далее время UTC, местное время соответствует UTC + 3 ч.

<sup>3</sup> КВС и собственник ВС разные лица.

на ИВП. В 14:04 в Московский ЗЦ ЕС ОрВД от КВС пришло изменение времени вылета на 14:35. Разрешение на ИВП было выдано в 14:11.

В 14:42:08 КВС выполнил взлет с п. п. «Матыра». На борту ВС находилось 2 пассажира.

Взлет был выполнен в ночных условиях: заход солнца в 13:16, наступление темноты в 13:53. Комиссия отмечает, что согласно РЛЭ вертолета ЕС-120В RA-07226, полеты ночью на вертолете разрешены по ПВП.

**Примечание:** 1. РЛЭ вертолета ЕС-120В:

*«2.1.1. Режим эксплуатации.*

*Эксплуатация вертолета разрешена:*

*– днем и ночью по ПВП.*

*Примечание. В соответствии с эксплуатационным регламентом может потребоваться установка дополнительного оборудования.*

*Запрещается следующее:*

*– выполнение маневров высшего пилотажа;*

*– выполнение полетов в условиях переохлажденного дождя;*

*– выполнение полетов в условиях обледенения (видимая влага и температуры, способствующие образованию ледяных отложений);*

*– намеренное полное отключение VEMD в полете».*

В 14:52:55 КВС доложил и получил разрешение от диспетчера КДП МВЛ ТОГБУ «Аэропорт «Тамбов» произвести посадку в н. п. Борщевка Тамбовской области.

В 15:15:37 КВС выполнил посадку в условиях ночи на подобранную с воздуха площадку<sup>4</sup> (футбольное поле), освещенную фонарями, около кафе «Лесная сказка» на 464 км автотрассы Москва – Волгоград.

Перед взлетом с площадки (футбольное поле):

---

<sup>4</sup> На данную площадку КВС выполнял посадки постоянно, так как являлся учредителем кафе «Лесная сказка».

– в кабине ВС находился КВС и один пассажир. Все были пристегнуты привязными ремнями. Органы управления ВС были установлены только у КВС;

– расчетная заправка топливом в количестве 240 л (190 кг) обеспечивала выполнение полета по маршруту (расчет проведен из условия, что на месте АП в топливном баке вертолета обнаружено около 25 л топлива);

– центровка ВС находилась в эксплуатационном диапазоне 3830 – 4140 мм;

– груза на борту ВС не было;

– расчетный взлетный вес ВС мог составлять 1313 кг и не превышал максимальный взлетный вес 1715 кг.

У КВС было разрешение на ИВП для полета до п. п. «Колибри», выданное органами ОрВД перед взлетом с п. п. «Матыра».

Установить, имел ли КВС метеоинформацию по маршруту полета и в районе п. п. «Колибри», не представилось возможным.

В 17:07:08, ночью, КВС произвел взлет.

В 17:07:59 КВС установил связь и доложил диспетчеру КДП МВЛ ТОГБУ «Аэропорт «Тамбов» о взлете и расчетном времени прибытия в г. Кирсанов – 17:35. Диспетчер дал приведенное минимальное давление в пределах установленного участка района ЕС ОрВД (1031 гПа) и указание о докладе посадки. КВС принял информацию диспетчера.

В 17:08:46 КВС установил связь и запросил у РП аэродрома государственной авиации Тамбов разрешение на пролет их зоны и получил разрешение.

Комиссией по расследованию был установлен фактический маршрут и параметры аварийного полета.

После взлета направление полета ВС не соответствовало полету на п. п. «Колибри». В течение примерно 11 мин после взлета полет выполнялся с различными курсами на высотах<sup>5</sup> от 245 до 540 м и скорости<sup>6</sup> полета от 70 до 200 км/ч. Комиссия по расследованию не смогла найти объяснений, почему после взлета КВС выполнял полет именно таким образом.

---

<sup>5</sup> Здесь и далее указана высота, зафиксированная приёмником GPS.

<sup>6</sup> Здесь и далее указана расчётная средняя путевая скорость по данным приёмника GPS.

В 17:17:30 ВС заняло курс полета на п. п. «Колибри» и продолжило полет на высоте  $\approx 290$  м и скорости около 190 км/ч.

В 17:21:41 КВС установил связь и доложил диспетчеру КДП МВЛ ТОГБУ «Аэропорт «Тамбов» о работе с «Динарием» и уточнил расчетное время посадки на п. п. «Колибри» – в 17:46.

В последующем КВС на связь с органами УВД не выходил.

В 17:27 при высоте полета  $\approx 290$  м из-за повышения рельефа местности  $H_{и}^7$  составляла около 90 м. Полет на  $H_{и} \approx 90$  м продолжался до 17:34:20.

Комиссия по расследованию считает, что особая ситуация в полете после 17:34 развивалась, наиболее вероятно, следующим образом.

На удалении примерно 18 км от п. п. «Колибри» в 17:34:20 ВС вошло в облачность, нижний край которой был ниже истинной высоты полета 90 м.

Комиссия по расследованию провела анализ метеоинформации и возможности выполнения полета ВС по ПВП на временном этапе после 17:34.

Комиссия не приняла к рассмотрению отмеченные метеостанцией М-2 Кирсанов элементы погоды за 18:00, считая их недостоверными ввиду явного несоответствия значений видимости (6000 м) фактическим значениям, установленным в ходе опроса свидетелей, находившихся как в районе АП, так и в непосредственной близости к указанной метеостанции.

При анализе метеообстановки в районе АП комиссия по расследованию использовала данные о погоде, зарегистрированные метеостанцией М-2 Обловка, находящейся в площади 5 метеобеспечения МДП Воронеж и расположенной  $\approx 80$  км южнее г. Кирсанова, и показания свидетелей.

27.11.2017 на метеостанции М-2 Обловка отмечалась следующая погода:

15:00: сплошная слоистая облачность с нижней границей облаков около 300 м, температура воздуха минус 5,9 °С, пасмурно, относительной влажностью воздуха 97%.

18:00: сплошная слоистая облачность с нижней границей облаков около 100 м, температура воздуха минус 6,2 °С, пасмурно, относительной влажностью воздуха 97%.

---

<sup>7</sup> Здесь и далее указана расчётная истинная высота по данным приёмника GPS.

В этой воздушной массе (см. раздел 1,7 – прогноз GAMET от 12:00 до 18:00) предусматривалось местами ухудшение видимости до 1000 м, замерзающая морось, понижение облачности до 100 м, умеренное обледенение в облаках и осадках.

Учитывая направление ведущего потока 180 – 210° и скорость перемещения около 30 км/ч, эта воздушная масса с теми же метеорологическими параметрами могла переместиться на район, где проходил заключительный участок маршрута полета ВС.

Свидетель на автомобиле, возвращавшийся 27.11.2017 вечером с работы из р. п. Инжавино в г. Кирсанов, отмечает следующие метеорологические условия по маршруту движения: «сильный туман по всему пути следования», который усилился после поворота на г. Кирсанов, видимость встречных машин с включенными фарами составляла не более 150 м и «обледенение дороги».

Таким образом, исходя из приведенного анализа метеообстановки, комиссия отмечает, что примерно с 17:30 (время пролета ВС автомобильной дороги Инжавино – Ковылка – 17:33) в районе АП наблюдался сильный туман и обледенение. Согласно РЛЭ вертолета ЕС-120, полеты в данных метеоусловиях (туман, обледенение) запрещены.

В 17:34:30 КВС с  $H_{и} \approx 90$  м снизился до  $H_{и} \approx 60$  м и в течение примерно 1 мин выполнял полет на этой высоте. Затем последовал набор высоты  $\approx 290$  м (истинная высота составила около 130 м). Комиссия по расследованию считает, что КВС пытался снизиться под нижний край облачности для установления визуального контакта с землей, но, не увидев землю, на  $H_{и} \approx 60$  м перевел ВС в набор высоты. На высоте 290 м, не пробив облачность, в 17:37:50 КВС перевел ВС на снижение и продолжил полет в направлении на г. Кирсанов.

**Примечание:** 1. Расчетный рубеж возврата на площадку взлета, расположенную около кафе «Лесная сказка», при условии, что при взлете на борту ВС было 240 л топлива и остаток топлива после посадки 25 л, расположен на удалении 45 км от площадки взлета. Фактическое время пролета рубежа возврата  $\approx 17:25$ .

2. В сложившихся условиях на 17:34 возможным решением КВС могло быть возвращение по обратному маршруту и посадка на подобранную с воздуха площадку в районе, где метеоусловия позволяют выполнять полет по ПВП.



Из анализа синоптической обстановки и объяснений свидетеля можно сделать вывод, что на удалении примерно 10 км западнее г. Кирсанова (полетное время  $\approx 17:38$ ) ВС вошло в зону замерзающего тумана,<sup>8</sup> вследствие чего началось обледенение ВС, в том числе и остекления кабины. КВС, наиболее вероятно, принял решение выполнить вынужденную посадку.

**Примечание:** 1. РЛЭ вертолета ЕС-120В:

*«Запрещается следующее:*

*– выполнение полетов в условиях обледенения (видимая влага и условия, способствующие образованию ледяных отложений)».*

2. Из объяснений свидетеля 4 от 09.02.2018:

*«Вертолет не был оборудован противообледенительной системой.*

*Вертолет был оборудован двумя фарами. Одна – фиксированная, установлена в носовом обтекателе кабины, вторая – управляемая, установлена под носовым обтекателем. Фары включались и управлялись выключателями и кнопкой на рычаге Шаг-Газ».*

3. Из объяснений пилота-инструктора от 04.02.2018:

*«Мое личное мнение, что 27.11.2017 КВС (Фамилия и инициалы) при выполнении полета в темное время суток и при образовании тумана при подлете к месту назначения попал в условия обледенения. На данном воздушном судне при обледенении, а также в ливневых осадках, в связи с плохим обогревом и вентиляцией фонаря кабины, невозможно продолжение полета по ПВП с отсутствием обзора наземных и прочих ориентиров через передний фонарь кабины. Из практики, пилоты, выполняющие полеты на Eurocopter ЕС-120 при попадании в такие условия вынуждены открывать форточку на правой передней двери и с правым креном выбирать место для вынужденной посадки».*

---

<sup>8</sup> Туман при температуре воздуха менее 0 °С является замерзающим туманом.

Опыт полетов в таких условиях свидетельствует, что при обледенении остекления кабины для ведения визуальной ориентировки с целью подбора площадки для выполнения посадки КВС, вероятнее всего, открыл форточку на правой двери (сдвинул назад).

Комиссия отмечает, что к выполнению посадки ночью на подобранную с воздуха и неосвещенную площадку КВС не был подготовлен.

В 17:39:00 КВС, следуя с ИК  $\approx 75^\circ$ , занял  $H_{и} \approx 40$  м.

В 17:40:00 КВС выполнил разворот вправо и с ИК<sup>9</sup>  $\approx 200^\circ$  выполнил полет до автодороги Кирсанов – автотрасса Р-208. После выхода на автомобильную дорогу<sup>10</sup> в 17:41:05 на  $H_{и} \approx 60$  м КВС выполнил правый вираж с выходом на дорогу в направлении на г. Кирсанов. Данный маневр, вероятнее всего, КВС выполнил для поиска площадки приземления.

В 17:41:40 КВС повторно выполнил правый вираж со снижением до  $H_{и} \approx 20$  м.

В 17:42:03 КВС продолжил полет над автодорогой в сторону г. Кирсанова на истинной высоте от 40 до 15 м и скорости от 50 до 16 км/ч.

В 17:43:33 на  $H_{и} \approx 80$  м КВС выполнил правый вираж южнее автодороги со средней скоростью  $\approx 60$  км/ч.

Наличие тумана и поиски КВС площадки для приземления подтверждают SMS сообщения, отправленные пассажиром на телефон родственника во время этих маневров

В 17:43:57, после выполнения виража, КВС на  $H_{и} \approx 85$  м и скорости  $\approx 38$  км/ч начал выполнять правый разворот с увеличением скорости и высоты полета.

В 17:44:14 на  $H_{и} \approx 138$  м и скорости  $\approx 125$  км/ч КВС перевел ВС на снижение.

---

<sup>9</sup> Истинный курс (средний путевой угол) полета соответствует расчетным значениям, полученным по данным записи приемником спутниковой навигации координат местоположения вертолета с учетом их частоты регистрации.

<sup>10</sup> Освещение автомобильной автотрассы Р-208 – Кирсанов не предусмотрено.

В 17:44:19 с поступательной скоростью<sup>11</sup> не менее 115 км/ч и вертикальной скоростью<sup>12</sup> не менее 10 м/с ВС столкнулось с земной поверхностью.

После АП при судебно-химическом исследовании в крови КВС обнаружен этиловый спирт в количестве 0,8 промилле, а в моче – 1,2 промилле, что соответствует легкой степени опьянения.

Комиссия по расследованию считает, что решению КВС на продолжение полета в условиях тумана, характеру маневрирования с переменными значениями высоты и скорости полета и последующей потере контроля за высотой полета, могло способствовать его нахождение в состоянии алкогольного опьянения.

**По заключению комиссии,** столкновение вертолета с земной поверхностью произошло при полете ночью в условиях тумана и обледенения вследствие потери КВС контроля за высотой полета.

Принятию решения на продолжение полета ночью в условиях тумана и потере контроля за высотой полета, могло способствовать нахождение КВС в состоянии алкогольного опьянения.

#### **Рекомендации по повышению безопасности полетов:**

##### **1. Авиационным властям России:**

- 1.1. Организовать доведение информации о результатах расследования авиационного происшествия с вертолетом ЕС-120В RA-07226 до авиационного персонала АОН и частных лиц, эксплуатирующих ВС.
- 1.2. Организовать повторное изучение летным составом АОН и частными лицами, выполняющим полеты на ВС:
  - правил визуальных полетов и правил полетов по приборам (пп. 3.33–3.34.4 ФАП-128);
  - действия при попадании в условия погоды ниже минимума и опасные для полета метеорологические условия (пункты 3.109 и 3.117 ФАП-128).

---

<sup>11</sup> Расчётная скорость по данным приёмника GPS.

<sup>12</sup> Расчётная скорость по данным приёмника GPS.

2. Тамбовскому ЦГМС - филиалу ФГБУ «Центрально-Черноземное УГМС»:

2.1. Проверить и, при необходимости, организовать работу метеостанции М-2 Кирсанов в соответствии с нормативными документами.

**07.08.2017** в 19:20 местного времени (16:20 UTC<sup>13</sup>), днем, при выполнении взлета с автомобильной дороги в станице Червленая Шелковского района Чеченской Республики произошло АПБЧЖ с ЕЭВС самолетом СП-30 RA-0508А, принадлежащим частному лицу. На борту ВС находилось лицо, управлявшее ВС (владелец самолета СП-30). В результате АП самолет получил значительные повреждения. Лицо, управлявшее ВС, получило серьезные телесные повреждения.

На основании объяснения лица, управлявшего ВС<sup>14</sup>, а также объяснений и видеозаписей очевидцев комиссия установила следующее.

07.08.2017 пилот (с его слов) выполнял полеты по обработке и поливу полей. Полеты выполнялись в воздушном пространстве класса С. План полета не подавался. Разрешение на использование воздушного пространства и диспетчерское разрешение не были получены. Пилот на ближайшую АМСГ ФГУП «Вайнахавиа» за метеоинформацией не обращался. Предполетный медицинский контроль состояния здоровья пилота перед вылетом не осуществлялся.

Анализ взлета проводился на основании результатов осмотра комиссией места АП, с учетом копий видеозаписей с электронных устройств очевидцев АП и по данным протокола осмотра места АП, составленного следственным отделом Грозненского линейного отдела МВД России на транспорте.

Со слов пилота, полеты выполнялись для проверки оборудования. Пилот выполнил посадку на автомобильную дорогу с интенсивным движением в станице Червленая для дозаправки ВС топливом на АЗС, находящейся в ≈230 м от места АП.

---

<sup>13</sup> Далее по тексту, если не указано особо, используется время UTC. Местное время соответствует UTC + 3 ч.

<sup>14</sup> Лицо, управлявшее воздушным судном, не имело свидетельство специалиста ГА и не предоставило документы, подтверждающие обучение (далее по тексту – пилот).

После дозаправки ВС пилот при наличии на дороге автомобилей принял решение на выполнение взлета.

Взлет выполнялся с автомобильной дороги с твердым асфальтовым покрытием с истинным курсом  $259^\circ$ , с закрылками во взлетном положении, с попутным ветром до 2 – 3 м/с.

В процессе разбега пилот осуществил подъем носового колеса на 40-50 см, что соответствовало взлетному углу атаки  $20^\circ$  (согласно пункту 4.3.5 РЛЭ самолета СП-30 подъем носового колеса должен осуществляться на 10-15 см, что соответствует взлетному углу атаки  $5-7^\circ$ ). Создание взлетного угла атаки, значительно превышающего рекомендуемый для взлета, привело к касанию хвостовой пятой самолета поверхности земли, дополнительному лобовому сопротивлению и ухудшению обзора вперед через фонарь кабины. ВС уклонилось вправо на обочину с максимально поднятым носовым колесом.

Водитель легкового автомобиля (с его слов), увидев движущийся по автомобильной дороге самолет, съехал вправо и остановился на обочине, чтобы пропустить самолет.

Продолжая разбег по правой обочине с максимально поднятым носовым колесом, самолет столкнулся с дорожным знаком и с припаркованным легковым автомобилем.

В соответствии с пунктом 5.4. РЛЭ самолета СП-30 (Взлетные характеристики) длина разбега в условиях стандартной атмосферы во взлетной конфигурации составляла 90 м при скорости отрыва 70 км/ч.

Наличие попутной составляющей ветра (2-3 м/с, соответствующей 7.2-10,8 км/ч) увеличивало длину разбега относительно стандартных условий на 25-35% (до 112-122 м).

Повышение температуры наружного воздуха на  $15^\circ\text{C}$  относительно стандартных условий увеличивало длину разбега на 10-12% (до 123-136 м).

Превышение взлетного угла атаки с  $5-7^\circ$  до  $20^\circ$  (в 3-4 раза) значительно увеличило лобовое сопротивление, а касание хвостовой пятой поверхности земли во второй части разбега привело к появлению трения скольжения на хвостовой пяте, что не позволило осуществить отрыв самолета от земли. Ухудшение обзора вперед через фонарь кабины не позволило пилоту наблюдать препятствия по курсу взлета.

Длина разбега до столкновения с автомобилем составила около 180 м, продолжительность разбега 10,5 – 11 с.

При выполнении взлета пилотом были допущены следующие ошибки в технике пилотирования:

- раннее и несоразмерное взятие ручки управления самолетом «на себя», которое привело:
- к созданию взлетного угла атаки, значительно превышающего рекомендуемый для взлета, что привело к дополнительному лобовому сопротивлению и ухудшению обзора вперед через фонарь кабины;
- к касанию хвостовой пятой самолета поверхности земли во второй части разбега и, как следствие, появлению трения скольжения на хвостовой пяте;
- к невыдерживанию направления при разбеге.

**Примечание:** РЛЭ самолета СП-30:

*«4.3.5. Взлет*

*...*

- *убедиться в устойчивой работе двигателя, отпустить тормоза.*

*В процессе разбега направление выдерживать, управляя носовым колесом, а затем рулем направления:*

- *на скорости 40 км/ч плавным движением РУС на себя, поднять носовое колесо на 10 – 15 см, создавая взлетный угол атаки;*
- *после отрыва самолета ( $V \approx 70$  км/ч) на  $H = 1 - 1,5$  м разогнать самолет до  $V = 80$  км/ч...».*

Вышеуказанные ошибки в технике пилотирования привели к значительному увеличению длины разбега и созданию аварийной ситуации.

Выполнению безопасного взлета препятствовали:

- наличие на дороге движущихся автомобилей;
- металлическая труба газопровода, проходящая поперек дороги на высоте около 6 м, на расстоянии около 200 м от места начала разбега.

Возможными факторами, повлиявшими на увеличение длины разбега самолета, явились:

- высокая температура воздуха (более + 30 °С);

– наличие попутной составляющей ветра (до 2 – 3 м/с), что подтверждается данными АМСГ Грозный (ветер 040° – 3 м/с) и попутно-боковым направлением сноса пыли после столкновения ВС с автомобилем.

При проведении судебно-химического исследования в крови пилота обнаружен этиловый алкоголь в количестве 2,07‰ (промилле), что соответствует средней степени алкогольного опьянения. Нахождение в состоянии алкогольного опьянения, являющееся нарушением требований п. 2.5. ФАП-128, наиболее вероятно, не позволило пилоту адекватно оценить возможность выполнения взлета в данных условиях, способствовало снижению внимания и концентрации при выполнении руления и взлета и, как следствие, возникновению и развитию аварийной ситуации.

**По заключению комиссии**, причиной АП явилось принятие пилотом решения на взлет с автомобильной дороги без учета наличия препятствий (автомобили, труба газопровода). При выполнении взлета пилотом были допущены ошибки в технике пилотирования, значительно увеличившие длину разбега и приведшие к столкновению с препятствиями.

Способствующим фактором явилось выполнение взлета пилотом в состоянии средней степени алкогольного опьянения (2,07‰).

**Рекомендации по повышению безопасности полетов:**

**1. Авиационным властям РФ:**

1.1. Обстоятельства и причины АП изучить с владельцами ВС АОН.

1.2. В связи с повторяющимися случаями выполнения полетов ВС АОН при отсутствии (или с истекшим сроком действия) обязательных документов (сертификат летной годности, пилотское свидетельство, медицинское заключение), рассмотреть целесообразность и выйти с инициативой в Минтранс России о доработке действующих нормативных документов по контролю за деятельностью АОН для реализации механизма непрерывного мониторинга за летной годностью воздушных судов и выполнением полетов пилотами и эксплуатантами АОН (рекомендация дается повторно).

**29.04.2016** в Ростовской области произошла катастрофа ЕЭВС самолета «Петр Великий» RA-0102A, принадлежащего частному лицу.

В результате АП самолет получил серьезные повреждения, пилот погиб.

Из объяснений собственника ЕЭВС самолета «Петр Великий» RA-0102A:

В апреле 2016 г. на грузовом автомобиле ВС в разобранном виде было перевезено в фермерское хозяйство, находившееся в районе н. п. Калач-Куртлак. Самолет был собран и облетан собственником самолета.

По ранее достигнутой договоренности он (собственник) собирался продать принадлежащий ему самолет гражданину, который в целях выполнения АХР пилотировал его 29.04.2016 в полете, закончившемся авиационным происшествием. Пилот, осуществлявший пилотирование, выполнял полет без доверенности и разрешения от собственника самолета.

Из показаний свидетеля (фермера) следует, что 29.04.2016, на основании устной договоренности по обработке полей фермерского хозяйства, пилотом ЕЭВС «Петр Великий» было принято решение на выполнение полетов на АХР юго-восточнее н. п. Калач-Куртлак.

Воздушное пространство в месте проведения АХР относится к классу G. Уведомление об использовании воздушного пространства в органы ОрВД не подавалось.

В интервале времени с 14:50 (здесь и далее время UTC) по 16:30 пилот совершил 4 полета (включая полет, завершившийся АП). Место взлета находилось на проселочной дороге в 4 км юго-восточнее н. п. Калач-Куртлак.

На борту ВС находились приемники спутниковой навигации, которые сохранили информацию о полетах, что позволило рассчитать значения путевых углов, путевых скоростей, истинных высот и углов крена при выполнении АХР.

Все взлеты и посадки самолета были выполнены с проселочной дороги с истинными курсами 160° и 340°. Характер выполнения полетов указывает на то, что пилотом производились АХР по обработке поля, расположенного юго-восточнее н. п. Калач-Куртлак. Обработка поля производилась в направлениях ИПУ 225° и 045° на высоте 3-5 м челночным методом.

Челночный метод (способ) подразумевает выполнение последовательных заходов (гонов). Выполнив заход (гон), пилот после гона обязан набрать высоту, выполнить стандартный разворот для выхода в створ сигналов.

**Примечание:** РЛЭ самолета Х-32-912<sup>15</sup>, раздел «Порядок выполнения полетов на АХР»:

---

<sup>15</sup> РЛЭ самолёта Х-32-912 используется как типовое. РЛЭ ЕЭВС самолёта «Пётр Великий», не представлено.



*«...левый стандартный разворот – отворот вправо на угол  $80^\circ$  в штиль, при встречном и попутном ветре, а при боковом ветре на угол с учетом поправки на ветер, затем перевести самолет в левый разворот и выполнять его до выхода в створ сигналов. Предельно допустимый угол крена на развороте не более  $30^\circ$ ...».*

В ходе расследования установлено, что выполнение обработки поля производилось без выставления сигнальщиков.

Комиссией произведен анализ углов крена, высоты и скорости при выполнении разворотов для заходов на очередной гон при выполнении первых трех полетов. В результате установлено, что углы крена в первом полете не превышали ограничений по РЛЭ, развороты выполнялись на скоростях<sup>16</sup>, также рекомендованных в РЛЭ. Во втором полете углы кренов достигали значений  $40^\circ$  и более при рекомендованных скоростях. В обоих полетах все развороты начинали выполняться на высотах более 60 м, при этом потеря высоты в развороте составляла 15-20 м. В третьем полете углы кренов достигали значений более  $50^\circ$ , скорости выдерживались в пределах, рекомендованных в РЛЭ, начало разворота выполнялось на высотах порядка 60 м и более, потеря высоты при выводе из крена в отдельных случаях превышала 20 м.

В результате проведенного анализа комиссия пришла к выводу, что, наиболее вероятно, в первом, втором и третьем полетах пилот восстанавливал навыки управления ВС и приспосабливался к поведению самолета, постепенно увеличивая углы крена. В третьем полете углы крена уже значительно превышали  $50^\circ$  (максимальный расчетный левый крен  $73^\circ$ ), отдельные развороты выполнялись на высотах ниже 60 м.

Перед четвертым полетом, со слов свидетеля (фермера), была проведена дозаправка самолета бензином в количестве 20 л, общее количество топлива составило 28 л. В химический бак было залито 110 л химической жидкости. Во время заправки пилот торопил человека, оказывающего ему помощь, мотивируя это тем, что солнце заходит, а он хотел выполнить еще несколько полетов (заход солнца 29.04.2016 в районе н. п. Калач-Куртлак в 16:38). При этом пилот заявил, что он сократит время гонов.

---

<sup>16</sup> Учитывая относительно малые скорости полета, встречную составляющую ветра в пределах 0,5 – 1 м/с можно считать расчетную путевую скорость по GPS сопоставимой с приборной.

По данным расчетной группы, после дозаправки самолета бензином и химической жидкостью взлетная масса составила  $\approx 515$  кг (максимальная взлетная масса самолета – 495 кг), центровка – 35% САХ (диапазон центровок самолета – 29-39% САХ), что выходило за установленные РЛЭ ограничения по максимальной взлетной массе приблизительно на 20 кг.

В 16:04, после заправки самолета топливом и химической жидкостью, пилот выполнил взлет для продолжения работ по химической обработке поля.

**Примечание:** РЛЭ самолета Х-32-912, раздел «Порядок выполнения полетов на АХР»:

*«...увеличить обороты двигателя до взлетного режима и на скорости не менее 100 км/ч плавным взятием РУС “на себя” перевести самолет в набор высоты, не допуская уменьшения скорости по прибору менее 80 км/ч;*

*– набор высоты выполнять по прямой:*

*а) над равнинной местностью – до высоты не менее 50 м над препятствиями;*

*б) над пересеченной местностью – до высоты не менее 100 м над препятствиями.*

*– набрав указанную высоту, перевести самолет в горизонтальный полет, уменьшив режим работы двигателя для сохранения скорости 100 км/ч;*

*– выполнить стандартный разворот на скорости 100 км/ч;*

*– предельно допустимый угол крена на развороте не более 30°, а при выполнении разворотов над лесом и оврагами, а также при слабой болтанке – не более 20°;*

*– стандартные развороты выполнять визуально с контролем по приборам скорости и высоты, обращая особое внимание на точность координации.*

**Предупреждение:** категорически **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** уменьшение скорости и увеличение угла крена более установленных при выполнении стандартных разворотов, а также отвлекать внимание от пилотирования для наблюдения за обрабатываемым участком или сигнальщиками...».

После взлета пилот набрал высоту 130-140 м и выполнил полет к месту АХР с СПУ 65°. В процессе захода на гон он выполнил разворот на СПУ 224° со снижением до высоты 10 м. Гон выполнялся на высотах 7-10 м.

За 350 м до границы обрабатываемого поля (по расчетам комиссии) на скорости 105 км/ч пилот перевел ВС в набор высоты и набрал 30 м, скорость при этом снизилась до 90 км/ч. Точка с высотой полета 30 м, расположенная на удалении 200 м от места АП была последней, зарегистрированной приемником спутниковой навигации Garmin NUVI.

При анализе траектории полета самолета было установлено, что на приемнике спутниковой навигации Garmin NUVI пользователем был установлен режим автоматического определения интервала регистрации траекторных данных, о чем свидетельствуют увеличенные интервалы на прямых участках траектории (до 15-ти секунд) и меньшие интервалы на криволинейных участках траектории (от 4-х до 6-ти секунд).

Четыре последние траекторные точки зарегистрированы прибором в моменты времени 16:07:11, 16:07:23, 16:07:33 и 16:07:38. Уменьшение значения интервала регистрации траекторных точек к концу записи, наиболее вероятно, обусловлено тем, что приемником был зарегистрирован набор высоты (на +12,5 м), вследствие чего кривизна траектории изменилась, и прибор уменьшил интервал дискретизации траекторных данных.

Достоверно оценить характер движения воздушного судна после окончания записи траекторных данных по имеющейся информации затруднительно, но исходя из того, что место АП располагается практически на линии продолженного пути на расстоянии  $\approx 200$  м от места окончания записи, одновременно с отсутствием признаков изменения путевого угла движения ВС, можно сделать предположение, что ВС после окончания записи двигалось практически в том же направлении с постоянной скоростью и высотой.

Анализ предыдущего полета и конечного участка трека аварийного полета позволяет предположить, что, наиболее вероятно, для разворота на очередной гон (как это происходило в предыдущем полете), пилот одновременно с набором высоты сначала перевел самолет в правый крен, а затем начал энергичный левый разворот. При этом, стремясь сократить время химической обработки поля и успеть «выработать» заправленный запас химической жидкости до захода солнца, пилот, наиболее вероятно, произвел энергичную перекладку по крену для уменьшения радиуса разворота, что в сочетании с уменьшением скорости и ростом вертикальной перегрузки, а также с превышением максимальной

полетной массы самолета, привело к его сваливанию на левое полукрыло (развороту влево на  $180^\circ$ ) с пикированием и последующим касанием земли левой консолью крыла с дальнейшим разворотом еще на  $90^\circ$  влево до столкновения носовой части фюзеляжа с землей.

Анализ следов, оставленных на земле, позволяет прийти к выводу, что столкновение самолета с земной поверхностью произошло с большим углом тангажа на пикирование и левым скольжением. На это указывают следующие признаки:

- трубка ПВД, обнаруженная на глубине 40 см на месте столкновения самолета с землей, находилась почти в вертикальном положении с углом около  $80^\circ$  к поверхности земли;
- на земле имелись следы от столкновения передней кромки крыла, полученные после разрушения передней части кабины пилота.
- на земле имелись следы от столкновения передней части законцовки левой консоли крыла, законцовка частично разрушена.

По результатам оценки состояния и работоспособности самолетных систем было установлено:

- все системы самолета, оснащенного оборудованием для производства АХР, до столкновения с землей находились в работоспособном состоянии;
- недостатков в проектировании и изготовлении ВС, которые могли непосредственно влиять на исход полета, не выявлено;
- рычаг управления двигателем находился в положении «максимальный газ»;
- все повреждения, разрушения самолета и его систем произошли вследствие внешнего воздействия при столкновении с землей.

Анализ фрагментов ВС показал, что разрушения конструкции в полете не было. При исследовании в ФАУ «Авиационный регистр Российской Федерации» узла крепления заднего лонжерона левой консоли крыла самолета установлено, что «...разрушение проушины узла («куклы») крепления заднего лонжерона левой консоли крыла самолета «Петр Великий» RA-0102A носит статический характер и произошло под действием однократной нерасчетной нагрузки...». Такая нагрузка, наиболее вероятно, связана с соударением самолета с землей.

При запросе комиссии в ООО «Авиагамма» о технических характеристиках двигателя ROTAX-912 ULS2, установленного на ВС, был получен ответ:

*«...данный двигатель поступил в ремонт 27.09.2016 после авиационного происшествия. При его осмотре обнаружены деформация, и разрушения задней части двигателя, электронных блоков, элементов выхлопной системы. При разборке и диагностике двигателя обнаружено предельное биение коленвала и скручивание по секции 3 и 4 цилиндров. Данная деформация произошла из-за разрушения корпуса генератора и заклинивания ротора. Режим работы двигателя при этом должен был быть близким к максимальному...».*

Самолет лежал компактно в месте столкновения с землей, данный факт свидетельствует о том, что столкновение произошло практически без поступательной скорости, что характерно при падении самолета в режиме сваливания или штопора.

Первопричиной сваливания является не потеря скорости сама по себе, а превышение критического угла атаки. В установившемся горизонтальном полете каждому углу атаки самолета соответствует вполне определенная воздушная скорость. Скорость, соответствующая критическому углу атаки, называется «скоростью сваливания».

Сваливание самолета при выполнении разворота (виража) происходит, как правило, на опущенное полукрыло в сторону разворота.

В установившемся развороте (вираже) нормальная перегрузка тем выше, чем больше крен. Зависимость скорости сваливания от угла крена в установившемся развороте (вираже) пропорциональна квадратному корню из перегрузки.

**Примечание:** РЛЭ самолета Х-32-912: Скорости сваливания при максимальной взлетной массе 495 кг.

	Х-32-912 у/т вариант	Х-32-912 с/х вариант
Положение закрылков, градус	0	
Скорость сваливания, км/ч	65	65
Потеря высоты до восстановления горизонтального полета, м	30	40

Если скорость сваливания в горизонтальном полете 65 км/ч, то в развороте (вираже) с креном 30° скорость сваливания будет равна 70 км/ч, при крене 36° – 73 км/ч, а при крене 50° – 82 км/ч.

**Примечание:** РЛЭ самолета Х-32-912, раздел «Непреднамеренная потеря скорости и сваливание самолета»:

*«...При непреднамеренном попадании самолета на большие углы атаки отклонением РУС от себя до нейтрального положения восстановить нормальный режим полета, не допуская при этом крена и скольжения.*

*При запоздалом вмешательстве в управление происходит сваливание самолета на правое или левое полукрыло с одновременным опусканием носа самолета.*

**ДЕЙСТВИЯ** в случае сваливания самолета:

- отклонить РУС от себя до нейтрального положения;
- поставить элероны и РН в нейтральное положение;
- после достижения скорости 90 км/ч (в любой конфигурации самолета) плавно вывести самолет в горизонтальный полет, не допуская повторного сваливания.

*Минимальная потеря высоты до восстановления горизонтального полета с убранными закрылками 30 м для Х-32-912 в учебно-тренировочном варианте и 40 м для сельскохозяйственного варианта самолета...».*

Самолет системой предупреждения о приближении к сваливанию не оборудован.

Таким образом, наиболее вероятно, при выполнении левого стандартного разворота минимальная высота, которая обеспечивала бы выход самолета из сваливания, не была достигнута.

Превышение ограничений по максимальной взлетной массе самолета могло также способствовать выходу самолета на режим сваливания.

Для установления возможных ошибочных действий пилота и факторов, которые влияли на пилотирование самолета, комиссия произвела расчет высоты солнца над горизонтом и курсового угла в программе «АСТРО».

Расчет показал, что в 16:08 29.04.2016 высота солнца над горизонтом в месте АП составила 2°, а курсовой угол солнца при выполнении отворота вправо в пределах ИПУ от 305° до 45° был приблизительно минус 17°, что могло повлиять на выполнение разворота, так как лучи заходящего солнца могли ослепить пилота, что, в свою очередь, могло привести к потере контроля за высотой и скоростью полета ВС.

**Примечание:** п.7.11. ФАП 128:

*«...при выполнении полетов с целью выполнения АХР запрещается: обрабатывать участки, выполнять взлеты и посадки, если высота солнца над горизонтом менее 15°, а курсовой угол солнца менее 30°...».*

**По заключению комиссии,** катастрофа ЕЭВС самолета «Петр Великий» RA-0102A, наиболее вероятно, произошла из-за ошибочных действий пилота при выполнении левого стандартного разворота, приведших к потере скорости, выходу ВС на большие углы атаки и режим сваливания с последующим столкновением его с земной поверхностью.

К вероятным факторам, способствовавшим возникновению аварийной ситуации в полете, следует отнести:

- отсутствие профессиональной подготовки пилота в качестве пилота СВС;
- несоблюдение ограничений по максимальной взлетной массе, по скорости, высоте и крену при выполнении полетов на АХР;
- нарушение требования пункта 7.11. ФАП-128, запрещающего выполнять полеты с целью АХР, если высота солнца над горизонтом менее 15°, а курсовой угол солнца менее 30°.

**Недостатки, выявленные в ходе расследования:**

1. Эксплуатация воздушного судна, не имеющего сертификата летной годности.
2. Техническое обслуживание самолета не соответствовало требованиями регламентирующих документов, ведение эксплуатационно-технической документации с момента постройки и регистрации воздушного судна не осуществлялось.

**Рекомендации по повышению безопасности полетов:**

1. Авиационным властям России:

- 1.1. Результаты расследования катастрофы ЕЭВС самолет «Петр Великий» RA-0102A довести до летного, инженерно-технического состава эксплуатантов и частных владельцев ЕЭВС АОН.
- 1.2. В связи с повторяющимися случаями выполнения полетов ЕЭВС АОН при отсутствии (или с истекшим сроком действия) обязательных документов (сертификат летной годности, пилотское свидетельство, медицинское заключение) рассмотреть целесообразность доработки действующих нормативных документов по контролю за деятельностью АОН для реализации механизма непрерывного мониторинга за летной годностью воздушных судов и выполнением полетов пилотами и эксплуатантами АОН (рекомендация дается повторно).
- 1.3. Выйти с законодательной инициативой об увеличении административных штрафов, предусмотренных Кодексом РФ об административных правонарушениях, за нарушение правил использования воздушного пространства и правил безопасности при эксплуатации воздушных судов.

**11.04.2018** при выполнении полета в районе посадочной площадки Хабаровск МВЛ потерпел катастрофу вертолет Ми-8П RA-24640 АО «Авиакомпания «Восток».

В результате АП 3 члена экипажа вертолета и 3 тренируемых КВС погибли, воздушное судно полностью разрушено. Окружающей среде ущерб не нанесен.

**Установлено:**

Согласно заданию, экипаж выполнял полеты с целью тренировки четырех командиров воздушных судов АО «Авиакомпания «Восток» к выполнению полетов в весенне-летний период.

**Примечание:** *В соответствии с п. 3.125 ФАП-128: «При выполнении учебных и тренировочных полетов на борту воздушного судна может находиться не более двух тренируемых или обучаемых экипажей, или четырех пилотов».*

Предварительная подготовка к полетам была проведена с экипажами руководящим составом АО «Авиакомпания «Восток» в установленные сроки в полном объеме.



Задача на тренировку летного состава была поставлена командиром авиационной эскадрильи 10.04.2018.

Основанием для выполнения полета являлась заявка на выполнение полетов в районе посадочной площадки Хабаровск МВЛ, поданная в 23:00 (здесь и далее время UTC) 10.04.2018 руководящим составом АО «Авиакомпания «Восток» в Хабаровский ЗЦ ЕС ОрВД.

Предполетная подготовка экипажа и летного состава проведена под руководством КВС-инструктора на посадочной площадке Хабаровск МВЛ и началась в 23:30 10.04.2018 с прохождения медицинского контроля. После прохождения медосмотра экипаж в штурманской комнате получил пакет метеодокументов с фактическими и прогнозируемыми метеусловиями по району полетов и запасным аэродромам.

Полученная экипажем метеоинформация не препятствовала выполнению полетов в районе посадочной площадки, и КВС-инструктор обоснованно принял решение на вылет.

Взлетная масса и центровка ВС не выходили за ограничения, установленные РЛЭ вертолета Ми-8П.

Полеты выполнялись в соответствии с задачей 16, Упр. 2 ППЛСВ Ми-8 АО «Авиакомпания «Восток». Данная задача предусматривает взлеты и посадки с коротким пробегом при одном задросселированном двигателе. Количество полетов 4.

Порядок выполнения Упр. 2 ППЛСВ Ми-8:

- один полет по кругу с заходом на посадку при одном задросселированном двигателе;
- один полет для отработки элементов техники пилотирования при имитации отказа одного двигателя в режиме взлета (прерванный взлет);
- один полет для отработки элементов техники пилотирования при имитации отказа одного двигателя в режиме взлета (продолженный взлет);
- один полет для отработки элементов полета при имитации отказа одного двигателя в режиме висения.

В соответствии с требованиями ППЛСВ Ми-8 АО «Авиакомпания «Восток», тренировочные полеты с имитацией отказа одного двигателя разрешается выполнять на утвержденных площадках, которые позволяют

производить взлеты и посадки с коротким пробегом (разбегом). В данном случае, ИВПП длиной 970 м позволяла выполнять такие полеты.

Расчетная взлетная масса ВС составляла 9981 кг, а максимально допустимая масса вертолета Ми-8П для полета с одним неработающим двигателем при данных условиях ( $t_{\text{нв}} = 0^\circ \text{C}$ , высота полета 150 м) составляла 10700 кг, что не противоречило условиям выполнения упражнения.

**Примечание:** *В соответствии с условиями выполнения Упр. 2 задачи 16 ППЛСВ Ми-8: «Выполнение полетов с имитацией отказа одного двигателя рекомендуется проводить с максимальной взлетной массой, рассчитанной по номограммам РЛЭ для соответствующих условий».*

Взлет с целью тренировки первого КВС был выполнен в 01:01. Полеты выполнялись по кругу, по установленной схеме захода на посадку по ПВП, с  $\text{МК}_{\text{пос}} = 60^\circ$ , на высотах 100-150 м по давлению ВПП.

По объяснению первого тренируемого КВС, условия полета по кругу соответствовали ПВП: полет проходил под облаками, видимость была не менее 6 км, СРППЗ была включена и работоспособна (при чтении карты контрольных проверок после запуска двигателей на бортовом магнитофоне П-503 зарегистрирован доклад о ее включении), звуковая сигнализация на органах управления ТТА-12Н была экипажем выключена. Выключение звуковой сигнализации первый тренируемый КВС объяснил выполнением визуального полета в районе посадочной площадки и постоянным срабатыванием СРППЗ вследствие специфики полетного задания на отработку взлетов и посадок с одним задресселированным двигателем. В тоже время, согласно п. 5.76 ФАП-128, СРППЗ устанавливается на ВС для осуществления полетов по ППП.

**Примечание:** *п. 5.76 ФАП-128: «Воздушные суда, осуществляющие полеты по ППП, с максимальной взлетной массой свыше 5700 кг, оборудуются системой предупреждения о близости земли (GPWS) с функцией оценки рельефа местности в направлении полета, автоматически представляющую летному экипажу воздушного судна предупреждения о потенциально опасной близости земной поверхности».*

Исходя из вышеуказанных положений ФАП-128, можно предположить, что СРППЗ при полетах по ПВП может экипажем не использоваться.

Необходимо отметить, что в связи с установкой на вертолетах Ми-8 СРППЗ, АО «МВЗ им. М.Л. Миля» было разработано, а Департаментом государственной политики в области ГА Минтранса РФ введено в действие «Дополнение к РЛЭ вертолета Ми-8 по использованию системы раннего предупреждения близости земли в полете», в карты контрольных проверок были внесены дополнения по ее включению и проверке. Однако в РПП АО «Авиакомпания «Восток» не определены условия применения и порядок использования режимов данной системы, что приводит к различному толкованию летным составом порядка ее эксплуатации в полете.

При выполнении первым тренируемым КВС полетного задания, в момент времени 01:08:30, с высоты 100 м и до посадки, на параметрическом регистраторе ЗБН-1-3 регистрировалась разовая команда «Обледенение», что свидетельствует об изменении метеоусловий: начале выпадения осадков в виде дождя и снега.

Данный факт подтверждается результатами метеонаблюдений АМСГ аэропорта Хабаровск Новый: в период времени с 01:00 по 01:30 в районе аэродрома отмечалось понижение облачности до 120 м и ухудшение видимости в умеренном ливневом снеге до 1500 м. Установлено, что КВС-инструктор по мобильному телефону доложил заместителю командира АЭ, исполняющему обязанности командира АЭ, о наличии обледенения в полете и нецелесообразности дальнейшего выполнения задания. Однако пока заместитель командира АЭ решал вопрос с диспетчером Хабаровск Новый о прекращении выполнения экипажем полетного задания, первый тренируемый КВС завершил свою тренировку и покинул вертолет, а его место занял второй тренируемый КВС, после чего, в 01:15:06 экипаж произвел взлет по кругу с целью отработки посадки с одним задросселированным двигателем. Комиссией установлено, что воздушный поток на высоте 3000 м был юго-восточного направления, со скоростью 35-40 км/ч, т.е. облачность смещалась на северо-запад.

При курсе взлета с МК = 60° (ветер у земли 55°, 10 м/с) облачность со снежными зарядами закрывала сначала посадочный курс и лишь затем выходила в район ВПП. В результате сложившейся метеообстановки экипаж после взлета и разворота на курс, обратный посадочному, в районе 3 разворота попал в снежный заряд с ливневыми осадками в виде дождя и снега, ухудшением видимости и понижением облачности до 120 м (подтверждается данными АМСГ Хабаровск Новый в момент АП).

В 01:16:34 средствами объективного контроля было зафиксировано срабатывание сигнализация об обледенении, что подтверждается радиообменом в экипаже.

Находясь в зоне ухудшенной видимости в ливневых осадках, экипаж не смог установить визуальный контакт с участком автодороги «Восток», проходящим на удалении 150 м от входного торца ВПП 06 перпендикулярно посадочной площадке Хабаровск МВЛ, который использовался экипажем ВС в качестве линейного ориентира при заходе на посадку, что подтверждается радиообменом в экипаже.

Увлечшись визуальным поиском места 3-го разворота в условиях ухудшенной видимости, при наличии попутного ветра на высоте 150 м силой 10-12 м/с, экипаж начал выполнение разворота на 1600 м дальше установленного места.

Таким образом, при попадании в метеоусловия, не позволяющие выполнять полет по ПВП, экипаж не перешел на пилотирование по ППП, при наличии в районе посадочного курса вышек ШВРС высотой до 180 м не набрал безопасную высоту для полета по кругу, продолжал попытки визуально определить свое местоположение.

**Примечание:** В соответствии с п. 3.33.4. ФАП-128: «КВС при полете по ПВП:

- избегает столкновения с видимыми объектами и объектами, о которых получена информация от органов ОВД;
- принимает своевременное решение о возврате на аэродром вылета, о полете на запасной аэродром или о переходе на полет по ППП при ухудшении метеоусловий до значений ниже установленных».

В процессе выполнения 3-го разворота, за 2 с до столкновения с вышкой, на графике параметрической информации отмечается энергичное увеличение общего шага НВ с 8° до 10,8° и увеличение левого крена с 22° до 62°. Наиболее вероятно, экипаж заметил препятствие и предпринял попытку выполнить маневр уклонения от него.

Необходимо отметить, что речевой информации от СРППЗ о наличии препятствий впереди по полету вертолета не зарегистрировано (наиболее вероятно, звуковая сигнализация экипажем на пульте управления СРППЗ была отключена). Какая информация о препятствиях была на экране БМС-индикатора установить не представилось возможным.

В 01:17:24 на высоте  $H_T = 140$  м (150 м относительно ВПП) и скорости 142 км/ч произошло столкновение ВС с вышкой ШВРС, о чем свидетельствует

зарегистрированная параметрическая информация. В результате столкновения произошло разрушение конструкции ВС, после чего вертолет перешел в неуправляемое снижение и столкнулся с землей на удалении 215 м от вышки ШВРС.

До момента столкновения с вышкой отклонений в работе авиационной техники не было.

На элементах конструкции мачты ШВРС имеются значительные повреждения от столкновения с ВС.

Необходимо отметить, что дневная и ночная маркировки вышки ШВРС соответствовали требованиям РЭГА-94. По показаниям очевидцев, неразрушенные фонари на вышке продолжали гореть после АП.

Также, по показаниям очевидцев, в момент АП вышка была наполовину закрыта облачностью, шел сильный снег с дождем, значительно ухудшавший видимость объектов на земле.

**По заключению комиссии,** причиной катастрофы явилось столкновение вертолета с вышкой ШВРС на высоте 150 м при выполнении захода на посадку в условиях ухудшенной видимости из-за выпадения ливневых осадков в виде дождя и снега, что привело к разрушению конструкции ВС и его падению.

Авиационное происшествие явилось следствием непринятия экипажем своевременного решения о переходе на полет по ППП при ухудшении метеоусловий и наборе безопасной высоты полета с целью исключения столкновения с искусственными препятствиями в районе посадочной площадки.

Столкновению ВС с вышкой ШВРС способствовало неиспользование экипажем возможностей СРППЗ при выполнении полета по ППП.

**Недостатки, выявленные в ходе расследования:**

1. КВС-инструктор принял решение на продолжение тренировок КВС при наличии обледенения в полете, затрудняющего выполнение взлетов и посадок с одним задресселированным двигателем.
2. При выполнении полета в условиях ухудшенной видимости экипаж не воспользовался СРППЗ, имеющую в базе данных координаты вышек ШВРС.
3. В РПП АО «Авиакомпания «Восток» не определены условия применения и порядок использования СРППЗ, что приводит к различному толкованию летным составом порядка ее эксплуатации в полете.

**Рекомендации по повышению безопасности полетов:**

1. Авиационным властям России:
  - 1.1. Информацию об авиационном происшествии довести до летного состава авиакомпаний, специалистов служб УВД и метеоподразделений.
2. Руководителям авиакомпаний
  - 2.1. Организовать с летным составом повторное изучение порядка принятия решения на выполнение полета в соответствующих метеоусловиях, а также правил выполнения полетов по ПВП и ППП.
  - 2.2. Разработать и внести в РПП авиакомпании технологию работы с СРППЗ в различных условиях полетов.
  - 2.3. С целью повышения безопасности полетов усилить профилактическую работу по контролю качества выполнения полетов с использованием бортовых средств объективного контроля в соответствии с требованиями распоряжения Министерства транспорта Российской Федерации от 18.06.2001 № НА-281-р «О неотложных мерах по повышению безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации».

**02.06.2017** в 07:18 (здесь и далее время UTC), в простых метеоусловиях, при взлете с аэродрома Чингисхан (Монголия, г. Улан-Батор) произошло АПБЧЖ с ЕЭВС самолетом ТВС-2МС RA-2099G ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» (г. Новосибирск).

В результате АП самолет получил значительные повреждения, пожара на месте АП не было, члены экипажа, пассажиры и прочие лица не пострадали.

**Установлено:**

Экипаж в составе КВС и второго пилота запланировал демонстрационный полет по маршруту: аэропорт Чингисхан – Ероо. На борту самолета находились два авиатехника ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» (для технического обслуживания ВС) и восемь пассажиров (граждане Монголии).

22.05.2017 в ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» была проведена предварительная подготовка экипажа к полетам согласно плану подготовки к полетам в Монголии.

Полет планировался в воздушном пространстве класса G. Первоначально вылет был назначен на 04:00, но, в связи с неприбытием пассажиров к назначенному времени, вылет был перенесен на 06:40. Фактически взлет был произведен в 07:18.

Предполетная подготовка была проведена в день вылета (приблизительно за 3 ч до вылета) под руководством КВС. В процессе предполетной подготовки КВС уточнил маршрут полета. Самолет был полностью укомплектован согласно технической документации и перед полетом находился в исправном состоянии.

Была произведена дозаправка самолета топливом. После дозаправки общее количество топлива на борту составило 1150 л.

В процессе предполетной подготовки КВС самостоятельно провел опрос членов экипажа о состоянии здоровья, что не противоречит требованиям ФАП-128, после чего КВС сделал запись в задании на полет об отсутствии жалоб и о допуске экипажа к полетам.

Был уточнен маршрут полета и получен список пассажиров.

Экипаж получил метеоконсультацию и произвел расчет рабочего плана полета. Полученная метеорологическая информация не препятствовала выполнению полета.

Перед запуском двигателя экипаж получил информацию о фактической погоде по каналу АТИС и от диспетчера.

Согласно представленному списку, на борту самолета находилось 12 человек, в том числе 2 члена экипажа, 2 авиатехника ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» и 8 пассажиров.

Таким образом, общее количество людей, находившихся на борту, включая членов экипажа, превышало разрешенное количество на три человека.

**Примечание:** Согласно п. 1.2.3. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G самолет имеет следующие транспортные возможности:

– максимальное количество людей на борту – 9 человек.

По расчетам, взлетная масса и центровка составили  $\approx 5640$  кг и  $\approx 37,08\%$  САХ, соответственно, что превысило допустимые пределы.

**Примечание:** Согласно п. 1.5.1. и п. 1.5.2. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G, максимальная взлетная и посадочная масса

*составляет 5500 кг и диапазон допустимых центровок составляет 17,2 – 33% САХ.*

Следует отметить, что, согласно п. 3.3.1. и п. 3.3.2. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G, в процессе предполетного осмотра самолета обязанности среди членов экипажа по загрузке и центровке самолета распределяются следующим образом: второму пилоту – *«Проверить загрузку самолета, размещение пассажиров (грузов), крепление грузов. Рассчитать центровку самолета»*, КВС – *«Проконтролировать загрузку самолета, размещение грузов, крепление грузов, убедиться, что центровка не выходит за допустимые пределы»*.

Таким образом, требования указанных пунктов РЛЭ экипажем выполнены не были.

В 07:16:40 начался разбег самолета по ВПП с истинным курсом 318° (с магнитным курсом 322°). В процессе разбега ветроуказатель, находившийся в районе старта, указывал фактический ветер как незначительный боковой справа. Взлет выполнялся с горного аэродрома (1330 м над уровнем моря) на взлетном режиме работы двигателя. Согласно объяснительным запискам экипажа, взлет выполнялся с закрылками, отклоненными на 20°.

**Примечание:** *Все параметры, характеризующие пространственное положение самолета, а также его скорость относительно земли, являются расчетными и получены в результате математической обработки видеoinформации, зарегистрированной видеокамерой наружного наблюдения. Все параметры, описывающие работу силовой установки, зарегистрированы многофункциональным дисплеем MVP-50T. Исключение составляет параметр, описывающий положение РУД, расчет которого был произведен специалистами компании Honeywell.*

В 07:16:55 (на основании записей видеокамеры наружного наблюдения) отрыв самолета от ВПП произошел из трехточечного положения.

Согласно расчетам: длина разбега по ВПП составила 230 м, путевая скорость в момент отрыва от ВПП – 98 км/ч (приборная – 95 км/ч).

**Примечание:** *Согласно п. 4.3. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G, при осуществлении взлета с применением закрылков необходимо учитывать следующее:*



*«Использовать закрылки при взлете самолета при встречной составляющей скорости ветра не более 10 м/с.*

*В зависимости от условий старта взлет при использовании взлетной мощности двигателя выполняется с закрылками, отклоненными на 30° или 20°, а при использовании номинальной мощности двигателя с закрылками, отклоненными на 20°.*

*Скорость отрыва с закрылками, отклоненными на 20°, при использовании взлетной мощности двигателя на 10 км/ч больше, чем с закрылками, отклоненными на 30°, а длина разбега и взлетная дистанция больше на 25-30 м.*

*При разбеге самолета штурвал удерживается в нейтральном положении до момента отрыва. Отрыв самолета при использовании закрылков на 20° (номинальный или взлетный режим работы двигателя) на скорости 85-90 км/ч.*

После отрыва от ВПП самолет без этапа выдерживания перешел в набор высоты с ростом угла тангажа. В 07:17:05 самолет достиг максимального значения вертикальной скорости, которая составила 4,3 м/с.

Отсутствие процесса выдерживания самолета после отрыва привело не только к прекращению роста скорости, но и к последующему ее уменьшению, и к моменту достижения высоты 15-20 м путевая скорость составила ≈100 км/ч (приборная – 97 км/ч), что на 20 км/ч меньше рекомендованной.

**Примечание:** Согласно п. 4.3. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G:

*«... После отрыва отклонением штурвала от себя перевести самолет на выдерживание и одновременно с увеличением скорости набрать высоту с таким расчетом, чтобы к моменту достижения им скорости 120 км/ч высота составляла 15-20 м. На этой скорости продолжать набор высоты».*

Из объяснительных записок членов экипажа следует, что на высоте полета 40-50 м второй пилот (пилот-инструктор) убрал закрылки. Характер записи напряжения постоянного тока (уменьшение с 28,6 В до 28,3 В за 0,3 с, а затем плавное восстановление до 28,6 В в течение 3,5 с), время уборки закрылков из положения 20° в полетное положение (3-4 с согласно материалам летных

испытаний), отсутствие включения каких-либо потребителей на данном этапе взлета позволяют утверждать, что уборка закрылков была начата в 07:17:10 на высоте 45 м.

Путевая скорость в процессе уборки закрылков составляла  $\approx 75$  км/ч (приборная – 73 км/ч), что значительно ниже рекомендованной.

**Примечание:** Согласно п. 4.3. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G:

*«... На высоте не менее 50 м над препятствиями в три приема убрать закрылки, контролируя их положение по индикатору и визуально по фактическому отклонению. Одновременно увеличить скорость набора высоты с таким расчетом, чтобы к моменту полной уборки закрылков скорость составляла 140 км/ч. При этом для уменьшения усилия на штурвале пользоваться триммером руля высоты».*

На этом этапе, согласно объяснительным запискам экипажа, КВС не смог в одиночку справиться с увеличивающимся углом тангажа и попросил инструктора, выполняющего обязанности второго пилота, помочь ему в управлении самолетом. Инструктор включился в управление самолетом.

Согласно книге «Рекомендации по практической аэродинамике самолета Ан-2» (Москва, «Воздушный транспорт», 1985), при достижении значения угла атаки  $16^\circ$  должен произойти автоматический выход предкрылков. Принимая во внимание, что самолет ТВС-2МС по аэродинамической компоновке практически соответствует Ан-2, можно предположить, что выход предкрылков также осуществился при достижении значения угла атаки  $16^\circ$ . При этом критический угол атаки увеличивается с  $18^\circ$  до  $24^\circ$ .

До 07:17:16 полет проходил с увеличением высоты (максимальное значение 55 м), угла тангажа до  $26^\circ$ , угла атаки до  $22^\circ$ , уменьшением путевой скорости до 72 км/ч (приборная – 71 км/ч) и вертикальной скорости набора высоты до 1,5 м/с.

С 07:17:16 по 07:17:18, согласно зарегистрированным значениям крутящего момента на выходном валу силовой установки, был осуществлен энергичный перевод РУД экипажем в сторону малого газа, что не соответствует требованиям п. 4.3. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G.

**Примечание:** п. 4.3. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G:

*«1. Если по какой-либо причине центровка самолета превысит предельно допустимую, то после отрыва*

*самолет, особенно с отклоненными закрылками, может перейти в такое кабрирование, которое невозможно парировать даже полным отклонением штурвала от себя. Такое же явление может возникнуть после дачи полного газа при уходе на второй круг с недопустимо задней центровкой.*

- 2. В обоих случаях, если своевременно не принять соответствующих мер, самолет может кабрировать до тех пор, пока не перейдет за критический угол атаки, и наступит срыв.*
- 3. Если полным отклонением штурвала от себя кабрирование устранить не удастся, необходимо плавно уменьшить мощность двигателя для перевода самолета в горизонтальный полет или на снижение. Энергичная уборка газа недопустима, так как она приводит к резкому переходу самолета на снижение.*
- 4. Произвести посадку, выяснить и устранить причину ненормального поведения самолета».*

Из-за того, что положение РУД не регистрируется, специалистами компании Honeywell был рассмотрен фрагмент полета с 07:17:16 по 07:17:20 на предмет того, что явилось причиной энергичного изменения крутящего момента на выходном валу силовой установки. Установлено, что система управления двигателем анализирует температуру выходящих газов и на основе ее значений, а также их изменений во времени, формирует сигнал на изменение подачи топлива для недопущения превышения максимальных значений. Максимальное значение температуры выходящих газов, при которой система управления автоматически ограничивает подачу топлива в двигатель, соответствует  $660 \pm 2$  °С. В 07:17:16 температура выходящих газов, согласно данным многофункционального дисплея MVP-50T, составила 661 °С, что соответствует пороговому значению для срабатывания автоматического ограничения подачи топлива в двигатель. При этом, согласно проведенным специалистами компании Honeywell расчетам, причиной ограничения подачи топлива в двигатель в рассматриваемом случае явился принудительный перевод РУД (действия экипажа) в сторону уменьшения подачи топлива.

Момент достижения минимального значения оборотов двигателя из-за перевода РУД в сторону малого газа (07:17:18) совпал с моментом достижения самолетом критического значения угла атаки 24°, после чего начался процесс

уменьшения высоты, углов атаки и тангажа и увеличения путевой скорости. Таким образом, произошло наложение двух факторов, приведших к переходу самолета на снижение: энергичная перекладка РУД экипажем в сторону малого газа и, согласно объяснительной записке, полная отдача штурвала от себя.

С 07:17:18 по 07:17:20, согласно зарегистрированным значениям крутящего момента на выходном валу силовой установки, РУД вновь был переведен в прежнее положение (на взлетный режим). В интервале времени 07:17:24 – 07:17:25 вертикальная скорость снижения достигла своего максимального значения 5 м/с.

Примерно в 07:17:30 процесс потери высоты завершился. К этому моменту времени высота полета, путевая скорость, угол тангажа, угол атаки составили 28 м, 80 км/ч (приборная – 78 км/ч), 18° и 18°, соответственно.

В 07:17:30 самолет находился на значительном удалении до выходного торца ВПП, поэтому у экипажа была возможность, согласно подпункту 4 п. 4.3. РЛЭ самолета ТВС-2МС RA-2099G, произвести посадку на ВПП для выяснения причин ненормального поведения самолета. Однако экипаж продолжил полет.

До 07:17:39 полет сопровождался повторным менее интенсивным набором высоты (2 м/с) с уменьшением вертикальной скорости практически до нуля, уменьшением путевой скорости с 85 км/ч (приборная скорость – 83 км/ч) до 73 км/ч (приборная – 71 км/ч) и увеличением угла атаки с 15° до 19°.

В 07:17:40, согласно информации, зарегистрированной многофункциональным дисплеем MVP-50T, произошел скачок температуры выходящих газов до значения 675 °С. За полсекунды до этого момента зарегистрировано падение крутящего момента на выходном валу силовой установки (с значения 90% до 42%). Резкое уменьшение тяги привело к переходу самолета на снижение.

Специалистами компании Honeywell был исследован интервал времени 07:17:38 – 07:17:45 на предмет определения причины резкого уменьшения значений крутящего момента двигателя. Согласно результатам их расчетов, причиной падения и последующего восстановления значений крутящего момента силовой установки, как и в первом случае, явилась перекладка РУД экипажем в сторону ПМГ (значение ПМГ – 40%). Автоматика управления двигателем в этом случае также не произвела «отсечку» топлива по температуре выходящих газов (достигла значения в 680 °С) по причине того, что перевод РУД на уменьшение подачи топлива был произведен ранее достижения указанной температуры.

К 07:17:43, после снижения крутящего момента на выходном валу силовой установки до 40%, крутящий момент восстановился до 85%, но к этому моменту времени угол атаки уже достиг  $27^\circ$ , что превысило его критическое значение, и самолет, находясь на высоте 38 м, вошел в режим сваливания (в это время, согласно показаниям членов экипажа, самолет принудительно был введен в правый крен дачей вправо штурвала и правой педалями).

*Примечание: Из показаний второго пилота:*

*«На снижении увел самолет с ИВПП на БПБ координированным доворотом вправо штурвалом и рулем направления (педалями)».*

Согласно Отчету по летным испытаниям «Определение характеристик сваливания, устойчивости и управляемости, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик, оценка работы силовой установки самолета ТВС-2МС», у самолета наблюдается тенденция к выполаживанию усилий на педалях при больших углах скольжения и задних центровках в пределах эксплуатационного диапазона. При этом, весьма вероятно, появление обратных усилий на педалях («захлопывание» руля направления) при скольжении на левое крыло в полете с центровкой 38% САХ.

В 07:17:52 самолет с правым креном  $\approx 35^\circ$  столкнулся с поверхностью земли между ВПП 14/32 и рулежной дорожкой. Путьевой угол самолета в момент столкновения с землей, согласно расчетам, составил  $\approx 83^\circ$ .

В результате столкновения самолета с земной поверхностью произошло частичное повреждение элементов силового набора, шасси и обшивки в центральной части фюзеляжа, а также лопастей воздушного винта.

Отсутствие аэродинамических характеристик самолета ТВС-2МС в полном объеме не позволяет количественно оценить поведение самолета при выполнении взлета с аэродрома Улан-Батора. В связи с тем, что на самолете ТВС-2МС используется планер самолета Ан-2, для качественного анализа использовались материалы трубных испытаний самолета Ан-2.

В соответствии с данными экспериментальных исследований по вопросам улучшения некоторых аэродинамических характеристик самолета Ан-2 (СибНИА, архивный номер № 2301, 1951 г.), самолет Ан-2 имеет следующие особенности:

Аэродинамический фокус самолета без работающего воздушного винта находится на 39% САХ. Работа воздушного винта на взлетном режиме двигателя

и на малых скоростях полета приводит к смещению аэродинамического фокуса вперед на 5...7% САХ и делает самолет при центровке более 35% неустойчивым по углу атаки. Следует отметить, что максимальная мощность двигателя ТРЕ331-12, установленного на самолете ТВС-2МС, составляет 1100 л.с., а максимальная мощность двигателя АШ62ИР на самолете Ан-2 – 1000 л.с. Это приводит к дополнительному смещению вперед аэродинамического фокуса при работе двигателя на взлетном режиме на самолете ТВС-2МС по сравнению с самолетом Ан-2. Около земли аэродинамический фокус самолета Ан-2 сдвигается назад и самолет до высоты 2-5 м является устойчивым при центровке 38% САХ.

При выходе на закритические углы атаки устойчивость самолета по углу атаки значительно возрастает и самолет становится устойчивым по углу атаки даже при центровке 38% САХ. Способность руля высоты создавать управляющие моменты сохраняется. Также сохраняется управляемость самолета по крену.

Ниже приводятся пояснения о поведении самолета ТВС-2МС при выполнении взлета 02.06.2017.

Вероятно, самолет был устойчив и управляем на разбеге и при отрыве от ВПП вследствие влияния земли (как показали экспериментальные исследования по вопросам улучшения некоторых аэродинамических характеристик самолета Ан-2). По самолету ТВС-2МС аналогичные исследования отсутствуют. В процессе отхода от земли, в связи с уменьшением влияния «экрана», самолет стал статически неустойчивым по углу атаки, что создало условия для самопроизвольного увеличения угла атаки и, соответственно, угла тангажа. Момент на пикирование от полного отклонения руля высоты вниз при данной скорости набора высоты не смог полностью скомпенсировать суммарный кабрирующий момент, возникший от статической неустойчивости по углу атаки и работы двигателя на взлетном режиме. В результате уменьшения кабрирующего момента из-за перевода РУД в сторону малого газа угол атаки, достигнув критического значения, начал уменьшаться. Самолет стал терять высоту полета с некоторым увеличением скорости.

Процесс завершился выходом самолета в горизонтальный полет на высоте примерно 30 м, но статическая неустойчивость по углу атаки и кабрирующий момент от увеличения экипажем режима работы двигателя до взлетного стали причиной повторного перехода самолета в набор высоты с последующей потерей скорости, выходом на закритические углы атаки и сваливанием, которое завершилось столкновением с землей.

По заключению комиссии, АП с ЕЭВС самолетом ТВС-2МС RA-2099G произошло из-за его выхода на режим сваливания при выполнении взлета со значениями веса и центровки, превышающими установленные ограничения.

Фактическое значение центровки на взлете составило 37% при установленном в РЛЭ ЕЭВС ограничении 33%.

**Недостатки, выявленные при расследовании:**

1. Значения массы и центровки самолета перед вылетом с аэродрома Чингисхан 02.06.2017 выходили за эксплуатационные пределы, установленные в РЛЭ ВС.
2. Предполетная подготовка экипажем в части расчета взлетных характеристик самолета проведена неудовлетворительно. В РЛЭ ЕЭВС самолета ТВС-2МС RA-2099G отсутствует центровочный график.
3. Количество пассажиров на борту и размещение дополнительного груза за шпангоутом № 15 не соответствовали требованиям РЛЭ ВС.
4. Незначительный опыт полетов КВС на данном типе ВС в условиях взлета с горного аэродрома при максимальной взлетной массе и запредельно задней центровке мог оказать влияние на своевременное определение начала развития аварийной ситуации и принятие мер по ее предотвращению.

**Рекомендации по повышению безопасности полетов:**

1. Авиационным властям России:
  - 1.1. Довести до сведения авиационного персонала, эксплуатирующего самолеты типа Ан-2 и ТВС-2МС, информацию о результатах расследования АП с ЕЭВС самолетом ТВС-2МС RA-2099G.
  - 1.2. С учетом выявленных факторов опасности оценить существующие риски и принять соответствующее решение о порядке дальнейшей безопасной эксплуатации самолетов ТВС-2МС, включая зарегистрированные в качестве ЕЭВС.
  - 1.3. Повторно оценить результаты летных испытаний и обоснованность назначения диапазона эксплуатационных центровок на ВС ТВС-2МС.
2. Руководителям авиакомпаний и частным владельцам ВС:

- 2.1. Проводить периодические проверки работы экипажей, выполняющих полеты на оперативных точках в отрыве от базы, для контроля исполнения ими требований, установленных нормативными документами.
- 2.2. Дополнительно изучить с летным составом, эксплуатирующим ВС Ан-2 и ТВС-2МС:
  - раздел РЛЭ «Общие эксплуатационные ограничения» (подразделы «Максимальное количество людей на борту», «Максимальная взлетная и посадочная масса самолета», «Диапазон центровок самолета», «Эксплуатационные ограничения самолета»);
  - раздел РЛЭ «Подготовка к полету (подраздел «Общие указания по расчету полетов»);
  - раздел РЛЭ «Выполнение полета» (подраздел «Особенности поведения самолета на больших углах атаки»).
- 2.3. Провести дополнительные занятия и тренажи с летными экипажами по расчетам центровки самолета перед вылетом, используя два метода: по центровочному графику и по моментам относительно центра тяжести.
- 2.4. Провести проверку наличия, полноты и своевременности заполнения необходимой пономерной документации, включая выполнение расчетов максимального взлетного веса самолета и его центровки на каждом воздушном судне.

**03.05.2016** в 03:25 (здесь и далее время UTC), в районе бухты Русская Камчатского края, при выполнении полета по маршруту произошла катастрофа ЕЭВС вертолета «Кенди» RA-2118G частного лица.

На борту находились пилот и 2 пассажира.

В результате АП пилот и пассажиры погибли. Вертолет полностью разрушен. Пожара не было.

#### **Установлено:**

02.05.2016 КВС направил заявку на выполнение полета 03.05.2016 по маршруту: п. п. Халактырка – Моховая – изгиб реки Паратунка – Карымшина и обратно. Хабаровский зональный центр ЕС ОрВД утвердил план полета.

Вертолет базировался по договору аренды на п. п. Халактырка.



Со слов очевидцев, около 00 ч 03.05.2016 КВС прибыл на площадку, провел дозаправку вертолета авиационным бензином Avgas 100LL до полного бака, выполнил внешний осмотр вертолета и после запуска двигателя проверил работоспособность систем вертолета.

На п. п. Халактырка не предусмотрен медицинский работник, который имеет право проводить предполетный медицинский осмотр, и в соответствии с п. 8.10.1. ФАП-128 решение о допуске к полету принимал КВС.

Консультацию о метеорологической обстановке по району 5 (району полетов) и полетную метеодокументацию от синоптиков АМЦ Елизово КВС не получал.

Взлетная масса вертолета составляла 1003 кг, что не превышало установленную РЛЭ (1089 кг), центровка – 2395 мм, что не выходило за установленные РЛЭ ограничения (2330-2600 мм).

В 01:00 КВС произвел взлет с двумя пассажирами на борту.

Доклад органам ОрВД о начале полета был сделан КВС посредством УКВ-радиостанции непосредственно перед взлетом.

Полет с момента вылета из п. п. Халактырка до изгиба реки Паратунка производился в воздушном пространстве класса С под управлением диспетчера ДПК и диспетчера МДП.

В 01:29 КВС доложил диспетчеру МДП о посадке на туристической базе Карымшина и о стоянке до 07:00.

Однако, по показаниям свидетеля, около 02:00 вертолет пролетел мимо указанной базы в сторону Мутновского перевала. Свидетель ранее видел вертолет и узнал его по характерной (розовой) окраске.

КВС передал информацию о посадке на базе Карымшина, находясь в полете, чем ввел в заблуждение диспетчера МДП.

Дальнейшие полеты до момента АП КВС выполнял без связи (без доклада службе ОрВД).

По показаниям свидетелей (подтвержденным фото- и видеоматериалами), вертолет произвел посадку на Ходуткинских термальных источниках, находящихся в 86 км южнее Карымшина, у вулкана Ходутка. После взлета в 02:45 вертолет продолжил полет с общим северным направлением в сторону г. Петропавловск-Камчатский.

По свидетельствам очевидцев, находившихся на яхте «Касатка», ошвартованной у пирса бухты Русская, в дневное время, около 03:30, из-за расположенных вокруг бухты вершин вылетел вертолет и проследовал в направлении г. Петропавловска-Камчатского. Вертолет летел строго прямо и не совершал каких-либо маневров, летел он на высоте не менее 100-200 м от уровня склона. Очевидцы не слышали каких-либо посторонних и нехарактерных звуков.

Пролетев немного в стороне от яхты и пирса и находясь в районе маячных створов (вышек), расположенных напротив входа в бухту Русская, вертолет неожиданно стал падать вертикально вниз (в горизонтальном положении фюзеляжа вертолета), а затем перешел в падение носом вниз, при этом его стало раскручивать по типу спирали вокруг своей оси и чем ближе к земле, тем сильнее вертолет раскручивало. Указанным образом вертолет упал на поверхность склона между нижним и средним маячными створами.

Падение вертолета началось одновременно с нехарактерно изменившимся звуком его полета.

Таким образом, из показаний очевидцев следует, что до начала аварийной ситуации вертолет летел строго прямо и не совершал каких-либо маневров, далее вертолет начал падать в горизонтальном положении фюзеляжа, а затем (с появлением нехарактерного звука) перешел в падение носом вниз.

При оценке технического состояния лопастей НВ было установлено, что:

- лопасти не изогнуты в плоскости вращения (отсутствует «саблевидность» лопастей, как признак, показывающий, что подвода мощности к винту в момент столкновения не было);

- законцовки лопастей не имеют механических повреждений;

- лопасти НВ изогнуты в вертикальной плоскости (законцовками вверх), указанные неупругие деформации являются признаком явления, известного как «тюльпан» НВ.

Материалы о состоянии лопастей НВ были направлены на фирму Robinson Helicopter Company (разработчик вертолета) с просьбой пояснить физический смысл явления «тюльпан».

От разработчика вертолета была получена следующая информация: «Лопасты НВ могут подвергаться неупругим деформациям и принимать постоянное положение, которое внешне выглядит как эффект «тюльпан». Наиболее часто это происходит в ситуации срыва потока с лопастей винта

на низких оборотах при наличии вертикальной силы высокой интенсивности, распределенной вдоль всей длины лопастей и при очень незначительной жесткости лопастей, из-за снижения центробежной силы при низких оборотах.

В случае с вертолетом R-44 RA-2118G, мы считаем, что обе лопасти загнуты вверх, но одна из них сильно повреждена и ее форма не совсем точно определена, возможно, из-за столкновения с фюзеляжем и, вероятно, из-за удара об землю. В общем, по нашему мнению, повреждение лопасти НВ связано с падением оборотов НВ.

При нормальных эксплуатационных оборотах НВ возникающая центробежная сила увеличивает жесткость лопастей НВ (в дополнение к конструкционной прочности) за счет растяжения лопасти. При падении оборотов центробежная сила уменьшается с одновременным уменьшением жесткости лопастей НВ.

При существенной потере оборотов НВ под действием набегающего снизу потока происходит плавный изгиб лопастей в вертикальной плоскости.

При движении лопастей вверх также происходит перемещение вверх и осевого шарнира.

В результате возникает ситуация, при которой верхний шарнир тяги (развернутый на 90° относительно нижнего) зажимается между кронштейном поворота лопасти и шайбой головки болта его крепления и заклинивается.

При заклинивании шарнира результирующая сила от набегающего снизу потока вызывает образование изгибающего момента.

При дальнейшем движении лопасти вверх на заклиненном шарнире возникают нагрузки, которые, в данном случае, привели к разрушению верхних наконечников тяг.

При осмотре наконечников было выявлено различие цвета мест излома, в связи с чем комиссией было высказано предположение о том, что один из наконечников является контрафактным.

По решению комиссии, тяги с наконечниками были направлены на исследование в Испытательный центр ФГУП «ВИИМ».

Цель исследований – определение соответствия материала тяг поворота лопасти по составу, структуре и свойствам стали 17-4PH AMS5643, прошедшей термообработку в соответствии с AMS-H-6875 или AMS2759 на твердость 39 – 44 HRC, а также причины и характера разрушения.

По результатам исследований были сделаны следующие выводы:

В результате выполненных исследований установлено, что разрушенные в эксплуатации наконечники тяг поворота лопастей вертолета R-44 RA-2118G имеют заводскую маркировку D173 и D173-1, химический состав наконечников тяг поворота лопасти не соответствует указанной заказчиком марке 17-4PH. По химическому составу наконечники тяг поворота лопастей соответствуют стали типа 1.6565 DIN (ФРГ) или стали 4340 (США), которые являются аналогом стали 40XH2MA.

Микроструктура материала наконечников тяг поворота лопастей вертолета представлена мартенситом отпуска с твердостью 410 – 420 HV, что соответствует твердости 41 – 42 по шкале HRC. Микроструктура материала наконечников тяг поворота лопастей вертолета соответствует микроструктуре конструкционной легированной стали после закалки и высокого отпуска.

Разрушенные наконечники тяг поворота лопастей вертолета имеют защитное антикоррозионное покрытие на основе кадмия.

При визуальном осмотре тяги поворота лопасти условно № 2 установлено смещение контрольной проволоки относительно отпечатков на эмали в результате переустановки тяги поворота лопасти.

Разрушение наконечников тяг поворота лопастей вертолета явилось результатом циклического действия изгибающей нагрузки высокого уровня. Вязкий пластический механизм разрушения наконечников тяг в условиях повторно-статического нагружения позволяет квалифицировать эксплуатационное разрушение наконечников тяг как ускоренное малоцикловое разрушение.

Таким образом, потеря оборотов НВ и последующее интенсивное снижение ВС привели к разрушению наконечников тяг поворота лопастей в полете в процессе развития явления известного как «тюльпан» НВ.

После разрушения тяг поворота лопастей начинаются маховые движения лопастей с ударами по упорам на валу и по втулке НВ.

Дисбаланс НВ приводит к опрокидыванию вертолета по тангажу и падению носом вниз.

После разрушения тяг одна из лопастей, провернувшись в осевом шарнире, бьет по кабине, что приводит к разрушениям лопасти НВ, остекления и конструкции кабины.

Удар лопастью по кабине привел к резкой остановке НВ, что в свою очередь привело к разрушению (скручиванию) вала трансмиссии в районе РВ. Отсутствие компенсации реактивного момента из-за остановки РВ привело к рывку вертолета, о чем свидетельствуют выброшенные из вертолета гарнитуры и огнетушитель.

Рывок свидетельствует о том, что в момент удара лопастью НВ по кабине мощность на НВ еще подводилась.

Основными причинами потери оборотов НВ могут являться:

- воздействие на вертолет опасных метеорологических явлений;
- нарушение техники пилотирования;
- потеря мощности двигателя.

Комиссия провела оценку воздействия на вертолет опасных метеорологических явлений.

По свидетельству очевидца, о фактической погоде на момент АП: «Погодные условия были благоприятные: ветер отсутствовал, полный штиль, ясно, температура окружающего воздуха была около 12 °С, температуру окружающего воздуха я замерял примерно за 1 ч до произошедшего».

По свидетельству КВС вертолета Ми-8 МЧС России (был на месте АП через 2 ч): «погодные условия на месте падения были: ясно, видимость более 10 км, ветер юго-восточного направления 1-2 м/с, температура около 5 °С».

По заданию комиссии Камчатским филиалом ФГБУ «Авиаметтеком Росгидромета» был проведен анализ особенностей ветрового режима бухты Русской 03.05.2016.

Анализ показал, что синоптических условий для турбулентности за счет сильного ветрового потока не было. По данным ветрового зондирования сдвиг ветра по скорости и направлению в слое от 100 до 600 м был слабым.

Отсутствие конвективной облачности по данным ГМС и снимков с зонда дополнительно указывают на общую конвективную устойчивость массы воздуха.

Таким образом, имеющаяся метеорологическая информация позволяющая сделать вывод об отсутствии воздействия на вертолет опасных метеорологических явлений, которые привели бы к потере оборотов НВ.

Первоначально, из-за разрушения тяг поворота лопастей НВ, упоров-ограничителей на валу НВ и наличия следов от удара осевого шарнира на втулке

НВ, была выдвинута версия о нарушении КВС техники пилотирования, что привело к маст-бампингу и явилось причиной данного АП.

Однако, при маст-бампинге при разрушении наконечников тяг одна сила работает на сжатие тяг, а вторая – на их растяжение. В нашем случае, по заключению ФГУП «ВИАМ», разрушение наконечников тяг поворота лопастей вертолета явилось результатом циклического действия изгибающей нагрузки высокого уровня.

По свидетельству очевидцев, до АП: «Вертолет летел строго прямо и не совершал каких-либо маневров». Не было управляющих действий пилота, которые могли бы ввести вертолет в необычное пространственное положение, что является одним из условий возникновения маст-бампинга.

Таким образом, потеря оборотов НВ из-за нарушения КВС техники пилотирования маловероятна.

Анализ авиатоплива Avgas 100LL, проведенный 24.05.2016 лабораторией по контролю качества АвиаГСМ АО «ННК-Камчатнефтепродукт», подтвердил его кондиционность, отсутствие воды и мехпримесей.

Наиболее вероятно, что причиной падения оборотов НВ явилось падение мощности двигателя.

На запрос комиссии о связи потери оборотов НВ с потерей мощности двигателя специалистами фирмы Robinson Helicopter Company были даны следующие пояснения: «В общем, при потере мощности двигателя, частота оборотов НВ немедленно начинает падать, и продолжает быстро падать до тех пор, пока не будет снижен общий шаг и воздух, проходящий вверх через НВ, не станет раскручивать НВ.

Скорость падения оборотов НВ зависит от целого ряда факторов, включая такие, как общий шаг в момент потери мощности двигателя, вес ВС, воздушная скорость, время, которое требуется пилоту для снижения общего шага НВ до значения, достаточного для перехода НВ в режим авторотации. К сожалению, у нас недостаточно цифровых данных, связанных с данным процессом, так как во время всех испытательных полетов было необходимо достаточно быстро переводить НВ в режим авторотации, чтобы избежать срыва потока с лопастей НВ.

Однако, доминирующим фактором, влияющим на обороты НВ во время любой потери мощности, будет положение ручки управления общим шагом. Если ручка управления общим шагом не будет быстро опущена после потери мощности двигателя, обороты НВ быстро упадут до значений срыва потока

с лопастей НВ. Срыв потока с лопастей НВ приведет к неконтролируемому падению ВС и столкновению с землей».

Согласно РЛЭ вертолета R-44 (раздел 3 «Аварийные процедуры») при отказе двигателя на высоте 150 м:

Немедленно уменьшите общий шаг, чтобы поддержать обороты ротора и выполнить штатную авторотацию.

Установите устойчивое планирование на скорости  $\approx 130$  км/ч (70 узлов).

Подберите общий шаг для поддержания оборотов в пределах зеленой дуги или установите рычаг на нижний упор, если легкий вес мешает достижению оборотов более 97%.

Подберите площадку для посадки и выполните маневр для посадки против ветра, если позволяет высота.

На решение пилота при наличии времени выполните повторный запуск двигателя.

Если повторный запуск не удался, отключите ненужные выключатели и перекройте подачу топлива.

На высоте  $\approx 12$  м (40 футов) до земли начните выравнивание ручкой управления циклическим шагом для уменьшения скорости снижения и горизонтального полета.

На высоте  $\approx 2$  м (8 футов) до земли отдайте ручку управления циклическим шагом вперед для выравнивания и потяните вверх рычаг «шаг-газ» перед непосредственным касанием земли, чтобы выполнить посадку, используя воздушную подушку и амортизаторы. Касание выполните в горизонтальном положении, вперед-прямо по курсу посадки.

Следует отметить, что КВС (по основному роду деятельности) являлся военным летчиком, выполнявшим полеты на самолетах. Общий налет КВС составлял 1769 ч 19 мин, при этом «вертолетный» налет – 26 ч 34 мин.

Извещение по безопасности SN-29 предупреждает о том, что пилоты других типов воздушных судов – категория повышенного риска при пилотировании вертолетов: «Прочно укоренившиеся навыки и реакция опытных пилотов могут быть роковыми при пилотировании вертолета. Пилот самолета может хорошо управлять вертолетом, когда он выполняет обычные процедуры в обычных условиях, когда есть время подумать о правильной реакции на управление воздушным судном, но когда требуется немедленная реакция

в неожиданных условиях, он может вернуться к действиям, которые он выполняет при пилотировании воздушного судна и совершит роковую смертельную ошибку. В этих условиях его руки и ноги двигаются машинально, бессознательно. Эти реакции могут основываться на его опыте, который намного больше, то есть на реакции, выработанной при пилотировании воздушных судов. Например, при пилотировании самолета, его реакция на сирену предупреждения (срыв, сваливание) была бы следующая: немедленно отдал рычаг управления вперед и добавить мощности. А на вертолете, отдача рычага управления вперед, если пилот слышит сирену (малое количество оборотов винта в минуту) привела бы к даже более низким показаниям RPM, что вызвало бы срыв потока из-за винта, особенно, если он также «добавляет мощность» (вверх рычаг «шаг-газ»). Менее чем через 1 с, пилот получил бы срыв из-за винта, а вертолет упал бы с неба».

Таким образом, пилот либо совершил ошибочные действия, связанные с переносом вредных навыков, либо не успел среагировать на ситуацию, создавшуюся при потере оборотов. Следует отметить, действия рычагами вызвали бы эволюции вертолета, а все свидетели говорят о том, что вертолет летел строго прямо и не совершал каких-либо маневров.

Возможные причины падения мощности двигателя:

При изучении технической документации на двигатель, установленный на вертолете, были выявлены следующие факты.

Двигатель LYCOMING O540 F1B5 (заводской номер L-25601-40A) был выпущен в 2000 г. и не проходил установленного разработчиком капитального ремонта через 12 лет эксплуатации. Двигатель был сертифицирован в составе воздушного судна и далее эксплуатировался по техническому состоянию без выполнения капремонта.

Согласно приложению № 1 ФАП-118: «8. Двигатели. Если двигатель не имеет Сертификата типа, то он должен сертифицироваться в составе ЕЭВС в соответствии с требованиями, устанавливаемыми Программой».

Однако на указанную модель двигателя имеется действующий сертификат типа от 18.01.2002 № C205-АМД и, следовательно, двигатель должен эксплуатироваться по документации разработчика, то есть с выполнением капремонта через 12 лет эксплуатации.

На запрос комиссии в Минтранс России об обоснованности сертификации двигателя LYCOMING O540 F1B5 в составе ЕЭВС был получен ответ



(исходящий № 01-03/9690 от 18.05.2017) Департамента государственной политики в области гражданской авиации о том, что при наличии сертификата на двигатель сертификация его в составе ЕЭВС не обоснована.

Таким образом, на двигателе не выполнялся рекомендованный разработчиком через 12 лет эксплуатации капитальный ремонт. На момент АП переработка составила 4 года.

По показаниям сертифицированного наземного техника, периодическое ТО выполнялось им до мая 2015 г. После изменения базировки вертолета с п. п. Николаевка на п. п. Халактырка, в течение года до АП (03.05.2016) периодическое ТО вертолета и его систем, а также двигателя и его систем не выполнялось.

Вышеизложенное дает основание заявить, что техническая эксплуатация двигателя не соответствовала установленным требованиям.

Кроме того, имеются свидетельские показания о том, что перед АП у КВС были проблемы с двигателем вертолета.

По свидетельству владелицы вертолета: «...во время полета 02.05.2016 мною был замечен на приборе наддува (прибор характеризующий мощность двигателя) недопустимый показатель, о чем я сразу сообщила КВС, и им были предприняты меры по устранению данной погрешности».

По ее же свидетельству: «В этом году КВС заказывал для замены свечи».

Возможно, были проблемы с системой зажигания.

По свидетельству очевидца, находившегося на Ходуткинских горячих источниках, откуда производил взлет вертолет: «В моем присутствии пилот запустил двигатель, однако примерно через 30 с двигатель вертолета заглох или был выключен, точно не знаю. Затем пилот снова запустил двигатель».

По свидетельству пилота, который ранее летал на этом вертолете и на момент вылета находился на площадке: «Находясь недалеко от вертолета «Кенди» бортовой номер RA-2118G (в день АП), по звуку его работы я обратил внимание на то, что двигатель вертолета работает неустойчиво, «троит», о чем после выключения двигателя я сообщил КВС. Указанное замечание с моей стороны КВС услышал, а также сообщил о падении оборотов двигателя вертолета примерно на 20%. Насколько мне известно, падение оборотов двигателя вертолета является допустимым в пределах 7%».

В моем присутствии вертолет произвел взлет и, набрав высоту, убыл из моего поля зрения. Звук работы вертолета был тем же, то есть двигатель вертолета работал неустойчиво («троил»)).

Учитывая вышеизложенное, комиссией было принято решение о направлении двигателя на исследование на фирму-изготовитель – Lycoming Engines (США).

Предполагалась отработка двигателя и его систем на заводском стенде с целью определения причин потери мощности.

После изъятия двигателя следственными органами у бывшего председателя инженерно-технической подкомиссии (выведен из состава комиссии ввиду личной заинтересованности), был установлен факт разукomплектования двигателя и отсутствия части его агрегатов и систем.

Учитывая состояние двигателя, специалисты Lycoming Engines решили исследовать отдельные детали двигателя, а также ту его часть, которая оказалась неразобранной.

Общий вывод по результатам исследования **представленных** деталей и агрегатов: «Не обнаружено никаких принципиальных отклонений, которые могли бы помешать выдаче двигателем мощности».

Специалистами Lycoming Engines (по опыту поиска и устранения неисправностей) были определены основные причины, которые могут привести к падению мощности поршневого двигателя O-540-F1B5.

Причина № 1. Проблема в системе зажигания. Необходимо посмотреть по годам и определить был ли ремонт магнето или его замена. Невыполнение ремонта магнето, износ деталей магнето могли привести к падению оборотов двигателя при проверке и неустойчивой работе двигателя, а неустойчивая работа двигателя ведет к потере мощности.

В нашем случае запись в формуляре двигателя о замене или ремонте магнето отсутствуют. Со слов техника, замена магнето проводилась по отдельному договору с собственником ВС.

При проведении исследований было установлено, что свечи зажигания из верхнего ряда цилиндров № 1, 2, 3, 4, 5, 6 и из нижнего ряда цилиндров № 1, 5 не были доставлены вместе с двигателем. На тех свечах, которые поступили на исследование, обнаружены следы ржавчины и соответствующих загрязнений, электроды не повреждены.

Причина № 2. Необходимо посмотреть в формуляре двигателя, когда выполняли бюллетень SB-388 (очистка штоков выпускных клапанов). На вертолетных двигателях данный бюллетень выполняется каждые 300 ч. При невыполнении данного бюллетеня происходит заклинивание выпускного клапана цилиндра и цилиндр не работает, происходит неустойчивая работа двигателя с потерей мощности.

В нашем случае запись в формуляре двигателя о выполнении бюллетеня SB-388 отсутствует. При проведении исследований было установлено, что цвет цилиндра № 1 отличается от цвета остальных пяти цилиндров. Это единственный цилиндр, поступивший с одним клапаном (отсутствует выхлопной клапан), поэтому дальнейшие исследования причин такого отличия в цвете не проводились.

Причина № 3. Необходимо посмотреть налет ВС, и если вертолет долго стоял, то должна была быть выполнена консервация двигателя согласно сервисному письму SL-180. Невыполнение консервации ведет к коррозии, которая приводит в последующем к повышенному износу поршневых колец и, как следствие, к падению мощности. Проверку компрессии выполняют согласно сервисной инструкции SI-1191.

В нашем случае запись в формуляре двигателя о выполнении консервации согласно сервисному письму SL-180 отсутствует. При проведении исследований было установлено, что на внутренней поверхности цилиндров № 1, 2 и 3 обнаружены следы ржавчины, распространившейся вдоль стенок гильзы цилиндра.

Невозможность проведения заводских стендовых испытаний из-за разукomплектованности двигателя не позволила проверить одну из основных причин падения мощности – критическое падение компрессии в цилиндрах.

Критическое падение компрессии ведет к невозможности воспламенения топлива и обусловленному этим выходу из работы одного или более цилиндров двигателя («троению»).

Причина № 4. Неправильная эксплуатация двигателя по маслу первые 25 ч или если была замена цилиндропоршневой группы. Необходимо посмотреть формуляр и определить на каком масле была эксплуатация, сервисная инструкция SI-1014.

По записям в формуляре двигателя эксплуатация проводилась на масле AEROSHELL 15W50. При проведении исследований было установлено, что по всему двигателю, включая поверхности подшипников и внутренности

масляного насоса, обнаружены признаки работы на грязном масле В маслоотстойнике обнаружены отложения, которые также могут свидетельствовать об эксплуатации двигателя на грязном масле.

Любая из указанных причин могла иметь место и привести к потере мощности двигателя. Однозначно установить причину потери мощности не представилось возможным.

Таким образом, падение мощности двигателя, наиболее вероятно, связано с ненадлежащим техническим обслуживанием двигателя, которое выражается в невыполнении капитального ремонта и отсутствии (в течение года до АП) периодического технического обслуживания двигателя и ВС.

**По заключению комиссии**, причиной АП явилась потеря оборотов НВ и последующее интенсивное снижение ВС, приведшее к ускоренному малоцикловому разрушению наконечников тяг поворота лопастей в полете, в процессе развития явления известного как «тюльпан» НВ.

Наиболее вероятно, потеря оборотов НВ связана с потерей мощности двигателя LYCOMING O-540-F1B5 (заводской номер L-25601-40A), произошедшей из-за ненадлежащего технического обслуживания, по причинам невыполнения рекомендованного производителем двигателя капитального ремонта через 12 лет эксплуатации и отсутствия его периодического технического обслуживания (в течение года до АП), что явилось следствием получения ЕЭВС вертолетом «Кенди» RA-2118G сертификата летной годности с согласованным РТО, позволявшим эксплуатацию ВС по состоянию (без учета требований и рекомендаций производителя ВС и двигателя по периодическому обслуживанию и ремонту).

#### **Недостатки, выявленные в ходе расследования:**

1. Сертификат летной годности ЕЭВС «Кенди» выдан на основании заключения Центра по сертификации единичных экземпляров ВС АОН ООО «ЛТЦ «ЭЛИТ СЛА», которым было согласовано и РТО ВС, предусматривающее его эксплуатацию по техническому состоянию, что делает возможным не выполнять капитальный ремонт вертолета и двигателя через 12 лет эксплуатации, предусмотренный разработчиком вертолета Robinson R-44 «Astra Clipper», выпускавшегося серийно и имевшего сертификат типа государства-разработчика.
2. Двигатель LYCOMING O540 F1B5 был необоснованно сертифицирован в составе ЕЭВС вертолета «Кенди», так как на указанную модель двигателя имеется действующий сертификат типа от 18.01.2002

№ С205-АМД и, следовательно, двигатель должен эксплуатироваться по документации разработчика, то есть с выполнением капремонта через 12 лет эксплуатации.

3. Эксплуатация лопастей НВ и РВ, сертифицированных (как компоненты вертолета) в составе воздушного судна, по техническому состоянию приводит к их эксплуатации за пределами назначенного разработчиком максимального (назначенного) срока службы (12 лет) и, на основании данных разработчика вертолета, несет существенные риски безопасности полетов.
4. Практика выдачи положительных заключений центрами по сертификации единичных экземпляров ВС на соответствие требованиям летной годности серийно выпускаемым воздушным судам, без учета требований (рекомендаций) установленных разработчиком ВС, приводит к возможности эксплуатации ЕЭВС без необходимого технического обслуживания и ремонта.

Недопустимость такого подхода не раз отмечалась в рекомендациях МАК, а также в письмах Росавиации в адрес руководителей территориальных органов Росавиации и центров по сертификации единичных экземпляров ВС.

**Рекомендации по повышению безопасности полетов:**

**1. Авиационным властям России:**

- 1.1. Обстоятельства катастрофы ЕЭВС вертолета «Кенди» RA-2118G изучить со всеми специалистами, выполняющими и обеспечивающими полеты ВС АОН.
- 1.2. Провести проверку ЕЭВС на предмет обоснованности сертификации двигателя и агрегатов с ограниченным сроком службы в составе ВС. При наличии действующего сертификата типа, двигатель должен быть переведен с эксплуатации по техническому состоянию на эксплуатацию по документации разработчика. Агрегаты с ограниченным сроком службы должны быть заменены на ресурсные, после отработки установленного разработчиком срока службы.
- 1.3. Довести позицию Минтранса России о необоснованности сертификации двигателя LYCOMING O540 F1B5 в составе воздушного судна ЕЭВС вертолета «Кенди», изложенную в письме от 18.05.2017 (исходящий № 01-09/9690-ис), до руководителей центров по сертификации единичных экземпляров ВС.

- 1.4. Обеспечить необходимый контроль за деятельностью территориальных органов Росавиации и центров по сертификации единичных экземпляров воздушных судов в части выполнения требований ФАП-118.
- 1.5. Рассмотреть целесообразность разработки методических указаний и рекомендаций для проведения работ по подтверждению соответствия ЕЭВС требованиям летной годности, изложенным в ФАП-118.

**17.05.2017** в 07:07 (здесь и далее время UTC) в Пензенской области, при выполнении ознакомительного полета перед АХР произошла катастрофа ЕЭВС самолета Х-32 «Выша» RA-0395А ООО «СоюзАгро».

В результате АП самолет разрушился, пилот погиб.

#### **Установлено:**

В соответствии с договором на выполнение АХР от 28.04.2017 между КВС и заказчиком ООО «Союз Агро» планировалось выполнение полетов на АХР в период с 17.05.2017 по 20.05.2017 в районе н. п. Заметчино Пензенской области.

16.05.2017 КВС и авиатехник прибыли в н. п. Заметчино. Отдых КВС был организован в гостинице и составил не менее 12 ч.

17.05.2017 КВС планировал выполнить полет для осмотра полей, подлежащих обработке.

Около 06:00 КВС прибыл на п. п. Заметчино. Предполетный медосмотр не проходил, что не противоречит требованиям ФАП-128.

Заявку на использование воздушного пространства в органы ЕС ОрВД КВС не подавал.

Метеорологическую информацию в АМСГ аэропорта Пенза КВС не запрашивал.

Авиатехник подготовил самолет в объеме оперативного ТО.

После предполетного осмотра самолета КВС провел опробование двигателя.

В нарушение п. 6.1.3 РЛЭ самолета Х-32, КВС до начала обработки не осмотрел с земли участки, подлежащие обработке, расположенные на удалении 8-10 км от посадочной площадки.

**Примечание:** РЛЭ самолета Х-32:

*«6.1.3. Обязанности пилота при выполнении АХР: до начала обработки КВС обязан осмотреть с земли каждый участок, подлежащий обработке, путем объезда, а при удалении участков от аэродрома более 15 км, а также в условиях бездорожья путем облета на не загруженном ВС».*

Перед полетом с целью осмотра участков обработки полей с воздуха заправка ВС неэтилированным бензином АИ-95 составляла  $\approx 20$  л, химический бак, установленный на ВС, рабочей жидкостью не заправлялся, взлетный вес самолета составлял  $\approx 440$  кг и не превышал максимально допустимый взлетный вес, указанный в РЛЭ самолета Х-32 (495 кг), центровка ВС составляла 35% САХ и не выходила за пределы, установленные РЛЭ самолета Х-32 (29-38% САХ).

Согласно протоколу опроса авиатехника, КВС не пристегивался ремнями безопасности.

В 06:57 КВС произвел взлет с п. п. Земетчино с МК =  $220^\circ$  и по мобильному телефону доложил диспетчеру ВМДП «Пенза» о начале работы.

**Примечание:** По информации, полученной от начальника Пензенского центра ОВД:

*«Командир самолета Х-32 бортовую погоду диспетчеру ВМДП «Пенза» не передавал и погоду по 4 зоне МДП у диспетчера ВМДП «Пенза» – не запрашивал, а только доложил о начале работ. Диспетчер ВМДП «Пенза» записал время начала работ.*

*В дальнейшем экипаж самолета Х-32 на связь с диспетчером ВМДП «Пенза» не выходил».*

В 07:07 самолет столкнулся с верхним проводом ЛЭП «Земетчино-Знаменка», которая расположена параллельно дороге, с высотой опор  $\approx 15$  м (верхний провод не маркирован) и через  $\approx 37$  м столкнулся с земной поверхностью с МК  $\approx 30^\circ$  и с углом тангажа на пикирование более  $\approx 30^\circ$ <sup>17</sup>. В результате столкновения верхний провод ЛЭП провис.

---

<sup>17</sup> Согласно проведенным расчетам.

Данный полет был у КВС первым в текущем году. Следует отметить, что в предыдущем году КВС обрабатывал поля этого района и мог знать, что вдоль полей по краю дороги проходит ЛЭП.

Комиссия дополнительно рассмотрела следующие версии АП:

- отказ системы управления ВС;
- отказ двигателя;
- поздний перевод самолета в набор высоты для пролета ЛЭП.

### **Версия отказа системы управления ВС**

19.05.2017 в месте ответственного хранения ВС технической подкомиссией был проведен осмотр системы управления самолета. При проведении осмотра тяг управления системы управления самолетом были зашплинтованы.

По заключению комиссии в последнем полете система управления самолета была исправна и работоспособна.

Версия отказа системы управления ВС не нашла подтверждения.

### **Версия отказа двигателя**

1. Заправка ВС перед взлетом составляла  $\approx 20$  л. Время полета  $\approx 10$  мин. Расчетный остаток топлива при АП  $\approx 16$  л.

2. Топливо, которым был заправлен самолет, по заключению лаборатории, является автомобильным бензином.

3. 19.05.2017 в месте ответственного хранения ВС комиссией был произведен осмотр двигателя самолета. По заключению комиссии, двигатель самолета в последнем полете (до столкновения ВС с земной поверхностью) был исправен и работоспособен, крутящий момент от двигателя к воздушному винту подводился. Характер повреждения одной из лопастей ВВ (обнаружена в  $\approx 40$  м от ВС) и втулки ВВ показывает, что лопасть ВВ отделилась при столкновении самолета с земной поверхностью, при этом крутящий момент от двигателя к воздушному винту подавался.

Версия отказа двигателя не нашла подтверждения.

### **Версия позднего перевода самолета в набор высоты для пролета ЛЭП**

Самолет столкнулся передним колесом с верхним проводом ЛЭП на высоте  $\approx 12$  м.



Расчеты по определению удаления до препятствия для перевода ВС в набор высоты для безопасного пролета над препятствием представлены в таблице 1.

Таблица 1

$h_p$ , м	$h_{без}$ , м	$h_{лэп}$ , м	$V_{пр}$ , км/ч	$V_v$ , м/с	$L_n$ , м
5	10	15	100	1.57	175
5	10	15	100	3.5	108

$H_p$  – рабочая высота полета;

$h_{без}$  – истинная безопасная высота пролета препятствия;

$h_{лэп}$  – высота провода ЛЭП;

$V_{пр}$  – приборная скорость полета;

$V_v$  – вертикальная скорость набора высоты;

$L_n$  – удаление от препятствия для набора безопасной высоты;

$V_v$  – вертикальная скорость самолета ( $V_v = 1.7$  м/с – при номинальном режиме работы двигателя и полетной массе 440 кг;  $V_v = 3.5$  м/с – максимальная вертикальная скорость самолета из опыта практических полетов).

Из расчетов следует:

– при переводе ВС в набор высоты на удалении от ЛЭП 175 м с вертикальной скоростью 1,57 м/с обеспечивался безопасный пролет над ЛЭП на высоте 10 м;

– при переводе ВС в набор высоты на удалении от ЛЭП 108 м с максимальной вертикальной скоростью 3,5 м/с обеспечивался безопасный пролет над ЛЭП на высоте 10 м;

– столкновение ВС с проводом ЛЭП на высоте  $\approx 12$  м могло произойти при переводе ВС в набор высоты с максимальной вертикальной скоростью 3,5 м/с на удалении менее  $\approx 56$  м от ЛЭП.

Комиссия по расследованию АП рассмотрела возможные причины, которые могли привести к столкновению ВС с проводом ЛЭП:

– невыдерживание установленной минимальной безопасной высоты полета;

– положение солнца на момент АП.

**Невыдерживание установленной минимальной безопасной высоты полета**

В соответствии с п. 7.3. ФАП-128, КВС должен был выполнять данный полет на высоте не менее 50 м над ЛЭП.

**Примечание:** ФАП-128:

*«7.3. До начала обработки участка (полей, садов, виноградников и т. п.) КВС определяет с земли или с воздуха расположение препятствий и характерных ориентиров. Полет с целью такого облета участка выполняется на высоте не менее 50 м над препятствиями».*

Фактически полет проходил на высоте не выше 10 м над полем. КВС не выдержал минимальную безопасную высоту полета, установленную п. 7.3. ФАП-128.

**Положение солнца на момент АП**

При выполнении полета высота солнца относительно положения самолета составляла  $\approx 50^\circ$ , а курсовой угол  $\approx 110^\circ$ , что не мешало КВС выполнять визуальный полет.

По мнению комиссии по расследованию АП эта версия не нашла подтверждения. Таким образом, наиболее вероятно, столкновение самолета с проводом ЛЭП произошло из-за нарушения КВС высоты полета, а также малозаметности проводов ЛЭП.

**По заключению комиссии**, катастрофа ЕЭВС самолета Х-32 «Выша» RA-0395A произошла днем при выполнении облета полей перед АХР в результате столкновения ВС с проводом линии электропередач и последующим столкновением ВС с земной поверхностью.

Катастрофе, наиболее вероятно, способствовало:

- выполнение полета на высоте, ниже установленной п. 7.3 ФАП-128;
- малозаметность проводов ЛЭП из-за отсутствия на них дневной маркировки.

По представленным документам уровень летной подготовки КВС не соответствовал требованиям ФАП-147, предъявляемым к КВС.

**Недостатки, выявленные в ходе расследования:**

1. В нарушение требований п. 7.3 ФАП-128, КВС приступил к выполнению полета без осмотра участка с земли.
2. В нарушение требований п. 2.22 ФАП-147, КВС выполнял полеты без проверки техники пилотирования.
3. Собственник ВС сертификата эксплуатанта не имеет.

**Рекомендации по повышению безопасности полетов:**

1. Авиационным властям России:
  - 1.1. Обстоятельства и причины катастрофы ЕЭВС самолета Х-32 «Выша» RA-0395A довести до летного состава, выполняющего полеты на АХР.
  - 1.2. Разработать и внедрить в ГА РФ единый нормативный правовой акт, регламентирующий деятельность эксплуатантов на АХР.

### **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**

27.11.2017 при взлете в а/п Северо-Эвенск самолета Ан-24РВ RA-47804 АК «ИрАэро» произошло выкатывание ВС за пределы ИВПП на правую боковую полосу безопасности. Пассажиры и экипаж не пострадали, на ВС видимых повреждений не обнаружено. Записи СОК с данного ВС были переданы в Авиарегистр России для анализа выкатывания самолета.

**Установлено:**

Выполнялся рейс Магадан – Северо-Эвенск – Магадан. Из объяснений членов экипажа, замечаний по состоянию ВПП в а/п Магадан при посадке ВС не было. Пробег самолета по вектору скорости и рысканию по направлению при посадке проходили без замечаний.

Стоянка самолета в а/п Северо-Эвенск составила 01 ч 12 мин, все это время шел снег. Ветер был 30°-6 м/с, порывы до 11м/с, т.е. практически совпадал с направлением курса взлета 25°.

Решение на вылет из а/п Северо-Эвенск КВС было принято в соответствии с РПП эксплуатанта, метеорологическая обстановка позволяла выполнить взлет. Погода в а/п Северо-Эвенск 27.11.2017 за время 03:00 (здесь и далее время UTC): видимость 1000 м, ветер 50°-7 м/с, порывы до 12 м/с.

За время стоянки на сопряжении РД и ВПП образовался небольшой снежный передув, наличие которого КВС не обнаружил. Так как руление на исполнительный старт КВС выполнял на минимальной скорости, никакого сопротивления в процессе руления ВС не возникло. Наличие поземка исключило возможность визуального обнаружения образовавшегося передова снега на ВПП.

Выписка из журнала о состоянии летного поля за 26.11.2017, время 21:30: *«ГВПП, РД – снежные заносы, уплотненный снег на всю длину и ширину. Прочность 8 кгс/см<sup>2</sup>. Эффективность торможения хорошая. МС, перрон очищены от посторонних предметов. ТС-1 нет, УТПЗ по третьей категории обеспечиваем».*

При взлете, в процессе разбега в 02:57, в момент разгрузки (поднятия) передней опоры шасси, колеса основных опор шасси попали в снежный передув, при этом колеса правой опоры шасси получили несколько большее сопротивление при движении в снежном покрове, чем колеса левой опоры шасси.

Вероятно, это событие совпало с порывом ветра с правой стороны самолета, что создало дополнительный разворачивающий момент вправо (подтверждено Заключением Авиарегистра России от 31.01.2018).

Попытка экипажа парировать первоначальный момент уклонения ВС от курса взлета полным отклонением педалей (руль направления был отклонен до -17°) оказалась безуспешной, самолет продолжил разворачиваться по курсу вправо. При развороте ВС вправо на угол ~8° на  $V_{пр} = 190$  км/ч КВС принял единственное грамотное решение по прекращению взлета.

В данной ситуации действия КВС определены п. 3.56 ФАП-128: «Если воздушное судно при взлете отклонилось от заданного направления настолько, что продолжение разбега не обеспечивает безопасности, взлет должен быть прекращен. Запрещается отрыв воздушного судна от земли на скорости, менее установленной РЛЭ».

Своевременные действия КВС по прекращению взлета предотвратили развитие ситуации до критической.

Авиарегистром России отмечены неправильные действия экипажа по управлению двигателями при прекращении взлета. Это проявилось в кратковременном «передергивании» РУД до максимальной величины, а затем резкая уборка до 0° через 0,4 с, а также неснятия с упора воздушных винтов двигателей.

По имеющимся фотоснимкам, сделанным на следующий день после выкатывания ВС, комиссия с уверенностью определила, что глубина колеи от колес правой опоры больше, чем от колес левой опоры шасси.

Комиссия предположила, что параметры направления и силы ветра на ВПП и в месте установки прибора для замера этих величин отличаются. Высота мачты, на которой установлен измеритель параметров ветра (анеморумбометр типа М63М-1), равна 16 м. Мачта расположена в створе ВПП на расстоянии 135 м.

По данным Акта «Проверки соответствия метеоборудования а/д Северо-Евенск требованиям НГЭА-92» от 30.10.2015, вышеуказанная мачта с измерителем М63М-1 расположена на расстоянии 125 м от осевой линии ВПП и ее высота 10 м над ВПП.

***Примечание:** В ходе расследования не представилось возможным определить требования по размещению измерителя параметров ветра в связи с отсутствием нормативной документации.*

**По результатам исследования данного выкатывания ВС и заключению комиссии,** выкатывание ВС на правую БПБ произошло в результате сочетания внешних факторов, явившихся причиной возникновения разворачивающих моментов, а именно:

- попадание колес основных опор шасси в снежный покров разной плотности;
- наличие порыва ветра с правой стороны самолета, что создало дополнительный разворачивающий момент вправо.

**Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причины серьезного инцидента изучить с летным составом авиакомпаний, обратив особое внимание на необходимость

синхронности уборки РУД при прекращении взлета, на недопустимость их «передергивания» после уборки и обязательность снятия воздушных винтов с упора;

- выяснить причину повышенных погрешностей регистрации курса и приборной скорости самописцем МСРП-12-96 на ВС Ан-24РВ RA-47804 и произвести тарировку всех параметров данного регистратора;
- в авиакомпаниях и аэропортах обратить внимание на максимально возможный сбор, фиксацию и сохранение всех видимых следов и последствий авиационного события;
- перед вылетом и прибытием ВС оператору аэродрома производить осмотр ВПП для оценки ее состояния;
- устранить несоответствие между фактическим расположением измерителя параметров ветра (анеморумбометра типа М63М-1) и обозначенным в Приложении А «Схема размещения метеоприборов и оборудования на а/д Северо-Эвенск».

**19.01.2018** на вертолете Ми-8АМТ RA-22804 АК «ЮТэйр –Вертолетные услуги» при выполнении полета по маршруту Богородское – Хабаровск (МВЛ), ночью, в простых метеоусловиях, после передачи управления от КВС второму пилоту, при выполнении снижения до высоты 900 м была превышена на 30 км/ч максимальная воздушная скорость полета (250 км/ч).

#### **Установлено:**

Экипаж выполнял рейс: Хабаровск – Троицкое – Николаевск-на-Амуре – Богородское – Хабаровск по обслуживанию Хабаровского территориального центра медицины катастроф (выполнение срочного санитарного задания по доставке двух больных из г. Николаевска-на-Амуре в г. Хабаровск).

Предполетная подготовка экипажа перед вылетом с посадочной площадки Хабаровск (МВЛ) была выполнена в полном объеме без замечаний. Взлетная масса и центровка не выходили за установленные пределы РЛЭ ВС Ми-8АМТ. На борту находились 3 члена экипажа и два пассажира (врач и медсестра). Полет по маршруту Хабаровск – Троицкое – Николаевск-на-Амуре – Богородское проходил в штатном режиме.

В Николаевске-на-Амуре на борт были взяты два больных (один из них ребенок) и два сопровождающих. В аэропортах Троицком и Богородском была произведена дозаправка вертолета топливом.

В 07:00 (здесь и далее время UTC) экипаж произвел взлет с а/д Богородское с курсом на а/д Хабаровск (МВЛ).

По данным расшифровки самописца БУР-1-2, а также из анализа радиообмена экипажа с диспетчером службы движения и внутрикабинных переговоров, взлет в а/п Богородское, набор высоты, горизонтальный полет на высоте 1200 м проходили без замечаний. На первоначальном этапе в течение 37 мин полет проходил в светлое время суток, в простых метеоусловиях, далее ночью по ПВП.

В 09:06 экипаж доложил диспетчеру УВД Хабаровск о пролете точки «Сумме» на 1200, расчетном времени пролета точки «Рисур» в 09:50 на 600 м и расчетном времени прибытия в а/п Хабаровск (МВЛ) в 10:25. Активное пилотирование осуществлял КВС, второй пилот осуществлял контролирующее управление.

После пролета точки «Сумме» КВС перевел вертолет на снижение с вертикальной скоростью 1,5-2,0 м/с для занятия высоты 600 м на контрольный ориентир точку «Рисур». Поступательная скорость вертолета составляла 210-220 км/ч. Примерно в 09:08 КВС временно передал управление второму пилоту с целью настройки своего GPS-навигатора на следующий поворотный пункт.

Из выписки внутрикабинных переговоров членов экипажа:

*КВС: «Саша возьми управление на минутку, я у себя GPSSку настрою».*

*ВП: «Управление справа взял».*

*КВС: «Отдал».*

*БМ: «...неразборчиво».*

*ВП: «Нет, тебе кажется, Вов».*

*БМ: «Я просто, видишь, такое ощущение, огни вот эти,  
земля вот так вот».*

Слышны щелчки триммера с ручки циклического шага.

*БМ: «Вертикальную такую не делай. Зачем ты?».*

*КВС: «Э, Э, Э».*

*ВП: «А че – то пошла».*

*КВС: «Куда? Пошла!».*

*ВП: «Так, скорость разгоняется. Подгашиваем».*

*КВС: «Ну зачем ты разогнал ее?».*

*ВП: «Это, скорость разогналась у нас. У меня почти это, по нулям стояло. Я не знаю че она так пошла? Авиагоризонт посмотри, Вов. Нормально?».*

*КВС: «Авиагоризонт- то нормально. Больше 250».*

*БМ: «Ну че? Набираем?».*

*ВП: «Да, да».*

*КВС: «Зачем набираем? Подожди ты. Забрал управление».*

Анализ данных расшифровки БУР-1-2 показывает следующее:

- до начала снижения, на барометрической высоте 985 м поступательная скорость вертолета составляла 210 км/ч;
- тангаж по левому авиагоризонту на пикирование – 0,562°;
- угол крена левый – 2°;
- общий шаг НВ – 6,54°;
- обороты НВ – 96,4%;
- курс – 231°.

В процессе снижения до барометрической высоты 896 м происходит плавное увеличение тангажа на пикирование до -4,6°, увеличение поступательной скорости до 248 км/ч, левый крен увеличивается до 2,56°, курс уменьшается до 217°. Общий шаг и обороты НВ не изменяются.

В дальнейшем, за 7 с полета поступательная скорость увеличивается до 280 км/ч, вертикальная скорость до 5 м/с, тангаж на пикирование до -5,17°, крен левый до 8°. В этот момент КВС взял управление на себя, перевел вертолет в горизонтальный полет с гашением скорости до 150 км/ч.

Дальнейший полет до посадки на посадочную площадку Хабаровск (МВЛ) происходил без замечаний. Отклонений в работе авиационной техники не выявлено.

После посадки КВС провел с экипажем послеполетный разбор и сделал добровольное сообщение о превышении максимальной скорости полета на снижении. Общее время развития особой ситуации составило, примерно 20 с.

**Справка:** Из аэродинамики вертолета типа Ми-8 для горизонтального полета следует: Под продольной статической устойчивостью по скорости полета понимают начальную тенденцию



вертолета при случайном ее изменении вернуться под воздействием аэродинамических сил и их моментов к исходному значению скорости полета. Физически это означает, что на устойчивом вертолете при случайном изменении скорости полета должен возникнуть продольный момент (М<sub>J</sub>, который будет стремиться вернуть вертолет к исходной скорости полета.

Результирующий продольный момент складывается из моментов аэродинамических сил НВ, фюзеляжа и стабилизатора.

Несущий винт способствует статической устойчивости вертолета по скорости полета во всем диапазоне скоростей. При увеличении угла атаки результирующая сила тяги НВ отклоняется назад, создавая положительный прирост продольного момента. Этот прирост вызывает увеличение угла тангажа вертолета на кабрирование, а, следовательно, уменьшение скорости полета.

Фюзеляж вертолета способствует статической устойчивости по скорости, вследствие изменения силы лобового сопротивления. Однако на больших скоростях полета, дестабилизирующий момент силы лобового сопротивления фюзеляжа при увеличении скорости заметно возрастает и способствует неустойчивости вертолета.

Стабилизатор способствует устойчивости вертолета по скорости с учетом того, что на моторных режимах полета его подъемная сила направлена вниз. Поэтому при увеличении скорости полета растет кабрирующий момент от стабилизатора, а при уменьшении скорости полета — кабрирующий момент от стабилизатора падает.

С увеличением скорости полета потребная тяга увеличивается. Это объясняется ростом сопротивления вертолета. Для уравновешивания силы сопротивления потребуется увеличить горизонтальную составляющую тяги НВ. Основным видом снижения вертолета является снижение с работающими двигателями по наклонной траектории.

При снижении с работающими двигателями подъемная сила уравновешивает только часть массы вертолета, а другая

*часть является силой, которая перемещает вертолет по траектории. Поэтому потребная тяга на планировании меньше, чем в горизонтальном полете.*

Что и отмечается в расшифровке полетной информации: общий шаг и обороты НВ не изменяются. Развитие особой ситуации происходит за счет действия составляющих масс и тяги винта вертолета.

Время разгона вертолета с предельным темпом в диапазоне скоростей 60-220 км/ч составляет 36-26 с. Максимальное возрастание скорости за одну секунду в среднем составляет 6-9 км/ч. Это подтверждается данными расшифровки полетной информации. Соответственно, при снижении необходим особый контроль за тангажом, углом крена, а также вертикальной и поступательной скоростями полета вертолета.

Критические режимы полета (в которых значительно превышены максимальные эксплуатационные параметры полета) характеризуются:

- частичной или полной потерей управляемости хотя бы по одному из каналов управления;
- большой угловой скоростью вращения вертолета или движением по осям;
- быстротечностью;
- наличием угрозы жизни экипажа;
- тем, что для вывода из критических режимов необходимы не всегда прямые движения ручки управления и рычагов.

В соответствии с вышеизложенным, комиссия не отмечает критического режима полета. Предотвращению развития критического режима полета способствовали:

1. Обнаружение и информирование со стороны бортмеханика командира ВС и второго пилота об увеличенной вертикальной скорости полета вертолета.
2. Мгновенная реакция КВС на сложившуюся ситуацию и взятие ее под свой контроль с последующим исправлением этой особой ситуации.

Факторам а) и б) мог способствовать малый опыт полетов второго пилота и бортмеханика по ПВП ночью над малонаселенными районами Дальнего Востока, то есть отсутствие наземных ориентиров над значительной частью района полета.

**По заключению комиссии**, причиной выхода ВС за ограничения, оговоренные РЛЭ (увеличение поступательной скорости полета более 250 км/ч), явилось сочетание следующих факторов:

- отвлечение бортмехаником внимания второго пилота от приборов на наземные световые ориентиры;
- концентрация внимания второго пилота, осуществляющего активное пилотирование, на показания авиагоризонта и наземные световые ориентиры и упущение контроля за вертикальной и поступательной скоростями вертолета;
- отвлечение внимания КВС, выполняющего контролирующие функции, на настройку своего GPS-навигатора.

**Сопутствующие факторы:**

- малый опыт полетов второго пилота и бортмеханика по ПВП ночью над малонаселенными районами Дальнего Востока
- отсутствие наземных ориентиров над значительной частью района полета.

**Недостатки, выявленные при расследовании:**

В бортовом журнале вертолета отсутствует запись о подготовке вертолета к вылету из а/п Богородское.

**Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причины инцидента изучить с командно-летным, инструкторским и летным составом, выполняющим полеты на вертолетах;
- АК «ЮТэйр – Вертолетные услуги» в рамках функционирования СУБП установить факторы опасности, оценить риски и по результатам определить целесообразность принятия корректирующих мероприятий.

**09.02.2018** на самолете Ан-26Б-100 RA-26122 АО «Камчатское авиапредприятие» (далее АО «КАП») при выполнении рейса Елизово (г. Петропавловск-Камчатский) – Тиличики, после взлета, на высоте 80-100 м в кабине пилотов проявился слабый запах горелой резины. Определить источник запаха экипаж не смог и на высоте 2900 м, доложив о случившемся диспетчеру УВД, КВС принял решение о возврате на аэродром вылета. Посадка в а/п Елизово произведена благополучно.

После посадки и за руливания ВС на стоянку запах не исчез. Экипажем в бортовом журнале ВС сделана запись: *«После взлета, на высоте 80 м появился запах жженной резины в кабине экипажа».*

#### **Установлено:**

По объяснениям членов экипажа, предполетный осмотр ВС был выполнен в полном объеме, замечаний не было. Перед запуском двигателей производилась обработка ВС противообледенительной жидкостью.

При запуске двигателей, проверке систем самолета, опробовании двигателей и в процессе руления на исполнительный старт замечаний не было.

Взлет произведен в 03:30 (здесь и далее время UTC) с  $МК_{взл} = 164^\circ$ . После взлета, на высоте 80-100 м (по объяснениям членов экипажа) в кабине пилотов проявился слабый запах горелой резины. После уборки механизации, перевода двигателей на режим «номинальный» и включения СКВ запах усилился. КВС дал команду кабинному экипажу осмотреть салон, грузовой и багажный отсеки. По результатам осмотра источников запаха гари не было обнаружено (по объяснениям бортоператора и бортпроводника). Определить источник запаха экипаж не смог и на высоте 2900 м, доложив о случившемся диспетчеру УВД, КВС принял решение о возврате на аэродром вылета. Экипаж выполнил визуальный заход на посадку с  $МК_{пос} = 344^\circ$  и в 03:49 благополучно произвел посадку. После посадки и за руливания на стоянку запах не исчез (по объяснениям членов экипажа).

При разгрузке почты и груза, запаха гари и нарушения целостности упаковки груза не было обнаружено.

Накануне события на данном ВС специалистами ИТС АТБ выполнялись работы по устранению дефекта СКВ, связанного с неисправностью (трещина фланца корпуса) запорного крана 34-7603-1100 (№ 139) с электромеханизмом МПК-1 (№ 230180084). Исправность запорного крана была восстановлена в лаборатории АиРЭО заменой фланца корпуса. При этом в разъем фланца была установлена прокладка, изготовленная из паронита, предположительно общего назначения.

После авиасобытия ИТС АТБ было проведено испытание образца материала прокладки путем его нагрева до 280-300 °С, о чем был составлен акт. В результате испытания установлено, что при нагревании материала прокладки до температуры, соответствующей температуре фланца корпуса запорного крана при работе системы отбора воздуха, происходит выделение летучих продуктов

термического разложения компонента материала (каучука), о чем свидетельствует присутствие запаха горящей резины.

В соответствии с технологией ремонта запорного крана, контроль работоспособности и герметичности крана после восстановления его исправности должен выполняться на стендах, обеспечивающих давление и температуру воздуха как при работе крана в линии отбора воздуха на двигателе ВС. После восстановления исправности крана вышеописанная проверка не выполнялась по причине отсутствия в АТБ «КАП» специального стенда.

В соответствии с ТК №12 «Технологических указаний», выпуск 25, часть 1.2 «Замена запорного крана 34-7603-1100 и электромеханизма МПК-1», п. 15, после установки крана на двигатель предусмотрена проверка работы крана при запущенном двигателе с контролем расхода воздуха по УРВК, однако в к/н № 651 от 06.02.18 информация о запуске двигателя отсутствует.

После проведенных работ, отраженных в техническом акте от 14.02.2018, после замены запорного крана отбора воздуха левого двигателя и устранения дефектов, выявленных при контрольном осмотре, комиссия приняла решение о допуске ВС Ан-26Б-100 RA-26122 к дальнейшей эксплуатации без ограничений.

**По заключению комиссии,** причиной вынужденной посадки ВС явилось появление запаха в кабине пилотов вследствие термического разложения каучукового компонента материала прокладки фланца запорного крана 34-7603-1100 из-за несоответствия характеристик подобранного материала прокладки условиям работы горячей части СКВ вследствие отсутствия контроля со стороны ОТК АТБ АО «КАП» на стадии подбора материала для изготовления данной прокладки.

**Недостатки, выявленные при расследовании:**

1. Отсутствие в АТБ АО «КАП» специальных стендов для проверки агрегатов СКВ, работающих в горячей части.
2. В к/н № 651 от 06.02.18 на устранение неисправности отсутствует информация о проверке работы СКВ при запущенных двигателях.
3. В расходном отделе АТБ АО «КАП» отсутствует информация о марке материала, использованного для изготовления прокладки фланца запорного крана 34-7603-1100 (№ 139).
4. Отсутствие контроля со стороны ОТК и начальника смены цеха оперативного обслуживания АТБ АО «КАП» на стадии подбора

материала для изготовления прокладки фланца запорного крана 34-7603-1100 (№ 139).

#### **Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причины инцидента изучить с летным и инженерно-техническим составом, эксплуатирующим ВС типа Ан-24(26);
- инженерно-техническому составу АТБ АО «КАП»:
  - исключить случаи изготовления прокладок из несоответствующих техническим условиям материалов;
  - на ВС после монтажа, демонтажа или замены агрегатов горячей части СКВ в случае, если проверка работоспособности агрегата в условиях АТБ невозможна, производить проверку работоспособности СКВ при запущенных двигателях с контролем расхода воздуха по УРВК не менее 30 мин, убедившись в отсутствии постороннего запаха в кабине ВС.

**18.02.2018** при выполнении рейса Южно-Сахалинск – Саппоро (Япония) на самолете DHC-8-201 RA-67259 АК «Аврора», после проведения противообледенительной обработки ВС на МС № 2, в 00:19 (здесь и далее время UTC), при выполнении руления через МС № 23 произошло столкновение правой законцовкой крыла с деревянной опорой воздушной линии электропередачи, установленной на строительной площадке, расположенной вблизи МС № 23. После столкновения экипаж прекратил руление и выключил двигатели.

Экипаж и пассажиры не пострадали, ВС получило повреждения и было отстранено от полетов.

Опора воздушной линии электропередачи накренилась, электрокабели остались неповрежденными.

#### **Установлено:**

Экипаж провел в полном объеме предполетную подготовку перед вылетом в соответствии с технологическим графиком работы летного экипажа в базовом аэропорту. Согласно пояснениям экипажа и росписи КВС в «Рабочем плане полета», а также записи дежурного штурмана аэропорта в «Журнале учета и контроля штурманской предполетной подготовки экипажей в аэропорту г. Южно-Сахалинск», экипаж получил и ознакомился с аэронавигационной информацией, в том числе с NOTAM.

После прохождения установленных процедур при выполнении международных полетов и внешнего предполетного осмотра ВС экипажем КВС было принято решение о выполнении противообледенительной обработки самолета.

Днем, в ПМУ, в 23:50 17.02.2018 экипаж запросил буксировку с МС № 7 для противообледенительной обработки самолета, т.к. МС № 7 не допущена для облива ВС ПОЖ.

Диспетчер СДП (с совмещением функции диспетчера СДП+ПДП+ДПР) выдала разрешение на буксировку с МС № 7 на МС № 2 для противообледенительной обработки. В свою очередь члены экипажа, согласно их пояснениям, расшифровки внутрикабинных переговоров и радиообмена «экипаж-диспетчер», запросили возможность установки ВС для облива ПОЖ в точку запуска № 6, как наиболее оптимальную и удобную для обработки ПОЖ, запуска и последующего выруливания на предварительный старт. Диспетчер СДП дала повторное указание о буксировке ВС на МС № 2 из-за возможного блокирования маршрута руления и последующей задержки вылета другого ВС, находящегося на МС № 4 и имевшего приоритет.

В 23:57 17.02.2018 в процессе буксировки ВС с МС № 7 на МС № 2 экипаж запросил у диспетчера СДП установочное положение ВС на МС № 2. Диспетчер СДП подтвердила установку ВС в положение «носом на север».

В период с 00:05 до 00:11 18.02.2018 на МС № 2 была выполнена противообледенительная обработка самолета ПОЖ в полном объеме.

Комиссия отмечает, что решение о противообледенительной обработке ВС на МС № 2 является нерациональным, т.к. МС № 2 находится на значительном удалении от ВПП и, в соответствии с организацией движения ВС на аэродроме, убытие ВС с МС № 2 производится только буксировкой, в связи с чем после обработки ПОЖ требуется повторное подсоединение тягача и буксировка ВС в точку запуска. Данное обстоятельство значительно сокращает время защитного действия ПОЖ. Комиссия отмечает, что до настоящего времени в международном а/п Хомутово не реализованы рекомендации по организации мест для противообледенительной обработки ВС вблизи предварительного старта.

В 00:13 экипаж запросил у диспетчера СДП разрешение на запуск. Диспетчер СДП дала диспетчерское разрешение на запуск.

Согласно расшифровке внутрикабинных переговоров, экипаж дважды до запуска двигателей обсуждал порядок убытия ВС с МС № 2 и какую

информацию он получит от диспетчера СДП о порядке движения на предварительный старт.

В 00:18 экипаж запросил у диспетчера СДП разрешение на занятие предварительного старта. Диспетчер СДП выдала диспетчерское разрешение на занятие предварительного старта, назначив маршрут руления (движения ВС на тяге собственных двигателей) через МС № 23 по РД «D». Экипаж, подтвердив диспетчерское разрешение и указанный диспетчером СДП маршрут, после разрешения выпускающего специалиста ИАС, убедившись в отсутствии препятствий в зонах ответственности каждого пилота, приступил к выполнению руления.

Согласно объяснительных записок и устных опросов КВС и второго пилота, руление ВС с МС № 2 из положения «носом на север» осуществлялось по осевой линии руления дневной маркировки аэродрома, обозначенной желтым цветом через МС № 23.

В процессе руления экипаж, согласно технологии, начал выполнять контрольную карту проверок «Taxi Check List» («На рулении»).

В 00:19 при рулении, достигнув МС № 23, произошло столкновение законцовкой правого полукрыла ВС с деревянной опорой воздушной линии электропередачи, расположенной внутри периметра ограждения строительной площадки нового аэровокзального комплекса в а/п Хомутово. Экипаж применил торможение, прекратил руление и запросил у диспетчера СДП выключение двигателей, сообщив причину их выключения. В 00:20 экипаж произвел выключение двигателей.

Комиссия по расследованию, изучив документы и материалы по событию, установила, что, в соответствии с выданным Росавиацией разрешением на строительство нового аэровокзального комплекса в а/п Хомутово и началом строительных работ, было произведено ограждение строительной площадки и установлены временные опоры воздушной линии электропередачи (деревянные столбы), расположенные вдоль периметра ограждения с внутренней стороны строительной площадки. Западная граница строительной площадки располагалась на территории перрона вблизи МС № 23, в связи с чем оператором а/д Хомутово были уменьшены линейные размеры МС № 23 и изменен порядок организации движения ВС и порядок прибытия и убытия ВС на (с) МС № 2 и МС № 23, путем опубликования соответствующих NOTAM:

– NOTAM № A0627/18 - изменение линейных размеров МС № 23;



– NOTAM № A0623/18 - изменение порядка убытия/прибытия ВС на (с) МС № 2 и МС № 23.

Согласно NOTAM № A0623/18 установлено: «Убытие ВС с МС 2 (движение ВС с МС 2) из положения «носом на север» производится методом буксировки хвостом вперед на удобные точки запуска (ТЗ). Движение ВС с МС 2 из положения «носом на юг» производится методом буксировки на удобные ТЗ. Убытие ВС с МС 23 (движение ВС с МС 23) установленных в положение «носом на юг», производится буксировкой на удобные ТЗ через свободное МС 2. Движение ВС с МС 23, установленных в положение «носом на север» при свободном МС 2 производится на тяге собственных двигателей по маршрутам руления. Движение ВС с МС 23, установленных в положение «носом на юг», при занятом МС 2, производится методом буксировки ВС хвостом вперед по маршрутам руления на удобные ТЗ».

Изучив NOTAM, комиссия пришла к выводу, что в данном NOTAM не обеспечена полнота (не указаны ограничения) и качество изложенной информации поставщиком информации АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» в нарушение п. 23 «Порядка разработки и правила предоставления аэронавигационной информации», утвержденного Приказом Минтранса России № 305 от 31.10.2014, что способствовало развитию авиационного события.

Так, согласно ИПП и АИП а/д Хомутово, прибытие и установка ВС на МС № 2 производится заруливанием ВС с РД-В на МС № 2 в положение «носом на север» по путям руления. Прибытие ВС на МС № 23 производится заруливанием в положение «носом на север» с РД-В по путям руления через свободную МС № 2 (сквозное руление). А согласно изданного NOTAM № A0623/18 убытие ВС с МС 2 (движение ВС с МС 2) из положения «носом на север» производится методом буксировки хвостом вперед на удобные ТЗ. Движение ВС с МС 23, установленных в положение «носом на север» при свободном МС 2 производится на тяге собственных двигателей по маршрутам руления.

Согласно объяснениям КВС, второго пилота, диспетчера СДП и РП, при ознакомлении с данным NOTAM информация ими была воспринята неоднозначно в связи с отсутствием запрета на любое движение ВС с МС № 2 на МС № 23, при этом одновременно МС № 2 являлось сквозным при заруливании ВС на МС № 23 на собственной тяге двигателей.

До опубликования NOTAM, согласно ИПП и АИП России по а/д Хомутово, линейные размеры стоянок МС № 2 и МС № 23 были одинаковыми

(59,7 x 54,7 м), и осевая линия движения ВС проходила через центры данных МС. При изменении линейных размеров МС № 23 (новые размеры 34,0 x 31,8 м) и смещения центра МС № 23 относительно МС № 2, как следствие, произошло изменение организации движения ВС через данные стоянки. Аэродромной службой АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» была организована и нанесена на а/д Хомутово новая сквозная осевая линия руления ВС через МС № 2 и МС № 23, расположенная параллельно старой, на удалении 11,5 м на запад. Старая осевая линия руления ВС осталась до МС № 2, а от МС № 2 до МС № 23 была демаркирована. Таким образом, установка ВС на МС № 2 производится по одной оси руления, а при сквозном движении к МС № 23 через МС № 2 необходимо производить руление по другой осевой линии руления. Это не было отражено в изданном NOTAM (не обеспечена полнота и качество изложенной информации, не указаны ограничения).

Комиссия отмечает, что при изменении организации движения ВС по а/д Хомутово, в частности создания новых путей руления ВС, оператор аэродрома АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» должен был заблаговременно внести изменения в схемы ИПП аэродрома, а также обеспечить информацией для официального опубликования в Сборниках аэронавигационной информации. В ИПП и АИП России по а/д Хомутово изменений нет. Отсутствие в АИП России и, соответственно, в Сборниках «Jeppesen» данных изменений не позволяло экипажу воспользоваться аэронавигационной информацией на борту самолета, что способствовало развитию авиационного события.

Согласно пояснениям КВС и второго пилота, они не видели раздвоение оси руления ВС, т.к. на МС № 2 их буксировал тягач, и внимание было сосредоточено на процессе буксировки. После буксировки, находясь строго на осевой линии руления ВС на МС № 2, они пояснили, что четко наблюдали продолжение желтой осевой линии руления ВС дневной маркировки аэродрома по маршруту, заданному диспетчером СДП, в направлении к МС № 23.

По материалам события и фотоснимкам, а также проведенного осмотра места события, комиссия по расследованию установила, что:

- старая желтая осевая линия руления ВС дневной маркировки аэродрома на МС № 23 не была полностью демаркирована Аэродромной службой АО «Аэропорт Южно-Сахалинск»;

- достаточно хорошо просматривалась с МС № 2 и воспринималась экипажем как сквозная ось руления ВС с МС № 2 через МС № 23, что является нарушением требований ФАП-262.

Согласно объяснениям диспетчера СДП, при заступлении на дежурство на рабочем месте диспетчера СДП (совмещены функции диспетчера СДП+ПДП+ДПР), она накануне обсуждала с РП новую организацию движения ВС по аэродрому в соответствии с опубликованным NOTAM. В связи с неоднозначностью восприятия информации NOTAM диспетчерами, согласно объяснениям РП, он *«накануне определил при необходимости возможность выруливания (движения на собственной тяге) ВС с МС № 2 из положения «носом на север» через МС № 23 при наличии согласования с «Координационно-диспетчерским центром аэропорта» и принятого КВС решения о запуске и выруливании из вышеуказанного положения»*.

Данное решение являлось ошибочным и способствовало развитию авиационного события, т.к. руление ВС на тяге собственных двигателей с МС № 2 из положения «носом на север» запрещено из-за уменьшения размеров МС № 23 и наличия наземных препятствий (строительной площадки). Диспетчеры органа ОВД также не понимали новую организацию движения в различных случаях – «тупиковую» установку ВС на МС № 2 и сквозное руление через МС № 2, т.е. наличия двух разных осей руления ВС. Для передвижения уже установленного ВС с МС № 2 из положения «носом на север» на МС № 23 необходимо было бы переместить ВС на МС № 2 влево на 11,5 м на новую сквозную осевую линию движения ВС.

Таким образом, при запросе экипажем разрешения на запуск и выруливание с МС № 2 для занятия предварительного старта, в нарушение действующего NOTAM, диспетчер СДП обязана была запретить экипажу запуск и руление (движение ВС на собственной тяге) и дать указание только на буксировку ВС с МС № 2 в точку запуска, в соответствии с ИПП, АИП России и действующим NOTAM по а/д Хомутово. Вместо этого диспетчер СДП, в нарушение п. 3.37 ФАП-128 и в нарушение п. 5.3.12 ФАП-293, задала экипажу маршрут руления ВС, который не предусмотрен документами и угрожал столкновением с наземным препятствием.

Объясняя свои действия, РП и диспетчер СДП утверждали, что в соответствии с локальными документами Сахалинского центра ОВД и по указанию своего руководства, они не осуществляют ОВД в районе МС № 2 и МС № 23, т.к. данные стоянки входят в перрон аэродрома и находятся вне зоны их ответственности. При этом при опросе комиссией они обозначили разные границы перрона на а/д Хомутово, ссылаясь на информацию АИП России, в которых в свою очередь перрон не опубликован, указаны только места стоянок.

Это свидетельствует о незнании документов, структуры аэродрома и границ зоны ответственности, что является недопустимым и способствовало развитию авиационного события.

Комиссия по расследованию, изучив представленные документы по а/д Хомутово, установила, что данный аэродром является контролируемым аэродромом и все движения ВС (руление и буксировка) осуществляются с разрешения и под управлением ответственных служб. Согласно ИПП а/д Хомутово, на нем установлены площадь маневрирования, перрон, в границы которого исторически входят МС № 1, № 2, № 3, № 4, № 22, № 23, а также отдельные МС. При этом информация о перроне официально не опубликована и отсутствует в сборниках АИП России, там опубликованы только МС.

Организация на аэродроме по управлению движением ВС на этих перронах в соответствии с Федеральными авиационными правилами в настоящее время отсутствует.

Никаких соглашений о разграничении полномочий по управлению движением на перроне в соответствии с требованиями п. 3.3.12 ФАП-293 между оператором аэродрома АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» и органом ОВД не подписывалось, информация в АИП России не опубликовывалась. В свою очередь, «Координационно-диспетчерский центр аэропорта» не является органом по управлению движением ВС на перроне и не несет никакой ответственности, а выполняет функции производственно-диспетчерской службы аэропорта.

Таким образом, на контролируемом а/д Хомутово, в соответствии с п. 3.3.13 ФАП-293 и ФАП-128, руление и буксировка ВС по всему аэродрому осуществляются с разрешения, по заданной схеме и под управлением органа ОВД Сахалинского центра ОВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока».

Также комиссия в ходе расследования выявила, что в «Технологии работы диспетчера СДП, осуществляющего непосредственное УВД Сахалинского центра ОВД», утвержденной приказом начальника Сахалинского центра ОВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» № 153 от 10.10.2017, в Разделе 3 «Рубежи приема/передачи ОВД» не определены рубежи приема/передачи ОВД при вылете и прилете ВС вплоть до прибытия/убытия на (с) МС, с учетом местных условий аэродрома, т.е. не определена зона ответственности, что является нарушением требований п. 3.2.10 ФАП-293, а также нарушением ФАП-216. Изучив представленные документы, комиссия также отмечает грубые расхождения в документации АО «Аэропорт Южно-Сахалинск», в части

организации структуры а/д Хомутово и в организации движения ВС на данном аэродроме. Так в «Технологии взаимодействия аэродромной службы АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» со службой движения Сахалинского центра ОВД и другими наземными службами, обеспечивающими полеты на а/д Хомутово», утвержденной гендиректором АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» 17.08.2017, пунктом 1.3 установлены на аэродроме: площадь маневрирования (ИВПИ, РД –А, В, D, маршруты руления - F, G), перроны: № 1 (МС № 1-4, 22, 23), № 2 (МС № 5-18), МС № 19, 20, В-1, МС-21. Данная Технология была согласована начальником Сахалинского центра ОВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» 16.08.2017.

Таким образом, на основании вышеизложенного, комиссия пришла к выводу, что руководство Сахалинского центра ОВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» самовольно устранилось от организации и обслуживания воздушного движения и предоставления аэронавигационной информации на части а/д Хомутово, в нарушение действующего воздушного законодательства РФ, что привело к авиационному инциденту.

Как установила комиссия:

- диспетчер СДП в момент развития авиационного события непосредственно к РП не обращалась;

- диспетчерские разрешения экипажу на запуск и выруливание с МС № 2, а также указание маршрута руления выдавала самостоятельно, т.к. РП в момент развития и наступления авиационного события отлучался с рабочего места, спускаясь на 5-й этаж КДП к «кулеру за водой» (из объяснительных записок и протоколов опроса);

- информацию об авиационном событии РП получил от диспетчера СДП по мобильной рации.

Таким образом, на основании вышеизложенного, столкновение ВС ДНС-8-201 RA-67259 с наземным препятствием в а/п Хомутово произошло вследствие:

- некачественного изложения информации в NOTAM и неоднозначного восприятия ее экипажем ВС;

- наличия некачественно демаркированной осевой линии руления Аэродромной службой Аэропорта;

- недостаточной концентрации внимания экипажа при рулении в процессе выполнения карты контрольной проверки «Taxi Check List» и скоротечностью процесса;

– незнания руководящих документов и непонимания персоналом ОВД новой организации движения ВС по аэродрому Хомутово вследствие самоустранения руководства Сахалинского центра ОВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» и, как следствие, выданного диспетчерского разрешения на запуск и руление на собственной тяге ВС по заданному диспетчером неустановленному документами маршруту, в нарушение требований ФАП-128, ФАП-293 и действующих ИПП, АИП России и NOTAM по а/д Хомутово.

Комиссией отмечено, что, согласно опросу, диспетчер СДП «частично» наблюдала со своего рабочего места ВС на МС № 2 и его движение до столкновения. При этом с момента авиационного события в период с 00:20 и до 00:38 диспетчер СДП, в нарушение Технологии работы диспетчера СДП, осуществляющего непосредственное УВД, не запросила информацию о наличии пострадавших на борту и состоянии ВС после его столкновения с препятствием. Данную информацию запросил сменивший ее диспетчер СДП.

**По заключению комиссии,** причиной столкновения ВС с опорой воздушной линии электропередачи явилось руление ВС на собственной тяге согласно диспетчерскому разрешению и по непредусмотренному маршруту, заданному диспетчером СДП в нарушение установленного порядка движения ВС на а/д Хомутово, в сочетании следующих факторов:

– неоднозначность изложения информации в NOTAM и восприятия ее летным экипажем ВС и диспетчером СДП по порядку прибытия/убытия ВС на (с) МС № 2 и МС № 23 на а/д Хомутово;

– некачественная демаркировка старой дневной маркировки при новой организации движения ВС по а/д Хомутово;

– неудовлетворительная организация воздушного движения на а/д Хомутово.

#### **Недостатки, выявленные комиссией при расследовании:**

1. При составлении NOTAM не была обеспечена полнота (не указаны ограничения) и качество изложения информации поставщиком информации АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» в нарушение п. 23 «Порядка разработки и правила предоставления аэронавигационной информации», утвержденного Приказом Минтранса России № 305 от 31.10.2014.
2. Некачественная (не полная) демаркировка старой дневной маркировки а/д Хомутово при новой организации движения ВС на аэродроме

Аэродромной службой АО «Аэропорт Южно-Сахалинск», в нарушение требований ФАП-262.

3. «Технология работы диспетчера СДП, осуществляющего непосредственное УВД Сахалинского центра ОВД», утвержденная приказом начальника Сахалинского центра ОВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» от 10.10.2017 № 153 составлена с нарушением ФАП-293, а также не соответствует ФАП-216.
4. Грубые расхождения информации, изложенной в нормативных документах по а/д Хомутово (ИПП аэродрома, АИП России, «Технологии взаимодействия аэродромной службы АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» со службой движения Сахалинского центра ОВД и другими наземными службами, обеспечивающими полеты на аэродроме г. Южно-Сахалинск», в «Приложении к схеме расстановки и организации движения ВС, спецтранспорта и средств механизации на аэродроме г. Южно-Сахалинск» и в других).
5. МС № 2 а/д Хомутово не отвечает требованиям для противообледенительной обработки ВС в связи с запретом на выруливание ВС на собственной тяге с места данной стоянки.

#### **Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причины инцидента изучить с летным и инженерно-техническим составом, с персоналом ОВД и наземным персоналом служб операторов аэродромов в части их касающейся;
- ФАВТ провести внеочередную проверку Сахалинского центра ОВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» на соответствие требованиям ФАП-216 в части организации и обслуживания воздушного движения и предоставления аэронавигационной информации на а/д Хомутово. По итогам проверки дать оценку руководству Сахалинского центра ОВД;
- АО «Аэропорт Южно-Сахалинск»:
  - в кратчайшие сроки пересмотреть нормативные документы по а/д Хомутово, привести их в соответствие с фактическим состоянием аэродрома;
  - пересмотреть места установки ВС для противообледенительной обработки, организовать наиболее оптимальные места;

- Сахалинскому центру ОВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока»:
  - в кратчайшие сроки пересмотреть нормативные документы по осуществлению непосредственного ОВД на а/д Хомутово, привести их в соответствие с фактическим состоянием аэродрома;
  - провести внеочередную проверку практических навыков на рабочем месте Руководителя полетов и диспетчера СДП, ДПК, осуществляющего непосредственное ОВД;
- ответственным должностным лицам АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» повторно изучить порядок разработки и правила предоставления аэронавигационной информации для NOTAM;
- АК «Аврора» проинформировать поставщика аэронавигационной информации «Jeppesen» о необходимости публикации в предоставляемых Сборниках всей текстовой информации о правилах передвижения ВС по рабочей площади а/д Хомутово при возможности в полном объеме, без сокращений, в соответствии с АИП России;
- руководству АО «Аэропорт Южно-Сахалинск» разработать дополнительные мероприятия по усилению контроля за обеспечением безопасности полетов на а/д Хомутово в период проведения строительных работ;
- эксплуатантам ВС типа DHC-8 разработать и внедрить процедуры, предусматривающие выполнение экипажами данных ВС «Taxi Check List» и/или «AFTER LANDING Check List» при рулении только по участкам рабочей площади аэродрома, свободным от людей, оборудования, техники, других ВС и иных помех и препятствий;
- с летным составом АК «Аврора» провести занятия по изучению:
  - ФАП-128, раздел «Руление»;
  - РПП авиакомпании, Часть А, Глава 7, п. 7.3.1.6 «Буксировка, запуск, руление», в части процедур движения ВС по рабочей площади а/д Хомутово;
- с персоналом ИТС Технической дирекции АО «Авиакомпания «Аврора» повторно изучить «Руководство по наземному обслуживанию ВС DHC-8-200/300 (РИ-ГД-030), DHC-8-400 (РИ-ГД-031), AIRBUS-319/320 (РИ-ГД-032) Часть 3, Разделы «Работы по встрече», «Работы по обеспечению стоянки» и «Работы по обеспечению вылета».



**19.02.2018** при выполнении чартерного рейса Эль-Фашер (Судан) – Дакар (Сенегал) на самолете Боинг 767-200 VP-BAG АК «ЮТэйр», при заруливании на место стоянки в а/п Дакар произошло столкновение левой плоскостью крыла с осветительной мачтой. Экипаж и пассажиры не пострадали. Поврежден концевой предкрылок и законцовка левой плоскости крыла.

**Установлено:**

Полет выполнялся усиленным составом экипажа (с двумя КВС). Активное пилотирование осуществлял КВС, занимающий левое кресло. В целях поддержания навыков управления ВС другой КВС занимал правое кресло второго пилота. Все необходимые допуски и проверки для полетов с правого кресла у другого КВС имелись.

Полетная масса и центровка ВС перед вылетом (по сведениям указанным в полетной документации, а также определенная по данным средств объективного контроля) не выходили за установленные ограничения.

В соответствии с требованиями РПП АК «ЮТэйр», 13.02.2018 с данным экипажем была проведена предварительная подготовка, произведен контроль знаний экипажа, в том числе порядка использования MEL/CDL в части отложенных неисправностей, анализа сочетаний отложенных неисправностей по MEL/CDL, расчета взлетно-посадочных характеристик и принятия решения на вылет. Неясных вопросов по окончании данной подготовки у членов экипажа не было.

Посадка в а/п Дакар была произведена в 16:05 (здесь и далее время UTC, совпадающее с местным временем). После посадки экипаж освободил ВПП по РД S2 и получил указание от диспетчера УВД о заруливании на стоянку j10 носом на выход по указанию Marshall (Встречающий). В 16:10 экипаж подтвердил, что наблюдает 1-го встречающего. По его команде, экипаж ВС повернул налево между стоянками j14 и j12, где стоял 2-ой встречающий. Второй встречающий дал команду рулить прямо на него и далее выполнить поворот вправо. Далее экипаж выполнял команды 1-го встречающего, стоящего на стояке j10. По команде 1-го встречающего, экипаж ВС начал отворачивать вправо, так как слева по ходу движения ВС на расстоянии 1,5 м от торца перрона стояла осветительная мачта.

**Справка:** на других стоянках мачты расположены на удалении 13 м.

В процессе разворота под углом ~45° к месту стоянки, в 16:11:37 произошло столкновение левой плоскостью крыла с осветительной мачтой.

На основании данных средств объективного контроля, при рулении экипаж выполнял указания встречающих, скорость на разворотах не превышала установленных ограничений.

В РПП АК «ЮТэйр» указано, что в случае сомнения по безопасному расхождению с наземными препятствиями, предусматривается выполнение заруливания в сопровождении наземного специалиста, так называемого WING WALKER. Наличие сотрудников а/п Дакар по маршруту руления было ошибочно воспринято КВС, как выполнение ими работ по сопровождению ВС.

***Примечание:** ФАП-128, пункт 3.45. Члены летного экипажа воздушного судна во время руления обязаны следить за окружающей обстановкой, за радиообменом и предупреждать КВС о препятствиях. При обнаружении на маршруте руления препятствий КВС обязан принять меры по предупреждению столкновения и доложить о наличии препятствий органу ОВД.*

**По заключению комиссии,** причинами столкновения левой плоскости крыла ВС с осветительной мачтой в процессе заруливания на стоянку явились:

- нестандартный маршрут заруливания на стоянку;
- отсутствие разметки при данном маршруте руления;
- ошибочная расстановка встречающих (в данном случае в возможности визуального контроля 1-го встречающего);
- невозможность членам экипажа визуально определить расположение мачты освещения относительно левой плоскости крыла, находясь на своих рабочих местах с пристегнутыми ремнями безопасности, когда КВС полностью полагался на встречающих;
- недостаточная осмотрительность пилота-инструктора, осуществлявшего заруливание, выразившееся в ошибочном восприятии указаний сотрудников а/п Дакар, как выполняющих работу по сопровождению ВС.

#### **Недостатки, выявленные при расследовании:**

1. В РОНО АК «ЮТэйр» отсутствует процедура взаимодействия экипажа и наземного персонала, выполняющего функцию WING WALKER.

#### **Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причины инцидента изучить с летным составом транспортной авиации;

- дополнить РПП и РОНО АК «ЮТэйр» подробной инструкцией по взаимодействию экипажа ВС и наземного персонала, выполняющего функцию WING WALKER (Персонал сопровождения у законцовок крыла ВС).

**07.03.2018** на самолете Як-42Д RA-42388 АК «КрасАвиа» при выполнении рейса Хатанга – Когалым, после взлета, в наборе высоты от бортинженера поступил доклад о том, что передняя опора шасси (ПОШ) не встала на замок убранного положения. При этом горел красный светосигнализатор промежуточного положения опоры шасси и желтая сигнализация «Отказ обжатия шасси». Второй пилот проверил исправность световой сигнализации, сигнализация находилась в исправном состоянии. Давление в гидросистеме и уровень гидрожидкости в баке – соответствовали норме. По команде КВС, вторым пилотом был выполнен трехкратный цикл выпуска-уборки шасси, который не дал положительных результатов. По решению КВС, был произведен возврат на аэродром вылета. Посадка выполнена благополучно.

При проведении на самолете комплекса работ, ВС было вывешено на подъемники (ТК 7.10.00) и проверена зарядка амортизатора ПОШ (ТК 32.20.01А). При проверке была обнаружена негерметичность уплотнительного кольца зарядного клапана 42.4701-ОБ амортистойки ПОШ. После дозаправки амортизатора ПОШ маслом АМГ (ТК 32.20.01Б), замены уплотнительного кольца зарядного клапана 42.4701-ОБ, зарядки амортизатора азотом (ТК 32.20.01А), на основании оценки проделанных работ ВС Як-42Д RA-42388 было допущено к дальнейшей эксплуатации.

Проведя анализ действий членов экипажа, комиссия сделала вывод, что экипаж действовал в соответствии с требованиями РЛЭ ВС Як-42Д. Действия экипажа не явились причиной события.

В соответствии с Регламентом технического обслуживания Як-42Д (п. 32.20.00), при оперативном техническом обслуживании по формам Б, В и Г проверка зарядки амортизатора ПОШ и отдельный осмотр его зарядного штуцера не производится, отдельно осматриваются только узлы навески амортистойки и складывающегося подкоса, а также замки выпущенного и убранного положения ПОШ. По формам Д и Е выполнение каких-либо работ по опорам шасси не предусмотрено.

При оперативном техническом обслуживании ВС зарядные штуцеры амортизаторов опор шасси не осматриваются, состояние прокладок и резьбовых соединений не контролируется.

При выполнении периодического технического обслуживания ВС требуется не реже, чем:

- через 1200 ч налета, 900 посадок или 12 месяцев календарного времени проверять зарядку амортистойки ПОШ (ТК 32.20.01А);
- через 3000 ч налета, 3000 посадок или 30 месяцев календарного времени проверять уровень АМГ-10 в амортистойке ПОШ (ТК 32.20.01Б).

Согласно ТК 32.20.01А, при зарядке азотом осматривать штуцер зарядки не требуется, но после зарядки необходимо выполнить проверку отсутствия травления из-под клапана путем его «обмыливания».

Согласно требованиям п. 3.16 ТК 32.20.01Б, после заправки амортистойки гидрожидкостью, перед зарядкой азотом необходимо надеть на зарядный клапан новую уплотнительную шайбу (перед заправкой гидрожидкостью зарядный клапан выворачивается). После зарядки герметичность клапана также проверяется с помощью увлажнения торца клапана мыльным раствором.

На основании изучения карт-нарядов и бортового журнала ВС установлено, что после последнего периодического ТО дозаправка амортистойки ПОШ гидрожидкостью и дозарядка азотом не производились.

Проверка уровня АМГ-10 в амортистойке ПОШ производилась при периодическом техническом обслуживании по Ф-40, выполненном ООО «Тулпар техник» в период с 12.07.2017 по 08.08.2017 (карта-наряд № 1123, свидетельство о выполнении № 26/17).

Выполнение этой работы подразумевает выкручивание зарядного штуцера и замену уплотнительного кольца.

Регулировка давления в амортистойке после ее зарядки азотом производилась при выполнении периодического технического обслуживания по форме 41, выполненного в ООО «Тулпар техник» в период с 12.01.2018 по 07.02.2018 (карта-наряд № 1009).

Таким образом, повторная зарядка амортистойки ПОШ потребовалась через 20 полетов после предыдущей зарядки, что свидетельствует о некачественном контроле герметичности зарядного штуцера при регулировке давления в амортистойке со стороны ИТС ООО «Тулпар-техник».

По заключению комиссии, неустановка ПОШ на замок убранного положения произошла из-за недопустимого обжатия ее амортизатора по причине негерметичности уплотнительного кольца зарядного клапана.

Дополнительным фактором события стал недостаточный контроль герметичности зарядного клапана при выполнении зарядки и регулировании давления азота в ПОШ со стороны ИТС ООО «Тулпар техник» при выполнении периодического технического обслуживания ВС.

**Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причины инцидента довести до летного и инженерно-технического состава, эксплуатирующего ВС типа Як-42;
- ОТК ГП КК «КрасАвиа» подготовить бюллетень ОТК по данному событию;
- эксплуатантам при проведении технического обслуживания ВС типа Як-42 по форме «Г» провести разовую проверку герметичности штуцера зарядки амортистойки ПОШ путем «обмыливания».

**3.2 ИНЦИДЕНТЫ, СВЯЗАННЫЕ С НЕДОСТАТКАМИ  
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ**

**Ил-76ТД**

**15.02.2018** на самолете Ил-76ТД-90ВД RA-76952 АК «Волга-Днепр» при выполнении рейса Эверетт (США) – Сан Бернардино (США), после взлета и уборки шасси не убралась передняя опора (ПОШ). КВС принял решение о возврате на аэродром вылета. Посадка благополучно.

После посадки и заруливания ВС на МС, при осмотре ниши ПОШ было обнаружено:

- деформация (загиб) окантовки 1.7601.0202.560.145 в районе узла навески левой большой створки длиной 1170 мм и высотой 30 мм;
- деформация стенки центральной левой балки 1.7601.0202.520.002 (повреждены 3 заклепки в соединении стенки и нижней полки балки);
- следы касания авиационной шины левого внешнего колеса о внутреннюю поверхность левой большой створки;
- следы потертости на авиационной шине левого внешнего колеса ПОШ.

При проверке управления поворотом колес ПОШ с места второго пилота штурвальчик управления поворотом колес в режиме «Руление» при вращении издавал скрип, а при снятии усилия не возвращался в нейтральное положение.

На основании изучения объяснительных записок членов экипажа, полетного задания и расшифровки СОК комиссия установила, что накануне, 14.02.2018 на данном ВС выполнялся полет по маршруту Кефлавик – Эверетт. Полет проходил в штатном режиме, без замечаний по работе систем ВС.

15.02.2018 предполетную подготовку экипаж прошел в полном объеме в соответствии с требованиями руководящих документов. Согласно полетному заданию, взлетный вес и центровка ВС соответствовали расчетным для выполнения данного полета. На борту ВС, кроме экипажа, находились 4 человека инженерно-технического персонала. Руление на исполнительный старт, разбег и начало взлета происходили в штатном режиме. Взлет произведен в 21:23 (здесь и далее время UTC) согласно полетному заданию. Из объяснительной записки КВС следует, что после взлета и уборки шасси на указателе СПШ-5 осталась гореть красная лампа промежуточного положения ПОШ. Лампа-кнопка уборки шасси не погасла. Ощущалась вибрация ВС. По докладу бортинженера, по стрелочным указателям положения опор шасси, расположенным на панели СКВ, все опоры были убраны. Старший инженер технической бригады спустился в грузовую кабину и через смотровое окошко увидел, что ПОШ не дождала замок убранного положения и створки открыты. О результатах осмотра он доложил командиру ВС. КВС предположил, что не сработал концевой выключатель (КВ) замка убранного положения ПОШ и принял решение повторно выпустить-убрать шасси. Ситуация повторилась, что подтверждено расшифровкой полетной информации. КВС принял решение о возврате на аэродром вылета Эверетт. Выпуск шасси, посадка и руление ВС происходили в штатном режиме.

По расшифровке полетной информации отклонений в качестве выполнения полета не зафиксировано. Значения других регистрируемых параметров за пределы допустимых не выходили.

После заруливания ВС на стоянку инженерно-техническим персоналом технической бригады, находившейся на борту, был проведен осмотр ВС с целью оценки технического состояния ВС. При осмотре органов управления поворотом колес ПОШ на месте второго пилота было обнаружено, что штурвальчик управления в режиме «Руление» при вращении издавал скрип, а при снятии усилия не возвращался в нейтральное положение. Подробный осмотр узла штурвальчика выявил, что зазор между упором и кронштейном в осевом

направлении практически отсутствует и заполнен смесью, состоящей из пыли, краски и продуктов износа материала кронштейна. ВС от полетов было отстранено до устранения неисправности и повреждений.

**Справка:** Согласно ИТЭ ВС ИЛ-76ТД, управление от штурвальных колес (на колонках управления ВС обоих пилотов) обеспечивает поворот колес ПОШ в пределах  $\pm 48^\circ$  (при рулении и буксировке). Включение системы управления колесами ПОШ заблокировано с выпуском этой опоры, что обеспечивает возможность включения системы только при выпущенном шасси.

В начальный момент уборки шасси (независимо от режима работы системы управления (СУС-76) поворотом колес ПОШ) система автоматически включается на режим управления поворотом колес в пределах  $\pm 48^\circ$ . При нейтральном положении штурвальных колес это гарантирует установку ПОШ при уборке в нейтральное положение (в помощь кулачкам, разворачивающим шток амортизатора под действием давления азота). В кинематике системы управления поворотом колес ПОШ установлен центрирующий цилиндр, который загружает усилиями до 5 кг руку пилота и возвращает штурвальчик в нейтральное положение при снятии с него нагрузки.

Комиссия установила, что после запуска двигателей активное управление ВС с предварительного старта (с курсом МК =  $39^\circ$ ) на исполнительный старт ВПП 16R (курс МК =  $162^\circ$ ) выполнялось с рабочего места 2-го пилота. Управление движением ВС осуществлялось от штурвального колеса управления поворотом колес ПОШ (режим «Руление», углы разворота  $\pm 48^\circ$ ). После окончания разворота вправо, на исполнительном старте было включено взлетно-посадочное управление колесами ПОШ от педалей (режим «Взлет-Посадка», углы разворота  $\pm 7^\circ$  от педалей РН), при этом режим «Руление» отключается. Штурвальчик управления поворотом колес ПОШ остался в крайнем правом положении. Подклинивание штурвального колеса не было обнаружено активным управляющим пилотом после выруливания на ВПП, так как на штурвальнике и кронштейне отсутствуют какие-либо метки нейтрального положения. Также отсутствует какая-либо сигнализация на приборных досках о положении штурвального колеса управления поворотом колес ПОШ.

В процессе разбега ВС по каналу записи внутрикабинных переговоров экипажа, в момент прохождения информации от штурмана: «Подъем!» фиксируется разовое прохождение речевой информации: «Управление передней

ногой - отключить!». По объяснению КВС, отключение управления разворотом колес ПОШ совпало с прохождением данной речевой информации.

В начале уборки шасси система СУС-76 автоматически переключилась на режим управления поворотом колес в пределах  $\pm 48^\circ$ , т.е. командные сельсин-датчики СД1 блоков БСД-1 управления ПОШ переключившись на  $48^\circ$ , выдали сигнал в следящие сельсин-приемники СП1 блоков БСП-1. Но так как этот сигнал рассогласования оказался не равен «нулю» (штурвальчик остался заклиненным в правом крайнем положении), то следящие сельсин-приемники СП1 блоков БСП-1 начали обработку сигнала на разворот опоры, стремясь обнулить сигнал рассогласования. В процессе дальнейшей уборки шасси ПОШ не смогла вернуться в нейтральное положение, что и привело ее к неуборке.

При осмотре штурвальчика было выявлено, что между упором (черт. № 4251-018) и кронштейном (черт. № 4251-019) отсутствует зазор. Для сравнения были осмотрены положение кронштейна и ограничительного упора на другом ВС Ил-76ТД RA-76950 - там зазор имелся.

Кронштейн (черт. № 4251-019) и упор (черт. № 4251-018) выполнены из разных материалов: кронштейн – алюминиевый, а упор – стальной. В процессе эксплуатации, при вращении штурвальчика ограничительный упор постоянно контактировал с поверхностью кронштейна и, как следствие, на поверхности кронштейна образовалась выработка, в которую попадали пыль, грязь и продукты износа материала кронштейна. Отсутствие зазора между упором и кронштейном приводит к тому, что при соответствующей затяжке винта (черт. № 3059А-6-16) крепления штурвальчика силы трения, возникающие при контакте упора и кронштейна, не позволяют пружине (усилие до 5 кг) центрирующего цилиндра вернуть штурвальчик в нейтральное положение.

Это подтверждено экспериментом.

На всем парке ВС Ил-76ТД-90ВД АК «Волга-Днепр» был произведен осмотр штурвальчиков управления поворотом колес ПОШ в режиме «Руление». Осмотр показал наличие зазора разной величины между упором и кронштейном на разных ВС.

Так как в эксплуатационно-технической документации самолета Ил-76ТД-90ВД не указана величина зазора между упором и кронштейном, для получения дополнительной информации был послан запрос в ПАО «Авиационный комплекс им. С. В. Ильюшина от 02.03.2018. Из полученного ответа от 07.03.2018 следует, что осевой зазор между упором и кронштейном должен быть не менее 3 мм, контроль которого в эксплуатации ВС не предусмотрен.



Проанализировав обстоятельства события и имеющуюся информацию, комиссия считает, что, предположительно, на заводе-изготовителе была нарушена технология сборки в процессе установки ограничительного упора и кронштейна на правом штурвале (второго пилота), осевой зазор между ограничительным упором и кронштейном был менее 3 мм, что привело к подклиниванию штурвальчика в процессе эксплуатации ВС. Дефект считать конструктивно-производственным.

**По заключению комиссии,** неуборка ПОШ произошла из-за неустановки ее в нейтральное положение после отрыва ВС при взлете, по причине подклинивания штурвальчика управления поворотом ПОШ на штурвале второго пилота в крайнем правом положении, предположительно, ввиду малого зазора (в котором скопились пыль, грязь и продукты износа материала кронштейна) между ограничительным упором и кронштейном, вследствие нарушения технологии сборки узла при выполнении бюллетеня Б-2093-БУГ на заводе-изготовителе.

#### **Недостатки, выявленные при расследовании:**

1. В РТЭ ВС Ил-76ТД и Бюллетене Б-2093-БУГ отсутствует значение величины зазора между ограничительным упором (черт. № 4251-018) и кронштейном (черт. № 4251-019).

#### **Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим составом, эксплуатирующим ВС типа Ил-76;
- на ВС типа Ил-76 производства ГАО «ТАПОиЧ» (г. Ташкент), на которых выполнен бюллетень Б-2093-БУГ, на ближайшей форме оперативного ТО выполнить разовую проверку наличия зазора между ограничительным упором (черт. № 4251-018) и кронштейном (черт. № 4251-019) штурвальчика управления поворотом ПОШ на левом и правом штурвалах пилотов (осевой зазор должен быть не менее 3 мм.);
- в РТЭ ВС типа Ил-76 производства ГАО «ТАПОиЧ» (г. Ташкент), на которых выполнен бюллетень Б-2093-БУГ, внести дополнение о том, что проверку наличия осевого зазора между ограничительным упором и кронштейном штурвальчика управления поворотом ПОШ выполнять на периодической форме технического обслуживания ВС;

- в РЛЭ ВС типа Ил-76 производства ГАО «ТАПОиЧ» (г. Ташкент) и на ВС, на которых был выполнен бюллетень Б-2093-БУГ, внести проверку положения штурвальчика управления поворотом ПОШ в нейтральном положении перед взлетом.

## **Ан-24**

**23.06.2017** на самолете Ан-24РВ RA-47805 АК «ИрАэро» при выполнении рейса Кызыл – Иркутск, в горизонтальном полете, на эшелоне 170 (5200 м), на удалении ~240 км от Иркутска сработал светосигнализатор «Стружка в двигателе» левой СУ с падением давления масла ниже 3 кгс/см<sup>2</sup>. Экипаж выключил левый двигатель и произвел благополучную посадку в а/п Иркутск.

При выполнении на отказавшем двигателе работ по поиску неисправности было обнаружено наличие стружки на фильтре регулятора оборотов, фильтре лобового картера, маслофильтре в магистрали откачки масла от средней и задней опор ротора двигателя, на магнитах ТСС, что свидетельствовало о начале внутреннего разрушения двигателя.

Авиакомпанией принято решение отправить неисправный двигатель АИ-24 в ремонт с проведением исследования для определения характера и причины внутреннего разрушения.

### **Установлено:**

Предполетная подготовка экипажа и ВС к полету были проведены в полном объеме. Полетный вес и центровка ВС не выходили за установленные пределы эксплуатационных ограничений.

От момента взлета до момента возникновения особой ситуации полет проходил в штатном режиме, отклонения параметров работы двигателей не наблюдалось.

На удалении от Иркутска 240 км, на высоте 5200 м сработал светосигнализатор левого двигателя «Стружка в двигателе» с последующим падением давления масла ниже 3 кгс/см<sup>2</sup>.

Согласно РЛЭ ВС Ан-24, экипаж через 43 с после возникновения особой ситуации выключил левый двигатель и продолжил полет до аэропорта назначения на одном двигателе, произвел благополучную посадку с закрылками, выпущенными на 30°. Перегрузка при посадке составила  $N_y = 1,45$  ед.

Действия экипажа в сложившейся особой ситуации квалифицируются как правильные.

Поиск и устранение неисправности выполнены в соответствии с Инструкцией по ТЭ двигателя АИ-24 2 серии (изд. Технолог-2004) и Каталогом схем поиска и устранения неисправностей, Самолет Ан-24, Книга 1» (рис. 47, рис. 48).

Анализируя результаты проведенных работ, комиссия считает, что возникновение и развитие особой ситуации произошло из-за попадания стальной стружки на магниты термостружкосигнализаторов, о чем свидетельствует непогасание лампочки «Стружка в двигателе» после останова левого двигателя и наличие стальной стружки на его магнитах ТСС.

Исследование двигателя произведено в ОАО «РГЗА № 412».

**По результатам проведенного исследования и заключению комиссии,** причиной выключения экипажем левого двигателя в полете явилось проявление изменений его заданных параметров в формате срабатывания сигнализации «Стружка в двигателе» вместе с уменьшением давления масла ниже установленной величины.

Срабатывание сигнализации и уменьшение давления масла произошло из-за разрушения подшипника узла задней опоры вала винта.

Предполагаемой причиной разрушения подшипника могла стать недостаточная надежность узла задней опоры вала винта в сочетании с использованием маслосмеси, имеющей повышенную вязкость.

#### **Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причины инцидента изучить с летным и инженерно-техническим персоналом, эксплуатирующим ВС типа Ан-24(26);
- авиапредприятиям, эксплуатирующим ВС типа Ан-24(26), рассмотреть данное событие в рамках собственной СУБП.

**04.12.2017** на самолете Ан-24РВ RA-46510 АК «Якутия» при выполнении рейса Маган – Ленск, в процессе руления на исполнительный старт произошел отказ управления передней опорой шасси (ПОШ) от штурвальчика. КВС принял решение о возвращении на стоянку и благополучно зарулил на место стоянки при раздельном торможении колес правой и левой опор шасси. В бортжурнале

самолета экипажем произведена запись: «При рулении произошел отказ управления передней стойкой шасси».

При выполнении на ВС работ по поиску и устранению неисправности, при переводе переключателя выбора управления ПОШ в положение «Руление» и «Взлет-посадка» прослушивался кратковременный звук перетекания (шипения) гидрожидкости, что свидетельствовало о наличии внутренней негерметичности в агрегатах гидросистемы управления ПОШ.

При проверке работоспособности системы поворота колес ПОШ было выявлено несоответствие времени перекладки (поворота) ПОШ из одного крайнего положения в другое при положениях переключателя выбора управления в режимах «Руление» и «Взлет-посадка».

После замены электромагнитного крана КЭ5 работоспособность системы поворота колес ПОШ соответствовала ТУ.

При проведении проверки снятого электромагнитного крана КЭ5 в лаборатории на соответствие НТП была выявлена негерметичность клапана при подаче напряжения 27 В на электромагнит клапана КЭ5 (рабочее состояние).

**Справка:** Электромагнитный кран КЭ5 установлен в отсеке ПОШ и предназначен для разобщения полостей рулевого цилиндра при включении рулежного или взлетно-посадочного режимов управления. При обесточенном кране КЭ5 полости рулевого цилиндра сообщены между собой, колеса ПОШ работают в режиме самоориентирования.

Для включения рулежного режима управления необходимо переключатель «Поворот колес» перевести в положение «Руление». При этом:

- подается питание на электромагнит рулежного управления крана ГА-163/16, и жидкость под давлением подается к каналу рулежного управления краном РГ-8/А;
- подается питание на электромагнит крана КЭ5, и канал демпфирования перекрывается;
- загорается зеленая сигнальная лампа сигнализации выключения рулежного режима управления.

При негерметичности клапана КЭ5 канал демпфирования не перекрывается полностью и давление гидрожидкости недостаточно для поворота ПОШ.

Данный агрегат КЭ5 является ресурсным компонентом и имеет межремонтный ресурс 5000 ч или 5 лет. При проверке паспорта изделия было выявлено, что КЭ5 был выпущен 13.12.1988, находился на хранении и был расконсервирован 05.10.2015. Ремонтной организацией ЗАО АК «Ангара» 05.10.2015 был сделан капитальный ремонт данного агрегата и выдан гарантийный ресурс 3500 ч или 1 год (смотря, что наступит раньше). Отказ КЭ5 произошел при наработке 1916 ч и 2 года 1 месяц 24 дня, что не выходит за пределы межремонтного ресурса.

**По заключению комиссии,** причиной отказа системы управления колесами ПОШ явилось нарушение внутренней герметичности электромагнитного крана КЭ5.

**Недостатки, выявленные при расследовании:**

1. В АД-СЫЛ437-АН-24 (040723 УЕММЗТБЗ), поданной диспетчером ГОПВД Маганского отделения филиала «Аэронавигация Северо-Восточной Сибири» ФГУП «Госкорпорация по организации воздушного движения в Российской Федерации», содержится некорректная информация: «РМК/возврат с исполнительного старта по причине неисправности передней стойки шасси ДОФ/171204» (фактически ВС находилось еще в стадии руления на исполнительный старт).

**Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим составом, эксплуатирующим ВС типа Ан-24(26);
- материалы расследования данного инцидента довести до ЗАО АК «Ангара» (исполнителя крайнего ремонта электромагнитного крана КЭ5);
- довести до персонала ОрВД ФГУП «Госкорпорация по организации воздушного движения в Российской Федерации» информацию о некорректной подаче АД-СЫЛ437-АН-24 (040723 УЕММЗТБЗ) диспетчером ГОПВД Маганского отделения филиала «Аэронавигация Северо-Восточной Сибири» о возврате ВС Ан-24РВ RA-46510 АК «Якутия» в а/п Маган 04.12.2017 с исполнительного старта по причине неисправности передней стойки шасси (фактически данное ВС находилось еще в стадии руления на исполнительный старт).

**Боинг 737**

**26.01.2018** экипаж самолета Боинг 737-500 VP-BQI АК «Нордавиа-РА» при выполнении рейса Домодедово – Архангельск, при взлете, после отрыва самолета от ВПП, в процессе набора высоты, при попытке установить рукоятку управления шасси из положения «DOWN» (выпуск) в положение «UP» (уборка) не смог переместить ручку. В результате шасси осталось в выпущенном положении «DOWN», зеленые лампы выпущенного положения опор шасси продолжали гореть, красные светосигнализаторы их промежуточного положения не загорались. КВС принял решение произвести посадку на аэродроме вылета. Заход на посадку и посадка выполнены в штатном режиме.

**Установлено:**

При подготовке ВС к полету, в процессе технического обслуживания и предполетной подготовки замечаний по системе выпуска и уборки шасси, а также по системе блокировки рычага управления выпуском и уборкой шасси не было. Самолет был исправен, что подтверждается пояснительными записками членов экипажа и расшифровкой полетной информации при выполнении предыдущего рейса Архангельск – Домодедово 21.01.2018.

В 07:50 (здесь и далее время UTC) экипаж приступил к взлету с ВПП 14L с взлетной массой ВС 46,26 т. Активное пилотирование выполнял КВС.

В 07:50:41 произошел отрыв ВС от ВПП. По команде пилотирующего пилота: *«Шасси убрать»* 2-й пилот приступил к переводу рычага управления шасси (Landing Gear Control Lever) из положения выпуск «DOWN» в положение уборка «UP». Попытка переместить рычаг в положение «UP» не удалась, он переместился только до положения «OFF». Зеленые светосигнализаторы выпущенного положения опор шасси продолжали гореть, а красные светосигнализаторы промежуточного положения опор шасси не загорались. При достижении высоты 2384 фута в 07:51:42 экипаж приступил к уборке закрылков. После полной уборки закрылков звучала сигнализация Cabin Altitude/Configuration Warning Horn (Система звуковой сигнализации положения механизации ВС на взлете) и горела визуальная сигнализация TAKEOFF CONFIG light (Система визуальной сигнализации положения механизации ВС на взлете). На основании этого экипажем была выполнена аварийная карта проверок (NNC), касающаяся «Failure of the air/ground system» (Отказ системы «земля/воздух»).

Экипаж выполнил действия в соответствии с требованиями, указанными в р. 14.16 «Landing Gear Lever Will Not Move Up After Takeoff» (Рычаг положения

шасси не может быть перемещен в положение «Убрано» после взлета) п. 8 QRH в полном объеме, что подтверждается расшифровкой СПИ и опросом экипажа. При отключении АЗС сигнализации шасси («Landing Gear Air/Gnd Relay and Lights circuit breaker») (Реле системы «земля/воздух» и предохранитель световой сигнализации положения шасси) звуковая сигнализация отключилась и погасли зеленые светосигнализаторы выпущенного положения опор шасси, что подтверждается отсутствием разовых команд «Шасси передняя, левая, правая выпущены» на графиках расшифровки СОК. Экипаж, определив неисправность системы Air/Ground System (земля/воздух), в соответствии с требованиями, изложенными в п. 14.16 «Landing Gear Lever Will Not Move Up After Takeoff» п. 8 QRH, принял решение произвести посадку на аэродроме вылета, о чем доложил диспетчеру ОБД. Фактическая посадочная масса ВС 45,02 т и метеоусловия позволяли выполнить посадку в аэропорту вылета, который одновременно являлся ближайшим аэродромом.

При заходе на посадку экипаж включил АЗС сигнализации шасси, после чего зеленые светосигнализаторы выпущенного положения шасси загорелись, что подтверждается появлением разовых команд «Шасси передняя, левая, правая выпущены» на графике расшифровки СОК. Заход на посадку и посадка выполнены в штатном режиме в соответствии с SOP (технология работы экипажа), РПП АК «Нордавиа-РА» без отклонений. Действия экипажа признаны своевременными и правильными. В а/п Домодедово был выполнен комплекс работ по поиску и устранению неисправности, в ходе которого комиссия определила, что причиной неуборки шасси явилась блокировка рычага управления шасси (невозможность перемещения его в положение «UP») из-за неисправности соленоида блокировки перемещения рычага выпуска/уборки шасси (LEVER LOCK SOLENOID) в положение «Убрано» системы земля/воздух. Нарботка соленоида такая же, как у самолета – 63022 ч. Данный компонент работал в условиях нормальной эксплуатации, является нересурсным, меняется по состоянию, либо по отказам. Ранее на данном ВС отказы соленоида блокировки перемещения рычага выпуска/уборки шасси системы земля/воздух не проявлялись.

**По заключению комиссии,** причиной инцидента явилась неуборка шасси из-за блокировки рычага управления шасси (невозможность перемещения его в положение «Убрано») вследствие неисправности соленоида блокировки перемещения рычага выпуска/уборки шасси в положение «Убрано» системы «земля/воздух».

**Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим персоналом, эксплуатирующим ВС типа Боинг 737;
- руководителю летного комплекса АК «Нордавиа-РА» организовать проведение занятия с летным, инструкторским составом АЭ № 1 на тему: «Действия экипажа в случае невозможности перемещения рычага управления шасси на уборку после взлета»;
- Техническому директору АК «Нордавиа-РА» организовать проведение внеплановой проверки исправности соленоида блокировки перемещения рычага выпуска/уборки шасси (LEVER LOCK SOLENOID) на всем парке ВС Боинг 737 АК «Нордавиа-РА».

**03.01.2018** на самолете Боинг 737-800 VQ-BRR АК «Глобус» при выполнении рейса Домодедово – Дюссельдорф, после взлета, в процессе уборки шасси красное табло о неубранном положении передней опоры шасси (ПОШ) продолжало гореть. КВС принял решение об уходе в зону ожидания для выработки топлива и последующем возврате в аэропорт вылета.

В зоне ожидания экипаж выполнил процедуры, рекомендованные QRH. После перевода рукоятки управления шасси в положение «Выключено» (OFF) ПОШ самопроизвольно перешла в выпущенное положение.

После выработки топлива и выпуска основных опор шасси экипаж благополучно произвел посадку в аэропорту вылета.

В бортовом журнале ВС экипажем произведена запись: «After Take Off Nose Gear Red Light Comes ON in UP Position. In OFF Position was noise from Nose Gear» (После взлета включилось красное табло транзитного положения передней стойки шасси, рукоятка управления шасси в положении «Убрано». Посторонний шум от передней стойки шасси после перевода рукоятки управления шасси в положение «Выключено»).

**Установлено:**

Как следует из расшифровки СПИ, после перевода рукоятки управления шасси в положение «Убрано» на высоте 12 футов, при скорости 150 узлов произошло включение красных табло транзитного положения основных опор шасси и последующее их выключение после установки опор на замки убранного положения. Красное табло транзитного положения ПОШ осталось включенным, что свидетельствовало о непостановке этой опоры на замок убранного



положения и рассогласовании сигналов от сенсоров А (S846) и В (S854) убранного положения на замке ПОШ с сигналами от аналогичных сенсоров положения основных опор шасси.

На месте стоянки ВС при выполнении осмотра ПОШ и ее ниши было выявлено полное обжатие амортистойки без следов подтекания гидрожидкости.

В результате изучения истории техобслуживания ПОШ на данном ВС было установлено, что полное техобслуживание с заправкой гидрожидкостью и зарядкой азотом было произведено 22.04.2016 в соответствии с Boeing Task Card № 32-070-00-01 при наработке ВС СНЭ 2447 ч, 827 посадок. Интервал обслуживания по указанной карте 3000 посадок. Нарботка ВС СНЭ на момент события составила 11297 ч, 3348 посадок, остаток до планового техобслуживания ПОШ составил 479 посадок. За период с последнего техобслуживания до произошедшего 03.01.2018 авиасобытия замечаний от экипажа по ПОШ не было, дозарядка амортизатора ПОШ азотом производилась лишь однажды - 05.12.2016.

По проблеме неуборки опоры и потере давления азота в амортизаторе ПОШ был направлен запрос в фирму Boeing и получен ответ, в котором указано, что случаи потери давления в амортизаторе ПОШ ранее имели место, о чем Операторы (эксплуатанты ВС) информировали фирму Boeing. Правильно заряженная амортистойка ПОШ при уборке в нишу шасси находится в полностью разжатом состоянии под давлением азота. При отсутствии давления азота амортистойка под весом внутреннего цилиндра и колес частично сжимается и ее выпуск сопровождается нехарактерным шумом, отмеченным экипажем и связанным с разжатием амортистойки при отсутствии демпфирования. Падение давления азота в амортистойке производитель связывает с недостаточной эластичностью уплотнений его внутреннего цилиндра в зимнее время. Также потеря давления возможна в связи с образованием тонкого слоя льда на зеркале штока внутреннего цилиндра, воздействие которого на нижние уплотнения приводит к нарушению герметичности внутренней полости амортизатора опоры.

Принимая во внимание, что накануне на самолете выполнялся рейс в Якутск, потеря давления азота через уплотнения амортизатора ПОШ реальна.

После заправки амортизатора ПОШ гидрожидкостью и зарядки азотом была выполнена проверка работоспособности системы уборки/выпуска ПОШ (10 циклов). В один из циклов опоры не встала на замок убранного положения и при переводе рукоятки управления шасси из положения «Убрано» в положение «Выключено» (OFF) произошел самопроизвольный выпуск опоры с включением красного транзитного табло.

Поиск неисправности был выполнен в соответствии с Руководством по поиску и устранению неисправностей производителя и определена неисправность гидроцилиндра замка убранного положения ПОШ. Была произведена замена и тестирование гидроцилиндра замка убранного положения.

**Справка:** Гидроцилиндр был установлен на ВС Боинг 737-800 VQ-BRR при производстве, в эксплуатации не менялся, наработал (СНЭ) 11297 ч, 3348 посадок, эксплуатировался по состоянию, восстановительному ремонту не подлежит.

После выполнения комплекса работ по поиску и устранению неисправностей ВС было допущено к дальнейшей эксплуатации без ограничений (Технического акт от 04.01.2018).

**По заключению комиссии,** причиной непостановки ПОШ на замок убранного положения явился отказ гидроцилиндра замка убранного положения данной опоры шасси.

**Рекомендация комиссии:**

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим составом, эксплуатирующим ВС типа Боинг 737.

**06.03.2018** на самолете Боинг 737-300 EW-404РА АК «Белавиа» Республики Беларусь при выполнении рейса Минск – Пулково, в процессе разбега, на скорости более 80 kt, после достижения скорости  $V_1$  сработала сигнализация «MASTER CAUTION» и индикация «HYD», на верхней панели управления гидравликой «HYD PUMPS B Eng 2» высветилось табло «LOW PRESSURE». Взлет был продолжен. После уборки шасси экипаж выключил/включил сигнализацию «MASTER CAUTION». В процессе первоначального набора высоты снова сработала сигнализация «MASTER CAUTION» с индикацией «FLT CONT» и «HYD», при этом уровень гидрожидкости в баке системы «В» составил 5-7% по указателю.

Экипаж выполнил процедуры QRH и принял решение о возврате на аэродром вылета.

При выполнении визуального осмотра ВС после посадки были обнаружены подтеки гидравлической жидкости на обшивке фюзеляжа (в районе технического отсека стабилизатора).

При визуальном осмотре технического отсека стабилизатора комиссия выявила большое количество гидравлической жидкости на внутренней обшивке и в районе модуля изолирующих клапанов ручного управления.

В ходе проверки герметичности модуля изолирующих клапанов ручного управления (Manual Isolation Valves) при наличии давления в гидравлической системе «В» наблюдалась обильная течь жидкости по штоку привода клапана № 5 «RUDDER PCU/YAW DAMPER (SYSTEM B)».

**Примечание:** Клапан № 5 модуля изолирующих клапанов ручного управления установлен на самолет производителем, его наработка на момент отказа составила 64001 ч.

*Модуль изолирующих клапанов ручного управления (65-44990-5) предназначен для изолирования гидравлических линий гидравлических приводов руля высоты, чувствительного компьютера руля высоты, гидравлического привода руля направления и демпфера рыскания (с целью выполнения тестов по расходу гидравлической жидкости и герметичности на земле).*

*На модуле установлено 6 изолирующих клапанов: 3 в гидравлической системе «А» и 3 в гидравлической системе «В».*

Была выполнена замена клапана № 5 в модуле изолирующих клапанов ручного управления.

**Установлено:**

В 09:38 (здесь и далее время UTC) экипаж произвел взлет с ВПП 13 аэродрома Минск 2. Активное пилотирование (Pilot Flying) выполнял второй пилот.

По материалам расшифровки СОК, в процессе разбега, через 16 с, на скорости 88 узлов (расчетная скорость  $V_1$  для данных условий равна 80 узлов) на козырьке приборной панели P7 загорелось табло «MASTER CAUTION» и сигнальная лампа «HYD». Еще через 2 с загорелось оранжевое табло «Eng 2 Low Pressure» на панели управления гидравликой (панель P5).

Вследствие утечки уровень жидкости в баке гидравлической системы «В» уменьшился ниже уровня трубопровода забора жидкости для насоса двигателя № 2, и жидкость перестала поступать к насосу.

**Примечание:** Оранжевое табло «Eng 2 Low Pressure» загорается при падении давления в линии после гидравлического насоса двигателя № 2 ниже 1500 psi (нормальное давление 2800-3200 psi).

Экипаж выключил гидравлический насос двигателя № 2, сбросил сигнализацию «MASTER CAUTION», продолжил взлет и убрал шасси. Через 1 мин 8 с с начала разбега загорелось оранжевое табло «Elec 1 Low Pressure» на панели управления гидравликой (панель P5).

***Примечание:** Оранжевое табло «Elec 1 Low Pressure» загорается при падении давления в линии после электроприводного насоса гидравлической системы «В» ниже 1500 psi (нормальное давление 2800-3200 psi).*

Разница по времени в загорании табло «Eng 2 Low Pressure» и табло «Elec 1 Low Pressure» объясняется тем, что трубопровод забора жидкости из бака для двигательного насоса расположен на более высоком уровне в баке. Вследствие этого при уменьшении уровня жидкости в баке, первым испытывает масляное голодание двигательный гидравлический насос и табло «Eng 2 Low Pressure» загорается первым.

В процессе набора высоты экипаж обнаружил падение уровня жидкости в баке гидравлической системы «В» по уровнемеру на вторичном дисплее панели P2.

Через 4 с после загорания табло «Elec 1 Low Pressure» погасло, а через 8 с загорелись табло «MASTER CAUTION» и «Elec 1 Low Pressure».

Срабатывание и выключение табло «MASTER CAUTION» происходило в дальнейшем пять раз, а табло «Elec 1 Low Pressure» три раза, что объясняется колебанием уровня гидравлической жидкости в баке при эволюциях самолета, при которых насос периодически захватывал жидкость.

Через 3 мин 34 с с начала разбега самолета табло «Elec 1 Low Pressure» загорелось в очередной раз и больше не гасло до конца полета, что свидетельствует о выключении экипажем электроприводного насоса № 1.

Экипаж запросил у диспетчера круга зону ожидания и выполнил процедуры в соответствии с QRH «Loss of system B».

После выполнения процедуры QRH экипаж принял обоснованное решение о возвращении на а/д вылета.

Выпуск закрылков для захода на посадку выполнялся от альтернативной электрической системы. Заход на посадку, выпуск шасси и посадка в 10:03 произведены благополучно.

**По заключению комиссии,** причиной инцидента явилась течь гидравлической жидкости по штоку привода клапана № 5 «RUDDER PCU/YAW

DAMPER (SYSTEM B)» модуля изолирующих клапанов ручного управления, приведшая к полной потере жидкости из бака гидравлической системы «В». Течь жидкости произошла по причине потери эластичности уплотнений на штоке клапана вследствие его длительной эксплуатации.

**Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причину инцидента изучить с летным и инженерно-техническим персоналом, эксплуатирующим ВС типа Боинг 737;
- в авиапредприятиях в срок до 06.06.2018 организовать разовую проверку герметичности модуля изолирующих клапанов ручного управления (Manual Isolation valves Module) на собственном парке эксплуатируемых ВС типа Боинг 737.

**EMB-170**

**14.12.2017** на самолете EMB-170 VQ-BYE ПАО АК «Сибирь» при выполнении рейса Стригино (г. Нижний Новгород) – Домодедово, при заходе на посадку, после выпуска шасси сработала сигнализация EICAS «LG LEVER DISAG» (несоответствие заданного положения шасси фактическому). Экипаж прекратил заход на посадку, запросил векторение у диспетчера для полета в зону ожидания и после выполнения действий в соответствии с QRH приступил к выполнению процедуры «PARTIAL OR GEAR UP LANDING» (Посадка с частично выпущенными шасси или без шасси).

Перед посадкой экипаж запросил у диспетчера «проход над ВПП» для того, чтобы убедиться в фактическом положении опор шасси. По информации от диспетчера шасси было выпущено. Экипаж в создавшихся условиях не мог определить установку левой опоры шасси на замок выпущенного положения.

КВС вызвал старшего бортпроводника и дал команду подготовить салон и пассажиров к аварийной посадке. Бортпроводниками дополнительно был проведен инструктаж пассажиров об особенностях посадки в аварийной ситуации. Через две минуты КВС по громкой связи объявил: «Cabin crew and passenger remain seated» («Кабинный экипаж и пассажиры оставайтесь на своих местах»).

Опоры шасси после посадки ВС остались в выпущенном положении и не сложились, так как в системе уборки/выпуска шасси давление соответствовало норме, что подтверждается СОК. Выполнение действий при аварийной посадке не потребовалось. Экипаж самостоятельно освободил ВПП

по РД. После заруливания ВС на стоянку КВС сделал запись о неисправности в TLB (бортовой журнал), проинформировал о случившемся ЦУП авиакомпании и инспекцию по безопасности полетов а/п Домодедово.

Комиссия считает действия экипажа правильными.

Согласно записи в бортовом журнале «L/G LEVER DISAGREE» и «BRK L/H FAULT» (Рассогласование между положением шасси и положением рукоятки уборки/выпуска и Отказ тормозной системы колес на левой стойке) и данных СОК, на ВС были выполнены работы по поиску неисправности в системе уборки и выпуска шасси и тормозной системе, в ходе которых были обнаружены:

- обрыв электрожгута (harness) тахометра колеса на левой опоре шасси;
- деформация электрожгута (harness) датчика «земля-воздух»;
- деформация мишени (TARGET) сенсора замка выпущенного положения левой опоры шасси.

В процессе выпуска шасси, произошло зацепление электрожгутов установочной мишенью (TARGET) вследствие нарушения геометрии (провисания) электрожгутов, что привело к деформации мишени (TARGET) сенсора замка выпущенного положения левой опоры шасси, обрыву электрожгута тахометра колеса левой опоры шасси и деформации электрожгута датчика «земля-воздух». Совокупность описанных повреждений на ВС привела к невозможности установки левой опоры шасси на замок выпущенного положения и отказу системы торможения колес левой опоры шасси.

До наступления данного события никакие работы в нише шасси ВС не проводились.

Анализ документации производителя ВС выявил, что фирма EMBRAER знакома с данной проблемой на флоте ВС типа EMB-170. В частности, по данной проблеме ею было выпущено 2 сервисных бюллетеня SB 170-32-0038 и 170-32-0043.

Согласно бюллетеню SB 170-32-0038, комиссия определила, что причиной отказа системы выпуска шасси является неправильная установка электрожгутов на левой опоре шасси. Дальнейшее расследование показало, что существует возможность зацепления электрожгута тахометра и электрожгута датчика «земля-воздух» мишенью (TARGET) сенсора замка выпущенного положения.

Согласно данному бюллетеню требуется убедиться в правильной маршрутизации электрожгута тахометра и электрожгута датчика земля-воздух и, как следствие, обеспечить правильную работоспособность системы уборки и выпуска шасси.

Согласно бюллетеню SB 170-32-0043, предполагается установить новый защитный жгут (экран) для электрожгута тахометра и электрожгута датчика земля-воздух, а также переустановить данные электрожгуты в соответствие с новой конфигурацией. Выполнение этого SB 170-32-0043 позволит принципиально избежать возможности взаимодействия мишени (TARGET) сенсора замка выпущенного положения с электрожгутом тахометра и датчиком «земля-воздух».

Комиссия пришла к выводу, что причиной инцидента явилось нарушение геометрии (провисание) электрожгутов в процессе нормальной эксплуатации ВС.

Причиной появления сообщения о рассогласовании положения шасси и положения ручки уборки/выпуска шасси, а также индикация отказа в тормозной системе колес левой опоры шасси явились:

- обрыв электрожгута тахометра левого колеса;
- деформации мишени (TARGET) сенсора на подкосе левой опоры шасси во время движения этой опоры на выпуск.

Согласно сопроводительному письму производителя ВС от 25.03.2008 и бюллетеня SB 170-32-0038, при нарушении геометрии (провисании) электрожгутов (harness) датчика «земля-воздух» и тахометра левого колеса шасси может произойти зацепление данных электрожгутов мишенью (TARGET) сенсора и их повреждение.

Производителем ВС подтверждено, что это КПН и рекомендовано выполнение бюллетеней SB 170-32-0043 и SB 170-32-0038 с целью недопущения данных отказов при дальнейшей эксплуатации ВС типа EMB-170.

**По заключению комиссии,** причиной инцидента явилась неустановка левой опоры шасси на замок выпущенного положения из-за деформации мишени (TARGET) сенсора замка выпущенного положения на подкосе левой опоры шасси во время движения опоры на выпуск, о чем сработала сигнализация EICAS «LG LEVER DISAG» (несоответствие заданного положения шасси фактическому).

Деформация мишени (TARGET) сенсора произошла в результате его зацепления за электрожгут (harness) тахометра левого колеса и электрожгут (harness) датчика «земля-воздух».

**Рекомендации комиссии:**

- обстоятельства и причины инцидента изучить с летным и инженерно-техническим персоналом, эксплуатирующим ВС типа EMB-170;
- ДТЭ ВС ПАО АК «Сибирь» проинформировать завод-изготовитель ВС (фирму «EMBRAER») о произошедшем событии;
- ПАО АК «Сибирь»:
  - выполнить бюллетень SB 170-32-0038 на собственном парке ВС типа EMB-170;
  - рассмотреть целесообразность выполнения бюллетеня SB 170-32-0043 на собственном парке ВС типа EMB-170.

**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. 3453