

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА И КОММУНИКАЦИЙ
РЕСПУБЛИКИ БЕЛАРУСЬ**

КОМИССИЯ ПО РАССЛЕДОВАНИЮ АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ

ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ ОТЧЕТ
по результатам расследования авиационного происшествия
с вертолетом HUGHES 369 HS D-HDWM гражданина Германии
8 августа 2010 г. на аэродроме Боровая (ДОСААФ)
Минского района, Минской области
(Республика Беларусь)

МИНСК – 2010

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Список сокращений, использовавшихся в данном отчете	- 3
Окончательный отчет по результатам расследования авиационного происшествия	- 4
Общие сведения	- 5
1. Фактическая информация	- 6
1.1. История полета	- 6
1.2. Телесные повреждения	- 6
1.3. Повреждения воздушного судна	- 7
1.4. Прочие повреждения	- 7
1.5. Сведения о личном составе	- 7
1.6. Сведения о воздушном судне	- 7
1.7. Метеорологическая информация	- 8
1.8. Навигационные средства	- 10
1.9. Связь	- 10
1.10. Сведения об аэродроме	- 10
1.11. Бортовые самописцы	- 10
1.12. Сведения об обломках и ударе	- 10
1.13. Медицинские и патологические сведения	- 12
1.14. Пожар	- 13
1.15. Факторы выживания	- 13
1.16. Испытания и исследования	- 13
1.17. Информация об организациях и административной деятельности	- 13
1.18. Дополнительная информация	- 14
1.19. Полезные или эффективные методы исследования	- 14
2. Анализ	- 14
2.1. Версия «Неисправность авиационной техники»	- 17
2.2. Версия «Потеря работоспособности пилота»	- 28
2.3. Версия «Воздействие метеорологических условий»	- 30
2.4. Версия «Ошибка в технике пилотирования»	- 31
3. Заключение	- 33
4. Рекомендации по обеспечению безопасности полетов	- 33

СПИСОК сокращений, использовавшихся в данном отчете

АДП	- авиационный диспетчерский пункт
БАНО	- бортовые аэронавигационные огни
ВВС и войска ПВО	- Военно-воздушные Силы и войска противовоздушной обороны
ВД	- восточная долгота
ВПП	- взлетно-посадочная полоса
ВС	- воздушное судно
ГРП	- группа руководства полетами
ДОСААФ	- республиканское государственно-общественное объединение «Добровольное общество содействия армии, авиации и флоту Республики Беларусь»
КВС	- командир воздушного судна
НВ	- несущий винт
МДП	- местный диспетчерский пункт
МРЛ	- метеорологический радиолокатор
РВ	- рулевой винт
РЛЭ	- руководство по летной эксплуатации
РП	- руководитель полетами
СНГ	- Союз Независимых Государств
СШ	- северная широта
ТО	- техническое обслуживание
ЦАК	- учебно-спортивное учреждение «Центральный аэроклуб имени С.И. Грицевца»
ЦМБ	- Центральное метеорологическое бюро
Нобл	- высота нижней границы облаков
UTC	- скоординированное всемирное время

**КОМИССИЯ ПО РАССЛЕДОВАНИЮ АВИАЦИОННОГО
ПРОИСШЕСТВИЯ МИНИСТЕРСТВА ТРАНСПОРТА И
КОММУНИКАЦИЙ РЕСПУБЛИКИ БЕЛАРУСЬ**

**ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ ОТЧЕТ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РАССЛЕДОВАНИЯ
АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ**

Вид авиационного происшествия	Катастрофа
Тип ВС	Вертолет HUGHES 369 HS
Собственник	Частное лицо – гражданин Федеративной Республики Германии
Эксплуатант	Частное лицо – гражданин Федеративной Республики Германии
Государственная принадлежность	Федеративная Республика Германии
Государственный и регистрационный опознавательный знак	D-HDWM
Место происшествия	Аэродром Боровая (ДОСААФ), 2 км северо-восточнее г. Минска, с координатами: 53 гр 57 мин 53 сек СШ 27 гр 39 мин 04 сек ВД
Дата и время происшествия	8 августа 2010 г., в 15 час 47 мин 38 сек местного времени (12 час 47 мин 38 сек UTC)

В соответствии со Стандартами и Рекомендациями Международной организации гражданской авиации данный отчет выпущен с единственной целью предотвращения авиационных происшествий.

Расследование, проведенное в рамках настоящего отчета, не предполагает установления доли чьей-либо вины или ответственности.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

8 августа 2010 г., в 12 часов 47 минут 38 секунд (здесь и далее время UTC), днем в простых метеоусловиях, при выполнении полета на аэродроме Боровая (ЦАК ДОСААФ) произошло авиационное происшествие – катастрофа вертолета HUGHES 369 HS D-HDWM под управлением гражданина Федеративной Республики Германии (далее – ФРГ), 1936 года рождения, которому и принадлежал вертолет.

Вертолет столкнулся с землей в пределах летного поля аэродрома Боровая (**Рис.1,2**). Пилот погиб.



Рис.1. Район авиационной катастрофы



Рис.2. Место падения вертолета

Расследование катастрофы проведено комиссией Министерства транспорта и коммуникаций Республики Беларусь (далее – Минтранс).

Уведомления об авиационном происшествии были направлены в установленном порядке в Минтранс, Межгосударственный авиационный комитет, а также в органы расследования авиационных происшествий гражданской авиации Соединенных Штатов Америки (государство-разработчик и изготовитель ВС) и Федеративной Республики Германия (государство регистрации ВС).

О событии были проинформированы авиационные организации гражданской авиации Республики Беларусь.

Сроки проведения расследования:

начало расследования

09.08.2010;

окончание расследования

08.10.2010.

1. ФАКТИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 История полета

В период 6-8 августа 2010 г. на аэродроме Боровая (ДОСААФ) проводились международные соревнования по вертолетному спорту «Открытый Кубок СНГ-2010», с участием команд из Великобритании, Республики Беларусь, Российской Федерации и Федеративной Республики Германия. По завершении программы соревнований, по заявке команды Федеративной Республики Германия (далее – ФРГ), пилотом вертолета HUGHES 369 HS выполнялся показательный пилотаж, при выполнении которого вертолет столкнулся с землей, пилот погиб (**Фото 1,2**).



Фото 1. Место катастрофы (вид сзади)



Фото 2. Место катастрофы (вид спереди)

Авиационное происшествие произошло днем при метеоусловиях: безоблачно; видимость более 10 км; ветер неустойчивый 2-3 м/сек; температура наружного воздуха около 30°C. Превышение места падения вертолета 236,7 м.

1.2 Телесные повреждения

Телесные повреждения	Экипаж	Пассажиры	Прочие лица
Со смертельным исходом	1	0	0
Серьезные	0	0	0
Незначительные/отсутствуют	0/0	0/0	0/0

1.3 Повреждения воздушного судна

В результате столкновения с землей воздушное судно разрушено и частично сгорело.

1.4 Прочие повреждения

Повреждения, причиненные другим объектам, отсутствуют.

1.5 Сведения о личном составе:

а) Информация о членах летного экипажа.

Пилот	Пол – мужской
Дата рождения	19.01.1936
Класс	Пилот-любитель
Летное свидетельство пилота	Свидетельство пилота вертолета впервые получил в ФРГ
Общий налет часов	5100 часов
Налет за 2010 год	80 часов, из них по программе соревнований – 20 часов
Допуск техническому обслуживанию	Допущен к оперативному техническому обслуживанию вертолета HUGHES 369 HS
Медицинское заключение о годности к полетам	Медицинский сертификат от 08.10.2009, срок действия – до 07.10.2010
Допущен к полетам	По правилам визуальных полетов
Дата последней летной проверки	12.12.2009 на вертолете HUGHES 369 HS
Предварительная подготовка к полетам	06.08.2010 на аэродроме Боровая
Предполетная подготовка	08.08.2010 на аэродроме Боровая
Медицинский контроль	08.08.2010 на аэродроме Боровая
Налет за последние трое суток	01 час 17 мин на аэродроме Боровая

б) Данные о квалификации и опыте работы других членов экипажа

Данные не приводятся по причине отсутствия других членов экипажа, кроме перечисленных выше.

1.6 Сведения о воздушном судне

Тип ВС	Вертолет HUGHES 369 HS
Государственный регистрационный опознавательный знак	D-HDWM
Свидетельство о госуд. регистрации	№ 11310, выдано 18.02.1991
Завод-изготовитель и дата выпуска	Hughes Helicopters, Culver City, California USA, 1973 г.
Заводской номер	730498 S
Собственник	Частное лицо
Сертификат летной годности	Выдан Hahn Helicopter Sales & Service GmbH, срок действия до 28.05.2011.
Максимальный взлетный вес	1157 кг
Наработка СНЭ	3384 час 21 мин (на 09.06.2010 г.)

Капитальный ремонт	Ремонтов не имел
Межремонтный ресурс/ межремонтный срок службы	5000 часов/не установлен
Периодическое техническое обслуживание	12 мес/100 час ТО выполнено 28.05.2010, Hahn Helicopter Sales & Service GmbH
Последнее оперативное техническое обслуживание	08.08.2010 владельцем вертолета на аэродроме Боровая
Двигатель	Allison 250-C20
Заводской номер	CAE-821076
Дата выпуска	Данных нет (установлен 10.08.1973)
Наработка СНЭ,	3384 час 21 мин (на 09.06.2010)

1.7 Метеорологическая информация

а) Метеорологическое обеспечение полетов на аэродроме

Непосредственное метеорологическое обеспечение полетов на аэродроме Боровая осуществляется ЦМБ ВВС и войск ПВО, не имеющего метеорологического подразделения (пункта наблюдения) на аэродроме Боровая и собственного пункта метеонаблюдений в месте расположения ЦМБ ВВС и войск ПВО.

Метеорологическая информация от ЦМБ ВВС и войск ПВО доводилась до начальника штаба аэроклуба, который 8 августа 2010 г. выполнял обязанности руководителя полетами.

б) Метеорологическая обстановка в районе аэродрома 08.08.2010

В период с 06.00 до 09.00 зона Минского МДП (район г. Минска) находилась под влиянием теплого сектора циклона с центром в районе г. Гданьска. Западные районы Минского МДП находились под влиянием холодного фронта с волнами, смещающегося на северо-северо-восток со скоростью 20-30 км/час.

В период с 09.00 до 15.00 зона Минского МДП (район г. Минска) находилась в зоне непосредственного влияния холодного фронта с волнами, смещающегося на северо-восток со скоростью 20-30 км/час. В зоне холодного фронта с волнами, по данным МРЛ-5 (аэродром Минск-2) отмечались грозовые, градовые и шкваловые очаги, кучево-дождевая облачность с высотой верхней границы 9-14 км и скоростью ветра в шкваловых засветках 18-21 м/сек. Время прохождения холодного фронта с волнами района аэродромов Минск-1 и Боровая – 12.00-13.00.

в) Прогноз погоды по аэродрому Минск-1

На период от 09.00 до 18.00 выпущен в 07.53 TAF UMMM 080745Z 0809/0818 12006MPC 9999 BKN015 BKN020CB TEMPO 0809/0818 VRB14MPS 2000 TSRA BKN005=

На период от 12.00 до 21.00 выпущен в 10.48 TAF UMMM 0812/0821 VRB02MPS 9999 BKN015 BKN020CB TEMPO 0812/0818 VRB15MPS 1200 TSRAGR BKN005 TEMPO 0818/0821 VRB12MPS 2000 TSRA SCT007=

г) Прогноз по зоне МДП

На период с 09.00 до 15.00 выпущен в 07.51 UMMM АПП по району МДП: Теплый сектор, секторам 3 западу 1.2 зона холодного фронта с волнами смещ СВ-210 км/час. Ветер и т-ра слое 100-500 150-20 27 1000 160-20 23 1500 170-20 20. Р мин 759мм/1012 гПа Столбцы. Ветер у земли 120-5 м/сек вид 10 ЗНЧ КЧ 500/3000 РЕДК КД 600/11000 местами вид 2000 ливн дождь ОТДЛ грозы ЗНЧ СЛ 150/100 ветер при грозе НСТ-14м/сек секторам 3, западу 1.2 вид 1400 ливн дожд град ЧАСТ грозы смещ СВ-20км/час СПЛ СЛ 120/0800 шквалистое усиление ветра при грозе НСТ-16 м/сек слое 000/1500 сильная турбулентность Т-ра мин 27 макс 33=

На период с 12.00 до 18.00 выпущен в 10.54 UMMM АПП по району МДП: Зона холодного фронта с волнами смещ СВ-20 км/час. Ветер и т-ра слое 100-500 150-20 27 1000 160-20 23 1500 170-30 20. Р мин 758мм Слуцк. Ветер у земли неуст-2м/сек вид 10 ЗНЧ КЧ 500/3000 РЕДК КД 600/12000 местами вид 1400 ливн дожд град ЧАСТ грозы смещ СВ-20 км/час ЗНЧ СЛ 150/0800 шквалистое усиление ветра при грозе НСТ-17м/сек слое 000/1500 сильная турбулентность Т-ра мин 29 макс 34=

д) Прогноз погоды по району базирования (ВВС и войска ПВО)

На период от 04 часов до 16 часов 8 августа 2010 года Погода обусловится холодным фронтом в западной половине. ОЖИДАЕТСЯ: Облачность 5-8 баллов верхней, средней, кучевой, местами кучево-дождевой, низ 600-1000 м., верх 5-6 км, местами 10-11 км. Дымка, местами дожди, гроза, отдельно град. Видимость 6-10 км, в осадках 1000-1500 м. Ветер переменный 4-7 м/с, при грозе порывы 15-20 м/с. Температура +30 - + 33°C, по западу +25- + 28°C, по востоку до 36°C.

е) Бюллетень погоды по району аэродрома Боровая 8.08.2010 с 07.00 до 14.00.

Фактическая погода за 05.30. Облачность 3-4 балла, средняя. Видимость 6-8 км Ветер ю-вост. 2-3, температура +24°, давление 739 мм.

Прогноз погоды до 14.00. Облачность 4-7 балла, средняя. Влияние теплого сектора циклона. Видимость 8-10 км. Ветер ю-ю.зап 3-5 м/сек. Температура воздуха +30°C. Давление 739 мм.

ж). Фактическая погода аэродрома Минск-1

За 12.30 вып. 12.29 SABY40 MIAC 081230 METAR UMMM 081230Z 31002MPS CAVOK 29/18 Q1013 R30/CLRD// NOSIG RMK QFE741

За 13.00 вып. 12.58 SABY10 MIAC 081300 METAR UMMM 081300Z
34002MPS CAVOK 29/18 Q1013 R30/CLRD// NOSIG RMK QFE740

1.8 Навигационные средства

Полеты выполнялись по правилам визуальных полетов. Наземные навигационные системы не применялись. Имеющийся на борту прибор спутниковой навигации Garmin GPSmap 95 в данном полете не включался.

1.9 Связь

Для ведения двухсторонней радиосвязи использовались УКВ-радиостанции. Средства связи работали устойчиво и не оказали влияния на исход полета.

1.10 Сведения об аэродроме

Аэродром Боровая (ДОСААФ) класса Е внесен в Государственный реестр аэродромов государственной авиации Республики Беларусь, предназначен для эксплуатации самолетов четвертого класса и вертолетов всех классов по правилам визуальных полетов. Минимум аэродрома для взлета и посадки ВС с обоих направлений: днем – Нобл = 250 м, горизонтальная видимость – 3 км (для вертолетов Ми-2 и самолетов Ан-2 при полетах по ПВП – Нобл = 150 м, горизонтальная видимость – 2 км).

1.11 Бортовые самописцы

Вертолет не оборудован штатными средствами объективного контроля. Прибор спутниковой навигации Garmin GPSmap 95 в данном полете не использовался. В качестве наземных средств объективного контроля использовались 2 магнитофона П-500.

1.12 Сведения об обломках и ударе

Основная часть оставшейся конструкции вертолета в положении с направлением продольной оси 240° находится на расстоянии 32 м и азимуте 217° от точки первого касания вертолета с земной поверхностью, в дальней правой части зоны горения топлива (по направлению движения вертолета после первого касания о землю).

Большинство крупных фрагментов вертолета расположены компактно на площади эллипсовидной формы с размерами 38x15 м.

Отдельные, в основном мелкие фрагменты (два БАНО, полоз правого шасси, часть лопасти рулевого винта) находятся за пределами основного эллипса разброса большинства фрагментов вертолета (**Рис.3**).

В результате столкновения с землей и возникшего пожара фюзеляж практически уничтожен. Силовые элементы, обшивка, оборудование кабины, приборная панель, органы управления вертолетом (в кабине) разрушены и существенно поражены воздействием огня и высокой температуры, с частичным оплавлением металла и практически полным выгоранием неметаллических элементов.

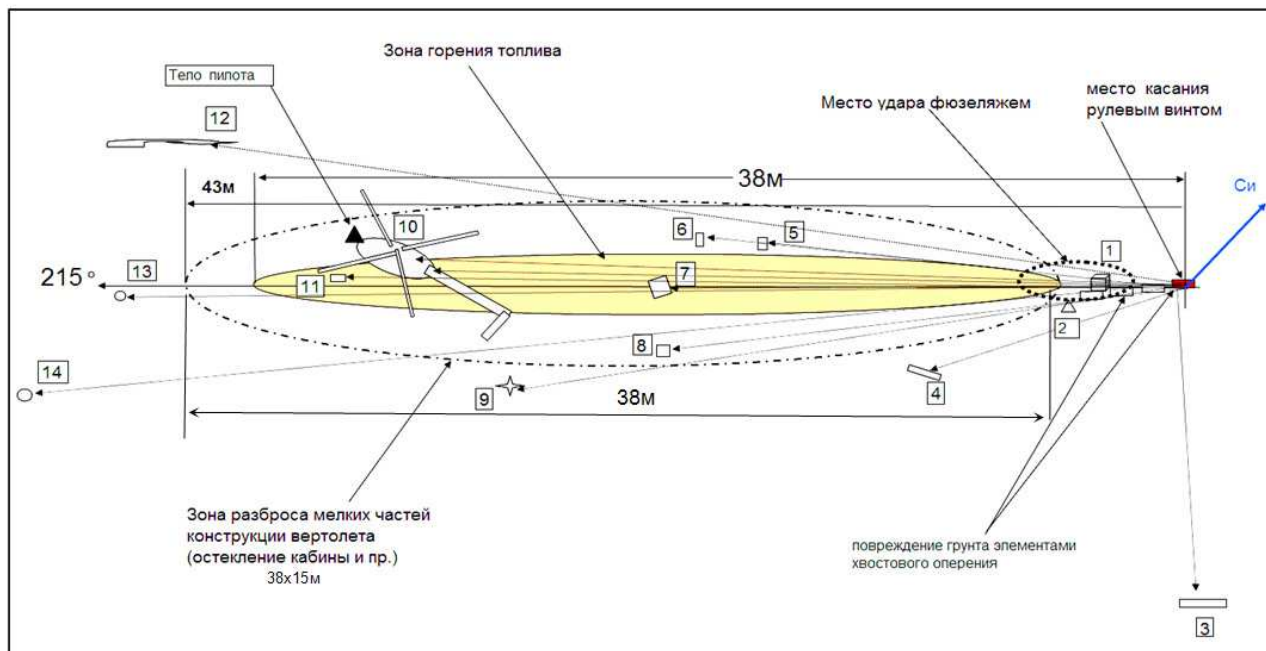


Рис.3. Схема зоны разброса обломков вертолета

Перечень фрагментов и их расположение

№ пп	Фрагменты вертолета	Расположение от точки 1-го касания земной поверхности	
		А°,	Д, м
1	Устройство для внешней подвески грузов	0	3
2	Качалка с наконечником тяги управления рулевым винтом и фрагментом корпуса хвостового редуктора	205	4
3	Фрагмент лопасти рулевого винта	120	24
4	Нижний вертикальный стабилизатор с хвостовой пятой	200	15
5	Электронный секундомер	225	17
6	Пробка топливного бака	222	20
7	Подушка сиденья пилота	215	21
8	Трафарет устройства для внешней подвески грузов	205	21
9	Рулевой винт с фрагментом хвостового редуктора	202	27
10	Основная часть конструкции вертолета	217	32
11	Огнетушитель	215	34
12	Правый полоз шасси	225	40
13	БАНО (№ 5486)	215	43
14	БАНО (№ 2189)	200	47

Первое касание вертолета поверхности земли произошло ползками шасси с их разрушением и последующим касанием нижней частью фюзеляжа, хвостовой пятой, расположенной на нижнем вертикальном стабилизаторе и лопастями РВ. В результате грубого приземления произошло разрушение шасси, смятие и разрушение передней и нижней части фюзеляжа, деформация (изгиб вниз) с потерей устойчивости хвостовой балки, разрушение лопастей РВ, рулевого редуктора и нижнего вертикального стабилизатора. В процессе перемещения вертолета по земле произошло разрушение основного топливного бака с последующим возникновением пожара. Зона наземного пожара расположена на площади эллипсовидной формы с размером 35х3,5 м.

При движении вертолета по земле от него отделились следующие основные элементы конструкции:

- устройство для внешней подвески грузов, заглублено в грунт (№ 1);
- качалка с наконечником тяги управления РВ и фрагментом корпуса хвостового редуктора (№ 2);
- фрагмент лопасти РВ (№ 3);
- нижний вертикальный стабилизатор с хвостовой пятой (№ 4);
- рулевой винт с фрагментом хвостового редуктора (№ 9);
- правый полз шасси (№ 12).

Элементы силовой конструкции крепления главного редуктора разрушены и поражены воздействием огня и высокой температуры. Главный редуктор, втулка несущего винта, автомат перекося, лопасти несущего винта имеют механические повреждения и поражены воздействием огня и высокой температуры. Входной вал привода главного редуктора деформирован и разрушен по муфте передачи крутящего момента. Хвостовая балка с хвостовым оперением и приводным валом трансмиссии отделена от фюзеляжа, имеет механические повреждения силовых элементов и обшивки, а также следы воздействия огня и высокой температуры. Двигатель находится на боковых узлах крепления, имеет механические повреждения, следы воздействия огня и высокой температуры. Нижний узел крепления разрушен, боковые узлы деформированы с потерей устойчивости. Левый полз шасси вертолета находится слева от фюзеляжа, узлы крепления разрушены.

1.13 Медицинские и патологические сведения

По данным заключения эксперта:

при судебно-медицинском исследовании этиловый алкоголь, отравляющие и наркотические вещества не выявлены;

причиной смерти пилота послужили телесные повреждения, полученные при авиационном происшествии.

В ходе экспертизы выявлен ряд заболеваний, не состоящих в прямой причинной связи с наступлением смерти. Наличие у погибшего пилота характерных повреждения тела и наличие следов от элементов управления свидетельствуют о том, что в момент столкновения вертолета с землей пилот был работоспособен и управлял вертолетом.

1.14 Пожар

Для обеспечения полетов были назначены штатные пожарный и медицинский посты. Дополнительно для тушения пожара был привлечен пожарный расчет от МЧС на пожарном автомобиле АЦ-40 (131). После столкновении ВС с землей РП по громкоговорящей связи дал в 12.47 команду на убытие к месту падения вертолета пожарному расчету, машине скорой помощи и наземной поисково-спасательной команде (далее – НПСК). Время убытия пожарной и санитарной машин составило около 15 сек, НПСК убыла к месту падения вертолета через 3 мин. Пожар был ликвидирован в 13.00.

1.15 Факторы выживания

В результате столкновения вертолета с землей от получения травм, несовместимых с жизнью, скончался пилот вертолета, который находился на левом сидении в пилотской кабине пристегнутым штатными привязными ремнями, о чем свидетельствуют сделанные очевидцами полета фотографии и положение замков ремней после авиационного происшествия. Других пострадавших нет.

1.16 Испытания и исследования

Испытания не проводились. Был направлен на исследование в Межгосударственный авиационный комитет находившийся на борту вертолета прибор спутниковой навигации Garmin GPS map 95. По результатам исследования, прибор в заключительном полете не включался и не использовался.

1.17 Информация об организациях и административной деятельности

Вертолет принадлежал частному лицу – гражданину ФРГ, который являлся членом Германского клуба вертолетного спорта. Полеты выполнялись по программе международных соревнований «Открытый Кубок СНГ – 2010», организаторами которых выступали ДОСААФ и Общественное объединение «Белорусская федерация авиационного спорта».

1.18 Дополнительная информация

Отсутствует.

1.19 Полезные или эффективные методы расследования

Ввиду того, что на воздушном судне отсутствовали средства объективного контроля, а находившийся на борту прибор спутниковой навигации Garmin GPSmap 95 в данном полете, по результатам исследования, проведенного Межгосударственным авиационным комитетом, включен не был, в ходе расследования использовались видеозаписи полета, фотографии и показания очевидцев. Новые методы при расследовании не применялись.

2. АНАЛИЗ

В соответствии с календарным планом республиканских и международных соревнований ДОСААФ на 2010 год председателем центрального совета ДОСААФ было принято решение о проведении 6-8 августа 2010 г. международных соревнований по вертолетному спорту «Открытый Кубок СНГ-2010». Участие в соревнованиях по вертолетному спорту «Открытый Кубок СНГ-2010» пилота ФРГ, члена Германского клуба вертолетного спорта, осуществлялось в соответствии с приглашением Белорусской Федерации авиационного спорта.

На основании приказа председателя центрального совета ДОСААФ пилот ФРГ был допущен к выполнению полетов 4-9 августа 2010 г. на аэродроме Боровая на период проведения вышеуказанных соревнований.

Пилот прибыл в Республику Беларусь в ночь с 03.08.2010 на 04.08.2010 на автомобиле. На прицепе к автомобилю он доставил вечером 04.08.2010 (около 15.00 UTC) на аэродром Боровая принадлежащий ему вертолет типа HUGHES 369 HS, регистрационный номер D-HDWM, с демонтированными лопастями несущего винта вертолета. Вместе с пилотом прибыла группа сопровождения (пилот-оператор и менеджер).

Утром 5 августа 2010 г. лопасти несущего винта были установлены на вертолет самим пилотом, имеющим допуск к оперативному техническому обслуживанию вертолета, в том числе к демонтажу и монтажу лопастей несущего винта, с оказанием помощи со стороны группы сопровождения. Отчетная документация о проведенных работах отсутствует. Вертолет был облетан пилотом 05.08.2010 в течение 30 минут.

Плановые таблицы полетов на 7 и 8 августа 2010 г. были разработаны в ЦАК ДОСААФ 06.08.2010. Плановая таблица на 8 августа была уточнена 7 августа после проведения жеребьевки и доведена

летному составу, участвующему в соревнованиях.

Задача на полеты 7 и 8 августа 2010 г. была поставлена в соответствии с Программой международных соревнований по вертолетному спорту «Открытый Кубок СНГ-2010», начальником ЦАК ДОСААФ 6 августа 2010 г. в устной и письменной форме с регистрацией на средства объективного контроля.

Подготовка к выполнению полетов пилота проводилась в ФРГ.

Предварительная подготовка к полетам на 7 и 8 августа 2010 г. проводилась 6 августа 2010 г., с 7.00 до 15.00. Кроме того, 8 августа 2010 г., после проведения жеребьевки, экипаж готовился самостоятельно в помещении штаба ЦАК ДОСААФ и непосредственно у вертолета. Предварительная подготовка включала в себя постановку задачи на полеты (руководящему, летному составу, лицам, входящих в состав ГРП и группы обеспечения полетами), самостоятельную подготовку и контроль готовности.

Предполетная подготовка пилотов-спортсменов была проведена 8 августа и включала в себя медицинский осмотр с 5.00 до 6.00, предполетные указания в период с 6.30 до 6.45. Самостоятельная подготовка проводилась непосредственно перед полетами у вертолетов.

Руководство полетами осуществлялось с пункта управления полетами ЦАК ДОСААФ.

8 августа 2010 г. экипаж в составе КВС и пилота-оператора, гражданина ФРГ, в 9.55 выполнили один полет по программе соревнований на навигацию продолжительностью 30 минут. Взлет произвели согласно плановой таблицы. Полет прошел в штатном режиме.

Второй вылет КВС выполнял один, с левого сидения. В соответствии с выполняемым заданием полет выполнялся в визуальных метеорологических условиях.

В полете после взлета предусматривалось выполнить:

разворот влево вокруг оси на левой лыже;

«воронка» хвостом вперед;

«воронка»;

разгон скорости – горка с «поворотом на горке» влево;

пикирование – набор высоты;

разгон скорости для ввода в петлю – петля;

разворот влево в горизонтальной плоскости;

разгон скорости для ввода в петлю – петля;

разгон скорости – горка с «поворотом на горке» влево;

разгон скорости – горка с «поворотом на горке» вправо;

висение с вертикальным набором и потерей высоты попеременно;

разгон скорости – горка с «поворотом на горке» влево;

разгон скорости – горка с «поворотом на горке» вправо;

заход на посадку, посадку.

По команде руководителя полетами пилот в 12.46 произвел взлет и после зависания, подлета к месту начала показа выполнил (Рис.4):

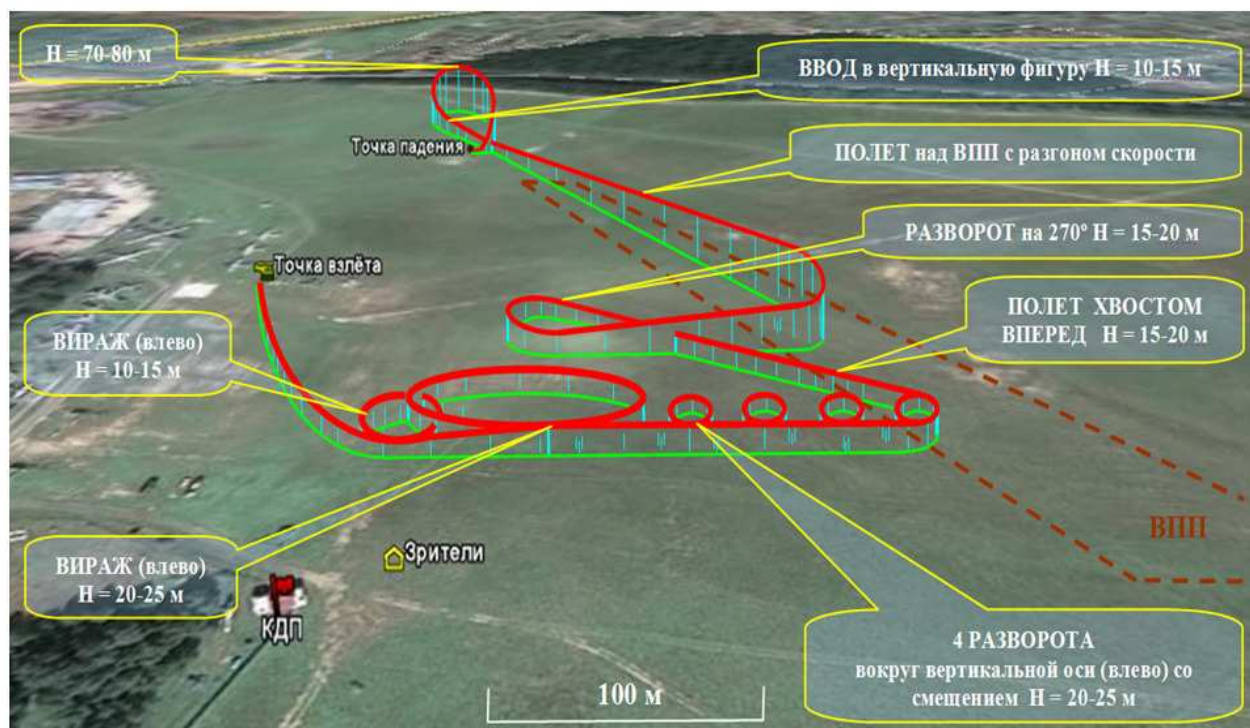


Рис.4. Схема траектории полета

на высоте 10-15 метров «малую воронку» влево;
на высоте 20-25 метров «большую воронку» влево;
4 горизонтальных разворота вокруг вертикальной оси со смещением в сторону ВПП;
полет хвостом вперед с левым разворотом на 270° в конце фигуры;
разгон скорости с выполнением левого разворота с незначительным набором высоты и выходом на северо-западный край ВПП.

Затем пилот продолжил разгон скорости с курсом полета $310-320^\circ$ на пологом снижении до высоты 10-15 м, после чего энергично выполнил фигуру в наклонной плоскости, с правым креном около 20° , близкую к полупетле, с набором высоты до 70-80 м.

В верхней точке фигуры вертолет находился в перевернутом положении с креном около 30° . После падения скорости до околонулевых значений вертолет опустил нос и вошел в отвесное пикирование с одновременным разворотом влево на угол около 90° .

После пикирования в течение одной секунды, на высоте 40-35 м, пилот предпринял попытку вывести вертолет в горизонтальный полет, однако вертолет продолжал снижаться с большой вертикальной скоростью. На высоте 8-6 м дополнительным взятием ручки управления на себя пилот создал вертолету посадочное положение.

Несмотря на предпринятые действия, большая вертикальная скорость снижения вертолета изменилась незначительно, в результате чего вертолет в 12 часов 47 минут 38 секунд столкнулся с землей, загорелся и в процессе перемещения по земле полностью разрушился.

Пилот вертолета погиб.

Пожар на месте падения вертолета был потушен силами пожарной команды. Ущерба другим объектам и третьим лицам нет.

В целях установления причин авиационного происшествия комиссия отработала ряд версий, в том числе 4 основные:

- неисправность авиационной техники;
- потеря работоспособности пилота;
- воздействие внешних факторов (в том числе метеорологических условий);
- ошибка пилота (в том числе в технике пилотирования).

2.1 Версия «Неисправность авиационной техники»

Для определения работоспособности авиационной техники проведен анализ характера разрушения воздушного судна и состояния основных систем:

а) Планер вертолета

Передняя часть кабины с сидением правого летчика, обтекатель несущего винта, двери экипажа и пассажиров полностью разрушены и уничтожены пожаром. Задняя часть кабины с сидениями пассажиров, основным и дополнительным топливными баками разрушены и частично уничтожены пожаром. Нижняя часть фюзеляжа вертолета с основным топливным баком разрушена и частично сгорела. Отсутствуют правая и передняя стенки отсека бака (**Фото 3**). Нижняя стенка основного бака деформирована с разрывом материала обшивки в районе узла крепления устройства для внешней подвески грузов (**Фото 4**).



Фото 3.



Фото 4.

Хвостовая балка с хвостовым оперением, приводным валом трансмиссии и фрагментом хвостового редуктора отделена от фюзеляжа, узлы стыковки хвостовой балки с фюзеляжем полностью разрушены и сгорели. Хвостовая балка деформирована с потерей устойчивости силового набора. Узлы крепления нижнего вертикального стабилизатора разрушены, нижний вертикальный стабилизатор отделен от хвостовой балки. Нижний вертикальный стабилизатор деформирован с разрывом материала обшивки и силовых элементов. Хвостовая пята деформирована с изгибом вправо по направлению полета. Горизонтальный и верхний вертикальный стабилизатор с раскосом установлены на штатных местах, имеют механические повреждения и следы воздействия огня. Проблесковый маяк, установленный на верхнем вертикальном стабилизаторе, видимых повреждений не имеет.

Вывод.

Характер разрушения планера может свидетельствовать о воздействии на элементы конструкции планера высоких нерасчетных нагрузок в момент удара вертолета о землю и возникшего при этом пожара.

б) Шасси

Левый полоз шасси вертолета разрушен в районе задней стойки. Стойки левого полоза разрушены в районе узлов крепления с фюзеляжем. Правый полоз шасси вертолета видимых повреждений не имеет, стойки правого полоза разрушены в районе узлов крепления с фюзеляжем. Узлы крепления стоек шасси с фюзеляжем разрушены. БАНО левого и правого полозов шасси сорваны с мест крепления и разрушены. Все элементы конструкции шасси, за исключением правого полоза, поражены воздействием огня и высокой температуры.

Вывод.

Характер разрушения шасси может свидетельствовать о воздействии на элементы конструкции шасси высоких нерасчетных нагрузок в момент удара вертолета о землю.

в) Трансмиссия

Главный редуктор имеет механические повреждения, следы воздействия огня и высокой температуры. Уровень масла в редукторе находится ниже минимального значения по визуальному указателю (масломерному стеклу), что могло явиться результатом внешней негерметичности корпуса и уплотнений вследствие механических повреждений и воздействия высоких температур. В пробе масла из поврежденного главного редуктора обнаружены механические примеси и вода, которые могут быть следствием условий их отбора. При осмотре магнитных пробок металлических частиц (стружки, сколов) не обнаружено. Выходной вал главного редуктора имеет механические

повреждения, следы воздействия огня и высокой температуры. Входной вал привода главного редуктора деформирован и разрушен по муфте передачи крутящего момента (**Фото 5, 6**), имеет следы воздействия огня и высокой температуры. Передача вращения от входного вала привода к выходному валу и подвижность шестерен главного редуктора сохранена.



Фото 5.



Фото 6.

Корпус, подшипниковые опоры хвостового редуктора разрушены, качалка с наконечником тяги управления РВ и фрагментом корпуса хвостового редуктора обломана (**Фото 7**). Шестерни хвостового редуктора имеют механические повреждения в виде забоин, сколов. Приводной вал хвостового редуктора деформирован и разрушен с характерными признаками скручивания (**Фото 8**), имеет следы воздействием огня и высокой температуры. Демпфер крутильных колебаний приводного вала разрушен. Выходной вал хвостового редуктора деформирован (изогнут).

В полостях фрагментов корпуса редуктора обнаружены следы масла. При осмотре сигнализатора стружки обнаружены металлические частицы в виде сколов. Передача вращения от приводного вала к входному валу хвостового редуктора сохранена.



Фото 7.



Фото 8.

Вывод.

До столкновения вертолета с поверхностью земли трансмиссия была работоспособна, что подтверждается следующими фактами:

характерные следы удара лопастей РВ о грунт и разрушение двух лопастей РВ;

разрушение корпуса и подшипниковых опор хвостового редуктора;

скручивание приводного вала хвостового редуктора и разрушение демпфера крутильных колебаний;

характер разрушения муфты передачи крутящего момента на главный редуктор;

сохранение способности передачи крутящего момента от входного вала привода к выходному валу, а также подвижность шестерен главного редуктора;

состояние магнитных пробок главного редуктора и сигнализатора стружки хвостового редуктора;

показанием прибора контроля крутящего момента (стрелка находится за пределами максимально допустимых значений).

г) Двигатель

Двигатель, его агрегаты, трубопроводы, электропроводка имеют механические повреждения и поражены воздействием огня и высокой температуры.

Боковые узлы крепления двигателя деформированы с потерей устойчивости, имеют механические повреждения, нижний узел крепления разрушен.

Все элементы крепления двигателя имеют следы воздействия огня и высокой температуры. Выходной вал редуктора двигателя (входной вал главного редуктора) деформирован и разрушен по муфте передачи крутящего момента.

С целью оценки состояния двигателя и его систем был произведен его демонтаж, агрегатная и узловая разборка.

Компрессор

ВНА, РЛ 1-ой ступени компрессора поражены воздействием огня и высокой температуры.

На входе в компрессор обнаружены посторонние предметы (сгоревшие фрагменты входного устройства, элементов конструкции планера и др.) (**Фото 9**). Значительных механических повреждений ВНА и лопаток 1-ой ступени компрессора не обнаружено.

В патрубках на выходе из компрессора присутствует значительное количество мелких посторонних предметов в виде обгоревших частиц (**Фото 10**). Ротор компрессора осевого и радиального перемещения не имеет, не вращается.

Расположенные на валу компрессора шестерня привода масляного насоса и шлицы соединения с турбиной компрессора видимых повреждений не имеют.



Фото 9.



Фото 10.

Камера сгорания

Наружный корпус камеры сгорания смят и поражен воздействием огня и высокой температуры. Во входных патрубках и внутреннем корпусе камеры сгорания обнаружено значительное количество мелких посторонних предметов в виде обгоревших частиц (**Фото 11**).



Фото 11.



Фото 12.

Турбина с выпускным патрубком

Турбина, ее агрегаты, выпускной патрубок имеют механические повреждения и поражены воздействием огня и высокой температуры. Значительных механических повреждений лопаток турбины компрессора и свободной турбины не обнаружено. Шлицы выходного вала свободной турбины видимых повреждений не имеют. Вращение ротора турбины компрессора и ротора свободной турбины свободное, без заеданий. Осевые и радиальные перемещения роторов отсутствуют.

Соединительный вал (внутренние шлицы) компрессора с турбиной компрессора видимых повреждений не имеет.

Соединительный вал (рессора) свободной турбины с редуктором двигателя разрушен (**Фото 12**).

Редуктор двигателя с муфтой свободного хода

Редуктор двигателя, установленные на нем агрегаты, имеют механические повреждения и поражены воздействием огня и высокой температуры. Шлицы входного вала редуктора видимых повреждений не имеют. Выходной вал двигателя (выходной вал муфты свободного хода) разрушен по муфте передачи крутящего момента, имеет значительные радиальный и осевые люфты, функции муфты свободного хода сохранены. Передача вращения от входного вала редуктора двигателя к выходному валу двигателя (выходному валу муфты свободного хода), а также подвижность шестерен редуктора двигателя сохранена. Функции привода агрегатов обеспечиваются.

Топливная система двигателя

Произведен демонтаж топливного насоса и выполнена его узловая разборка. Шлицы привода топливного насоса, приводная рессора с уплотнительным кольцом видимых повреждений не имеют, передача вращения от редуктора двигателя на рессору и от рессоры к шестерням насоса обеспечивается. Шестерни насоса, подшипники скольжения шестерен, полость блока шестерен и уплотнения видимых повреждений не имеют, посторонние предметы отсутствуют. При снятии топливного фильтра в его стакане обнаружены остатки топлива (**Фото 13**). Загрязнения, механические примеси, следы наличия воды в остатках топлива не обнаружены. Стакан топливного фильтра, фильтр видимых повреждений не имеют. Загрязнения, механические примеси и следы воды на сетке фильтроэлемента не обнаружены (**Фото 14**).



Фото 13.



Фото 14.

Регуляторы подачи топлива (N_1 ; N_2) имеют механические повреждения и поражены воздействием огня и высокой температуры. Положение указателя регулятора N_1 по лимбу находится за пределами максимальных значений. Положение указателя регулятора N_2 по лимбу составляет 0 градусов.

Положение указателей регуляторов N_1 ; N_2 могло явиться следствием деформации узлов крепления двигателя, его смещения и нерасчетным перемещением тяг управления двигателем при ударе и в процессе последующего разрушения элементов конструкции вертолета.

Маслосистема двигателя

Произведен демонтаж блока масляного фильтра. При снятии масляного фильтра в его стакане обнаружены остатки масла. Механические примеси в остатках масла не обнаружены. Стакан масляного фильтра, фильтр видимых повреждений не имеют. Загрязнения, механические примеси на сетке фильтроэлемента не обнаружены (**Фото 15**). Произведен осмотр магнитной пробки маслонасоса, металлических частиц (стружки) не обнаружено (**Фото 16**). При осмотре корпуса масляного насоса и приводной шестерни механических повреждений, посторонних предметов и загрязнений не обнаружено, в маслоподводящих каналах присутствует масло. Передаваемое вращение насоса от приводной шестерни свободное, без заеданий.



Фото 15.



Фото 16.

Электрооборудование двигателя

Электроагрегаты и электроустройства двигателя, электропроводка имеют значительные механические повреждения, частично или полностью разрушены и поражены воздействием огня и высокой температуры.

Стартер-генератор установлен на штатном месте, СТГ деформирован, поражен воздействием огня и высокой температуры.

Вывод.

До столкновения вертолета с поверхностью земли двигатель и его системы были работоспособны, что подтверждается следующими фактами:

разрушение муфты передачи крутящего момента на главный редуктор;

наличие значительного количества мелких посторонних предметов в виде обгоревших частиц в выходных патрубках компрессора и камере сгорания;

разрушение рессоры свободной турбины;

свободное вращение роторов турбины компрессора и свободной турбины;

свободное вращение валов редуктора двигателя;

состояние фильтров МС и ТС двигателя.

д) Несущая система

Втулка НВ с автоматом перекоса, установлены на штатном месте, имеют механические повреждения, поражены воздействием огня и высокой температуры. Звенья автомата перекоса имеют механические повреждения (вертикальные тяги автомата перекоса согнуты, один из кронштейнов управляющего звена разрушен), стыковые болты соединений звеньев находятся на своих местах, их резьбовые соединения законтрены шплинтами.

Лопастей НВ находятся и закреплены на втулке несущего винта, законцовки лопастей повреждений и следов удара о землю не имеют, хвостовые отсеки лопастей частично разрушены в результате воздействия огня и высокой температуры, одна из лопастей НВ изогнута на угол 80° на расстоянии 650 мм от проушин наконечника. Стыковые болты крепления лопастей НВ и их фиксаторы видимых механических повреждений не имеют. Перевозка вертолета наземным транспортом производилась со снятыми лопастями НВ. Установка лопастей производилась 05.08.2010 на аэродроме Боровая владельцем (пилотом вертолета), отчетная документация на установку лопастей отсутствует.

5, 7 и 8 августа 2010 г. на вертолете выполнялись полеты.

Втулка РВ видимых повреждений не имеет, подвижность в шарнирных соединениях обеспечивается, стыковые болты соединений находятся на своих местах. Лопастей РВ разрушены с характерным изгибом одной из лопастей вправо по полету.

Вывод.

Повреждения элементов конструкции несущей системы явились следствием удара вертолета о землю и возникшего при этом пожара.

е) Топливная система вертолета

Основной топливный бак разрушен и частично сгорел. Топливный насос основного бака установлен на штатном месте – нижней горизонтальной стенке бака, имеет следы воздействия огня и высокой температуры. Датчик уровня топлива (поплавкового типа) обнаружен внутри основного бака. Дополнительный топливный бак находится на штатных узлах крепления, деформирован, имеет сквозную пробоину в левой верхней части и следы воздействия огня и высокой температуры. Трубопроводы и топливные шланги имеют механические повреждения, частично разрушены.

Ввиду практически полного разрушения вертолета, его систем, агрегатов, их поражения воздействием огня и высокой температуры, а также применения средств пожаротушения, взять пробы топлива для объективного анализа из топливных баков, трубопроводов, топливных шлангов и агрегатов топливной системы на месте авиационного происшествия не представилось возможным.

При оценке технического состояния топливной системы двигателя, были проверены остатки топлива, обнаруженные в стакане топливного фильтра. Загрязнения, механические примеси, следы наличия воды в остатках топлива не выявлены. Анализ проб топлива, взятых из топливозаправщика на аэродроме Боровая, показали их кондиционность и соответствие паспортным данным.

Вывод.

Неисправностей, свидетельствующих о нарушении работоспособности топливной системы и ее агрегатов до столкновения вертолета с землей, не выявлено.

Комиссия считает необходимым отметить, что расположение и конструкция топливного насоса основного топливного бака позволяют обеспечить бесперебойную подачу топлива и соответственно работу двигателя при выполнении маневров только с положительными вертикальными перегрузками.

ж) Маслосистема вертолета

Маслобак двигателя разрушен в результате воздействия огня и высокой температуры. В полости маслобака присутствуют остатки масла, посторонние предметы в виде обгоревших частиц и фрагментов конструкции, имеются следы наличия воды. Маслорадиатор находится на штатном месте, имеет механические повреждения, поражен воздействием огня и высокой температуры. Все трубопроводы и шланги маслосистемы имеют механические повреждения, частично разрушены, поражены воздействием огня и высокой температуры.

На месте катастрофы взяты пробы масла из маслобака двигателя. Наличие механических примесей и воды в отобранной пробе может быть следствием условий их отбора (пробы взяты из разрушенного маслобака, после пожара и его тушения). При осмотре масляного фильтра двигателя, остатков масла, обнаруженных в стакане фильтроэлемента, загрязнения и механические примеси не обнаружены. При проверке магнитной пробки маслонасоса металлических частиц (стружки) не обнаружено.

Вывод.

Неисправностей, свидетельствующих о нарушении работоспособности маслосистемы и ее агрегатов до столкновения вертолета с землей, не выявлено.

з) Приборы и оборудование

Панель приборов сорвана с мест крепления. Все приборы, электронные устройства (радиостанция, ответчик, прибор GPS и другие), информационные и аварийные табло, устройства коммутации, электропроводка и электросоединители частично или полностью разрушены в результате удара, поражены воздействием огня и высокой температуры.

Коммутационная аппаратура, расположенные на панели приборов, поражена воздействием высокой температуры. На подводящей к устройствам коммутации электропроводке обнаружено оплавление токопроводящих жил (**Фото 17,18**).



Фото 17.



Фото 18.

Аккумуляторная батарея сорвана с мест крепления, имеет следы воздействия огня и высокой температуры, работоспособна. На силовых проводах аккумуляторной батареи обнаружено оплавление токопроводящих жил плюсовых проводов и оплавление клеммы минусового провода.

Вывод.

Учитывая направленность приложенных внешних ударных нагрузок и воздействие высоких температур, показания указателей (стрелок) приборов не могут содержать объективную информацию о параметрах полета и силовой установки, а также о работе систем вертолета в момент столкновения с землей.

Оплавление электропроводки свидетельствует о возникновении короткого замыкания и об образовании электрической дуги, что в сочетании с характером разрушения вертолета (разрушением основного топливного бака) могло явиться причиной возникновения пожара.

и) Управление вертолетом и двигателем

Все конструктивные элементы управления вертолетом и двигателем поражены воздействием огня и высокой температуры.

Система продольно-поперечного управления вертолетом

Передняя часть фюзеляжа с элементами системы продольно-поперечного управления отделена от основной конструкции. Ручка продольно-поперечного управления левого летчика разрушена, правого летчика не обнаружена. Конструктивные элементы проводки продольно-поперечного управления разрушены и частично уничтожены огнем. На всех сохранившихся звеньях проводки продольно-поперечного управления стыковые болты находятся на своих местах, их резьбовые соединения законтрены шплинтами.

Система объединенного управления («шаг-газ»)

Передняя часть фюзеляжа с элементами системы объединенного управления («шаг-газ») отделена от основной конструкции. Ручка «шаг-газ» левого летчика находится в нижнем секторе, механический фрикцион ручки ослаблен, коррекция введена и зафиксирована. Ручка «шаг-газ» правого летчика разрушена. Конструктивные элементы проводки управления «шаг-газ» разрушены и частично уничтожены огнем. На всех сохранившихся звеньях проводки управления «шаг-газ» стыковые болты находятся на своих местах, их резьбовые соединения законтрены шплинтами.

Система управления РВ

Передняя часть фюзеляжа с элементами системы управления РВ отделена от основной конструкции. Конструктивные элементы проводки управления РВ, расположенные в фюзеляже, разрушены и частично уничтожены огнем. Тяга управления РВ, расположенная в хвостовой балке, разрушена в районе качалок главного и хвостового редукторов.

Качалка с наконечником тяги управления РВ отделена вместе с фрагментом корпуса хвостового редуктора, подвижность в узлах качалки сохранена.

На всех сохранившихся звеньях проводки управления РВ стыковые болты находятся на своих местах, их резьбовые соединения законтрены шплинтами.

Вывод.

Повреждения элементов системы управления вертолетом и двигателем явились следствием удара вертолета о землю и возникшего пожара. Неисправностей, свидетельствующих о нарушении работоспособности системы управления вертолетом и двигателем до столкновения вертолета с землей, не выявлено.

й) Привязная система пилота

При выполнении полета пилот вертолета использовал штатную привязную систему, поясной и плечевой притяг обеспечивался.

к) Аварийно-спасательное оборудование

На месте АП обнаружен штатный огнетушитель, для тушения пожара не применялся.

Вывод.

неисправностей, свидетельствующих о разрушении конструкции планера, нарушении работоспособности систем вертолета и силовой установки до столкновения вертолета с земной поверхностью, не установлено.

все повреждения вертолета, силовой установки и их систем были вызваны воздействием ударной нагрузки при столкновении вертолета с земной поверхностью и возникшего при этом пожара.

Версия отклонена.

2.2 Версия «Потеря работоспособности пилота»

В воздушном судне на момент происшествия находился 1 член экипажа – пилот вертолета 1936 г.р., гражданин ФРГ.

В комиссию по расследованию авиационного происшествия представлены следующие медицинские документы:

1. Копия медицинского сертификата.
2. Копия страниц журнала предполетного осмотра (проведенных осмотров 05.08.2010, 07.08.2010 и 08.08.2010).
3. Копия заключения эксперта.

Пилот медицинское освидетельствование проходил в ФРГ. Медицинское заключение о годности к полетам от 08.10.2009. В сертификате имеется информация о дате прохождения электрокардиограммы 08.10.2009, другая медицинская информация не

содержится. Сертификат действителен на территории Республики Беларусь, так как ФРГ и Республика Беларусь являются членами Конвенции о международной гражданской авиации (Чикагская конвенция от 7 декабря 1944 г.) и взаимно признают соответствующие документы.

Медицинское заключение выносилось на основании национальных правовых норм ФРГ, предусматривающие предельный возраст летной деятельности для пилотов-любителей 75 лет.

Полеты пилот выполнял 5,7 и 8 августа 2010 г.

В журнале учета результатов медицинского осмотра летного состава имеются записи (время осмотра не указано) фельдшера здравпункта о результатах предполетных медицинских осмотров (опросов), согласно которым гражданин ФРГ жалоб на самочувствие не предъявлял, эмоциональных расстройств не выявлено. По результатам предполетных осмотров видимой патологии органов внешнего дыхания не выявлено, измеренные параметры температуры тела, артериального давления, частоты сердечных сокращений – в норме. К полетам допущен. Со слов близких и родственников пилота, он не страдал хроническими заболеваниями, у семейного врача не наблюдался, медикаменты не принимал, вредных привычек не имел.

Опрошены лица (граждане ФРГ), сопровождавшие пилота в период поездки в Республику Беларусь с 3 по 8 августа, которые до момента трагедии находились с ним, ночевали в одной квартире. По их свидетельству, жалоб на самочувствие он не предъявлял, ночной сон обычно длился 7-7,5 часов, работал в привычном режиме.

Из вышеуказанного следует, что состояние здоровья пилота в период пребывания в Республике Беларусь с 4 августа, накануне и в день авиационного происшествия – без особенностей. Спокоен, эмоционально уравновешен. Нарушений режима труда и отдыха не отмечено. Летная нагрузка была привычной и соответствовала состоянию его здоровья и физической выносливости.

В течение 2010 года пилот участвовал в соревнованиях по вертолетному спорту, медицинских отводов от полетов не было.

Общий налет в 2010 году составил 80 часов.

Медицинских отводов при прохождении медицинских летных экспертиз также не было.

Выявленные в ходе экспертизы заболевания, по данным заключения эксперта, в прямой причинной связи с наступлением смерти не состоят, а наличие у погибшего пилота характерных повреждения тела и наличие следов от элементов управления свидетельствуют о том, что в момент столкновения вертолета с землей пилот был работоспособен и управлял вертолетом.

Вывод.

На основании того, что:

пилот был освидетельствован и допущен к летной работе в соответствии с национальными правовыми нормами ФРГ, которые соответствуют приложению 1 к Конвенции о международной гражданской авиации «Выдача свидетельств авиационному персоналу» и признаются в Республике Беларусь;

к полетам по плану соревнований пилот был допущен по результатам предполетных медицинских осмотров (опросов), проведенных в соответствии с законодательством Республики Беларусь в области деятельности государственной авиации;

при судебно-медицинском исследовании пилота этиловый алкоголь, отравляющие и наркотические вещества не выявлены;

причиной смерти пилота послужили тяжкие телесные повреждения, не совместимые с жизнью, полученные в результате авиационного происшествия;

по результатам судебно-медицинской экспертизы, медицинских наблюдений накануне и перед выполнением полетов, свидетельствующих о том, что заболевания пилота в прямой причинной связи с наступлением смерти не состоят,

версия потери или кратковременного нарушения работоспособности пилота в полетах 8 августа 2010 г. маловероятна и может быть исключена.

Версия отклонена.

2.3 Версия «Воздействие метеорологических условий»

Анализ метеорологической обстановки в районе полетов показывает, что метеорологические условия при принятии решения на полеты и в момент авиационного происшествия соответствовали выполнению полетов по правилам визуальных полетов, в том числе полетов в установленных РЛЭ вертолета диапазонах скоростей и высот.

Особенностью метеорологических условий являлась повышенная температура наружного воздуха (около +30°C), которая не выходила за ограничения по эксплуатации вертолета HUGHES 369 HS согласно РЛЭ вертолета. Повышенная температура наружного воздуха оказывала влияние на аэродинамические характеристики несущего винта и тяговые характеристики двигателя, которое необходимо было учитывать пилотам при выполнении полетов в соответствии с рекомендациями РЛЭ и практической аэродинамики.

С учетом высокого уровня профессиональной подготовки пилотов, участвующих в соревновании, метеорологические условия, том числе значение фактической температуры наружного воздуха не требовали внесения существенных корректировок в технику выполнения полетных заданий.

Вывод.

Метеорологические условия не препятствовали выполнению полетного задания.

Версия отклонена.

2.4 Версия «Ошибка в технике пилотирования»

Для анализа техники пилотирования использовались видеоматериалы рассматриваемого полета, предыдущих полетов пилота, в том числе записи аналогичных показательных полетов в предыдущие года, записи полетов других участников соревнований, показания очевидцев.

Общее количество топлива в начале летной смены, по проведенным расчетам, составляло около 300 л (240кг). За первый полет было израсходовано 50-55 л (40-45 кг). Перед последним полетом количество топлива на вертолете составляло 245-250 л (196-200 кг).

Взлетная масса вертолета составляла около 1100 кг. Центровка вертолета и его взлетная масса не выходили за пределы, установленные РЛЭ вертолета HUGHES 369 HS.

В ходе проведения анализа техники пилотирования экипажем вертолета установлено следующее:

по видеоматериалам определено, что ввод в фигуру был более энергичным по сравнению с выполнением данной фигуры в предыдущих полетах;

скорость ввода при данной технике выполнения фигуры и в данных метеоусловиях не обеспечила набор высоты для выполнения нисходящей части фигуры;

крен вертолета при выполнении данной фигуры должен был составлять не более 90°, фактически крен в верхней точке фигуры составил 145°-150°;

после опускания носа вертолета до угла пикирования, близкому к 90°, пилот выполнял в течение 1 секунды отвесное пикирование с одновременным поворотом влево вокруг продольной оси вертолета на угол около 90°, что привело к увеличению вертикальной скорости снижения и потере высоты до величины, не обеспечивающей вывод из пикирования;

попытка пилота вывести вертолет из отвесного пикирования в горизонтальный полет, предпринятая им на высоте 40-35 м, оказалась

неэффективной вероятно из-за попадания вертолета в режим «вихревого кольца» в ходе движения с большой вертикальной скоростью снижения при малой поступательной. В данных условиях наиболее эффективным методом выхода из «вихревого кольца» является перевод несущего винта на режим самовращения по наклонной траектории, при условии наличия достаточной высоты;

взятие ручки управления на себя на высоте 8-6 м не смогло предотвратить столкновение вертолета с земной поверхностью из-за большой составляющей вертикальной скорости снижения для данной высоты полета;

усложнение ситуации полета начало развиваться с момента выхода вертолета на углы кабрирования и крена более 90° при выполнении фигуры, в катастрофическую ситуация перешла после входа вертолета в отвесное пикирование.

Комиссии были предоставлены видеоматериалы выполнения пилотом аналогичных полетов в 2009 году. Полетное задание всегда выполнялось в определенной последовательности и на безопасных высотах. По видеоматериалам видно, что «поворот на горке» выполнялся с кренами менее 90°, с набором высоты при выполнении фигуры не менее 100 м. Ввод в петлю выполнялся после набора высоты 300-350 м по спирали и разгона скорости на пикировании, с высоты 150-200 м.

Комиссия считает, что пилот не учел все факторы, негативно влияющие на несущие способности винтов и характеристики двигателя, в том числе повышенную температуру наружного воздуха.

При повышенной температуре наружного воздуха высота и скорость ввода в вертикальные фигуры должны были иметь увеличенные значения для выхода в верхнюю точку фигур на расчетных режимах полета.

Кроме того, в таких условиях, за счет изменения аэродинамических характеристик, при выполнении пилотажа с перегрузкой темп падения скорости увеличен по сравнению с темпом изменения скорости в условиях стандартной атмосферы, а разгонные характеристики ухудшаются.

В данном случае фактические значения скорости и высоты ввода в вертикальную фигуру пилотажа оказались менее минимально необходимых их значений для безопасного вывода вертолета из фигуры по высоте полета.

Вывод.

Причиной авиационного происшествия с вертолетом HUGHES 369 HS D-HDWM явилась ошибка в технике пилотирования пилота вертолета, приведшая к столкновению вертолета с земной поверхностью, вследствие сочетания следующих неблагоприятных факторов:

неучет пилотом повышенной температуры воздуха, оказавшей влияние на аэродинамические характеристики несущего винта и тяговые характеристики двигателя;

ошибочные действия пилота при выполнении фигуры пилотажа в вертикальной плоскости;

возможное попадание вертолета в режим «вихревого кольца» на нисходящей части траектории фигуры пилотажа.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Авиационное происшествие с вертолетом HUGHES 369 HS D-HDWM произошло при выполнении пилотажа на международных соревнованиях по вертолетному спорту.

Результаты исследования элементов конструкции вертолета, двигателя и их систем, расположения обломков, а также динамический характер механических повреждений вертолета свидетельствуют о том, что вертолет, двигатель и их системы были работоспособны в полете, вертолет разрушился и загорелся в результате столкновения с земной поверхностью.

Причиной авиационного происшествия с вертолетом HUGHES 369 HS D-HDWM явилась ошибка в технике пилотирования пилота вертолета, приведшая к столкновению вертолета с земной поверхностью, вследствие сочетания следующих неблагоприятных факторов:

неучет пилотом повышенной температуры воздуха, оказавшей влияние на аэродинамические характеристики несущего винта и тяговые характеристики двигателя;

ошибочные действия пилота при выполнении фигуры пилотажа в вертикальной плоскости;

возможное попадание вертолета в режим «вихревого кольца» на нисходящей части траектории фигуры пилотажа.

4 РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

В целях обеспечения безопасности полетов воздушных судов:

рассмотреть возможность придания аэродрому Боровая статуса аэродрома совместного базирования или использования, либо исключить такое базирование;

разработать и внести предложения по изменениям и дополнениям в законодательство Республики Беларусь с целью упорядочения организации и выполнения полетов гражданских и государственных

воздушных судов, управления ими и всех видов обеспечения в авиационных организациях ДОСААФ, в том числе при проведении международных соревнований;

устранить выявленные в ходе расследования нарушения в организации отдельных видов обеспечения полетов на аэродроме Боровая, привести ее в соответствие с требованиями Воздушного Кодекса Республики Беларусь и авиационных правил в области деятельности авиации Республики Беларусь;

переработать Правила проведения соревнований по вертолетному спорту в Республике Беларусь от 17.07.2009;

при организации полетов на маневрирование и пилотаж с участием воздушных судов, не имеющих аналогов в принимающих авиационных организациях ДОСААФ, требовать у представителя (владельца) воздушного судна эксплуатационную документацию, подтверждающую, что конструктивное исполнение и маневренные свойства данного воздушного судна обеспечивают безопасное выполнение полетного задания;

ограничить до 60 лет возраст участников соревнований по авиационным видам спорта, спортивных и показательных выступлений, демонстрационных полетов, том числе «фристайлов», «авиа-», «ретро-» «аэрошоу» и других подобных полетов с выполнением пилотажа перед зрителями;

до устранения недостатков в организации, выполнении полетов, управления ими и всех видов обеспечения, а также выполнения рекомендаций, изложенных выше, полеты воздушных судов по планам проведения соревнований в авиационных организациях ДОСААФ не выполнять.

Председатель комиссии

Члены комиссии