

**МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ
КОМИССИЯ ПО РАССЛЕДОВАНИЮ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ**

**ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ ОТЧЁТ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ**

Вид авиационного происшествия	Авария
Воздушное судно	Вертолёт Ми-8Т
Государственный и регистрационный опознавательные знаки	RA-24682
Собственник ВС	ООО «Авиакомпания «Орлан»
Эксплуатант ВС	ООО «Дальнереченск Авиа»
Авиационная администрация	Дальневосточное МТУ Росавиации
Место происшествия	Приморский край, Красноармейский район
	Координаты: 46°22'14,3" с. ш., 136°11'57,7" в. д.
Дата и время	27.05.2017, 18:30 местного времени (08:30 UTC), день

В соответствии со Стандартами и Рекомендуемой практикой Международной организации гражданской авиации данный отчёт выпущен с единственной целью предотвращения авиационных происшествий.

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

Криминальные аспекты этого происшествия изложены в рамках отдельного уголовного дела.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ, ИСПОЛЗУЕМЫХ В НАСТОЯЩЕМ ОТЧЁТЕ	3
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	5
1. ФАКТИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ	6
1.1. ИСТОРИЯ ПОЛЁТА	6
1.2. ТЕЛЕСНЫЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ	8
1.3. ПОВРЕЖДЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА.....	8
1.4. ПРОЧИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ.....	10
1.5. СВЕДЕНИЯ О ЛИЧНОМ СОСТАВЕ.....	10
1.6. СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУШНОМ СУДНЕ	13
1.7. МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ.....	15
1.8. СРЕДСТВА НАВИГАЦИИ, ПОСАДКИ И УВД	16
1.9. СРЕДСТВА СВЯЗИ	16
1.10. ДАННЫЕ ОБ АЭРОДРОМЕ	16
1.11. БОРТОВЫЕ САМОПИСЦЫ	16
1.12. СВЕДЕНИЯ О СОСТОЯНИИ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЗДУШНОГО СУДНА И ОБ ИХ РАСПОЛОЖЕНИИ НА МЕСТЕ ПРОИСШЕСТВИЯ.....	17
1.13. МЕДИЦИНСКИЕ СВЕДЕНИЯ.....	21
1.14. ДАННЫЕ О ВЫЖИВАЕМОСТИ ПАССАЖИРОВ, ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА И ПРОЧИХ ЛИЦ ПРИ АВИАЦИОННОМ ПРОИСШЕСТВИИ	21
1.15. ДЕЙСТВИЯ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫХ И ПОЖАРНЫХ КОМАНД	21
1.16. ИСПЫТАНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЯ	21
1.16.1. Исследования ГСМ.....	21
1.16.2. Исследования агрегатов топливной автоматики двигателей.....	22
1.16.3. Проведение эксперимента по имитации засорения воздушного фильтра и входного жиклера АЗ агрегата НР-40ВА.....	24
1.17. ИНФОРМАЦИЯ ОБ ОРГАНИЗАЦИЯХ И АДМИНИСТРАТИВНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ, ИМЕЮЩИХ ОТНОШЕНИЕ К ПРОИСШЕСТВИЮ.....	26
1.18. ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ.....	26
1.19. НОВЫЕ МЕТОДЫ, КОТОРЫЕ БЫЛИ ИСПОЛЬЗОВАНЫ ПРИ РАССЛЕДОВАНИИ	26
2. АНАЛИЗ.....	27
3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ	52
4. ДРУГИЕ НЕДОСТАТКИ, ВЫЯВЛЕННЫЕ В ХОДЕ РАССЛЕДОВАНИЯ.....	53
5. РЕКОМЕНДАЦИИ	54

Список сокращений, используемых в настоящем отчёте

Ам	– азимут магнитный
АЗ	– автомат запуска
АМЦ	– авиационный метеорологический центр
АО	– акционерное общество
АП	– авиационное происшествие
в. д.	– восточная долгота
ВЛЭК	– врачебно-лётная экспертная комиссия
ВЛП	– весенне-летний период
ВС	– воздушное судно
ГВС	– гражданское воздушное судно
ГосНИИ ГА	– Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации
ГСМ	– горюче-смазочные материалы
ДФО	– Дальневосточный федеральный округ
ДВ ЦПАП	– Дальневосточный центр подготовки авиационного персонала
ЗГД	– заместитель генерального директора
КВС	– командир воздушного судна
КНТОР АП	– Комиссия по научно-техническому обеспечению расследования авиационных происшествий
КРАП	– Комиссия по расследованию авиационных происшествий
КТВ	– комплексный тренажер вертолета
ЛУГА	– лётное училище гражданской авиации
МАК	– Межгосударственный авиационный комитет
МВЗ	– Московский вертолётный завод
МДП	– местный диспетчерский пункт
МТУ	– межрегиональное территориальное управление
НАРЗ	– Новосибирский авиаремонтный завод
НВ	– несущий винт
ОЛР	– организация лётной работы
ООО	– общество с ограниченной ответственностью
ОЛСиС	– отдел летных стандартов и сертификации
ОПЛГ	– отдел поддержания летной годности

ОрВД	– организация воздушного движения
ОШ	– общий шаг
ПВП	– правила визуальных полётов
ПЗУ	– пылезащитное устройство
ПН-40	– плунжерный насос
ППОМ	– Пермское производственное объединение «Моторостроитель»
ППП	– правила полётов по приборам
ППР	– после последнего ремонта
РКР	– руководство по капитальному ремонту
РЛЭ	– руководство по лётной эксплуатации
РО	– регламент обслуживания
РПИ	– район полетной информации
РЦ ЕС ОрВД	– районный центр единой системы организации воздушного движения
с. ш.	– северная широта
СК	– Следственный комитет
СНЭ	– с начала эксплуатации
СОТ	– следственный отдел на транспорте
СУТ	– следственное управление на транспорте
ТО	– техническое обслуживание
ТК	– турбокомпрессор
УВД	– управление воздушным движением
УГАН НОТБ	– Управление государственного авиационного надзора и надзора за обеспечением транспортной безопасности
УЗГА	– Уральский завод гражданской авиации
УКВ	– ультракороткие волны
ФАП-128	– Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полётов в гражданской авиации РФ», утверждены приказом Минтранса России от 31.07.2009 № 128
ФГУП	– федеральное государственное унитарное предприятие
ЦЗС	– центральная заправочная станция
GAMET	– зональный прогноз погоды по району
UTC	– всемирное координированное время

Общие сведения

27 мая 2017 года, в 18:30 местного времени (08:30 UTC)¹, днем, в визуальных метеорологических условиях, в горном массиве Красноармейского района Приморского края произошла авария вертолёт Ми-8Т RA-24682. На борту находились три члена экипажа и девять пассажиров. В результате АП вертолёт получил существенные повреждения. Один пассажир получил телесные повреждения и был госпитализирован. Остальные пассажиры и экипаж не пострадали.

Информация об АП поступила в МАК в 14:00 27.05.2017

Расследование авиационного происшествия проведено комиссией, назначенной приказом Председателя КРАП МАК от 27.05.2017 № 13/826-р.

Расследование начато – 27.05.2017.

Расследование закончено – 23.03.2022.

Предварительное следствие проводилось Приморским СОТ Дальневосточного СУТ СК России.

¹ Далее приводится время UTC, если не оговорено иное.

1. Фактическая информация

1.1. История полёта

27.05.2017 экипаж вертолота Ми-8Т RA-24682 ООО «Дальнереченск Авиа» выполнял коммерческий рейс с целью перевозки пассажиров по маршруту: п. п. Охотничий – п. п. Дальнереченск – п. п. Матвеевский Приморского края. На борту ВС находились экипаж в составе: КВС, второй пилот, бортмеханик и девять пассажиров. Также перевозился багаж общим весом 260 кг. Количество топлива на борту ВС составляло 2500 л (2000 кг). Расчётный взлётный вес вертолота составил 10962 кг, что не превышало максимально допустимого значения. Центровка при взлёте была +126 мм.

Примечание: Глава 2 «Ограничения» РЛЭ Ми-8:

п. 2.5.1. «Массы и центровки»:

...п. 2.5.1.1. Максимальная взлётная (посадочная) масса вертолота в транспортном и пассажирском вариантах – 12000 кг.

...п. 2.5.1.6. Предельно допустимая центровка вертолота:

- передняя: + 370 мм;

- задняя: - 80 мм.

Уведомление об использовании воздушного пространства было подано 27.05.2017 в зональный центр ФГУП «Госкорпорация по ОрВД». Полёт выполнялся в воздушном пространстве класса «G».

Предварительная подготовка экипажа для полётов в данном районе проводилась 23.05.2017 под руководством ЗГД по ОЛР ООО «Дальнереченск Авиа».

Предполётная подготовка проводилась под руководством КВС на п. п. Охотничий.

Перед вылетом вертолёт находился в исправном состоянии. Планер, двигатель, комплектующие изделия и агрегаты имели достаточный ресурс для выполнения полёта. Отказов и неисправностей при последнем оперативном техническом обслуживании не выявлено.

Перед вылетом КВС был ознакомлен с прогнозом и фактической погодой по аэродрому Дальнереченск и зональным прогнозом в формате GAMET для РПИ Артем по районам и площадям, где проходил маршрут полёта.

В соответствии с п. 8.10.1. ФАП-128, ввиду выполнения полёта с посадочной площадки, на которой отсутствует медицинский работник, который имеет право проводить медицинский осмотр, решение о допуске членов экипажа к полёту принял КВС.

Взлёт ВС был произведен 27.05.2017 в 08:08, согласно плану.

После набора барометрической высоты² 1200 м, на 13-й минуте полёта, обороты НВ стали плавно снижаться. Падение оборотов зафиксировал второй пилот, который на данном этапе осуществлял активное пилотирование. В дальнейшем КВС взял управление на себя и осуществлял пилотирование вплоть до приземления.

Еще через 2 минуты на высоте около 1350 м появилась разница в температурах газов двигателей, со скачкообразным снижением температуры газов правого двигателя на 30-50 °С относительно левого. Обороты НВ снизились до 86 %.

КВС принял решение произвести вынужденную посадку на площадку, подобранную с воздуха.

При заходе на посадку, на геометрической высоте 40 м произошел отказ правого двигателя. Левый двигатель продолжал работать.

Через 17 секунд после отключения правого двигателя КВС произвёл посадку по самолётному на основные стойки шасси. После пробега по земле около 20 м передняя стойка шасси «зарылась» в мягкий грунт, что привело к уменьшению тангажа и последующему соударению лопастями НВ с землей. В дальнейшем от ВС отделилась хвостовая балка. Вертолёт развернуло на 90 градусов влево с частичным повреждением кабины и других частей фюзеляжа.

После посадки экипаж обесточил вертолёт и приступил к эвакуации пассажиров на безопасное расстояние.

После завершения эвакуации пассажиров КВС сообщил о факте вынужденной посадки и координаты места АП по спутниковому телефону в ООО «Дальнереченск Авиа». Одновременно силами экипажа была оказана максимально возможная медицинская помощь травмированному в результате АП пассажиру.

В дальнейшем для прибытия спасательного вертолета экипажем была подготовлена посадочная площадка.

Эвакуации пассажиров и экипажа была произведена вертолётom Ми-8Т RA-06151 ООО «Дальнереченск Авиа».

² Здесь и далее указана барометрическая высота по стандартному давлению 760 мм рт. ст.

1.2. Телесные повреждения

Телесные повреждения	Экипаж	Пассажиры	Прочие лица
Со смертельным исходом	0	0	0
Серьезные	0	1	0
Незначительные/отсутствуют	0/3	0/8	0/0

1.3. Повреждения воздушного судна

В результате АП вертолёт получил значительные повреждения (Рис 1).



Рис 1. Внешний вид ВС

Полностью разрушены лопасти НВ, хвостовая балка отделена от фюзеляжа в корневой части и разрушена на несколько фрагментов. Фюзеляж в носовой части значительно деформирован от удара о грунт.

Разрушено остекление кабины пилотов (Рис. 2). Правая стойка шасси сломана. Левая стойка видимых повреждений не имеет. Состояние передней стойки оценить не удалось из-за её заглубленности в грунт.



Рис. 2. Повреждения носовой части фюзеляжа

Обшивка воздухозаборников двигателей имеет вмятины, оборваны заклёпки.

Лопатки правого двигателя первой ступени имеют незначительные повреждения, полученные в результате попадания посторонних предметов в двигатель при жесткой посадке. В момент удара ВС о грунт двигатель не работал. Лопатки входного направляющего аппарата и первой ступени турбокомпрессора левого двигателя имеют значительные повреждения в виде вмятин, забоин с разрывом материала, сколов по входной и выходной кромкам (Рис. 3). Данные повреждения вызваны попаданием посторонних объектов в газоздушный тракт двигателя и свидетельствуют о его работе в момент АП.

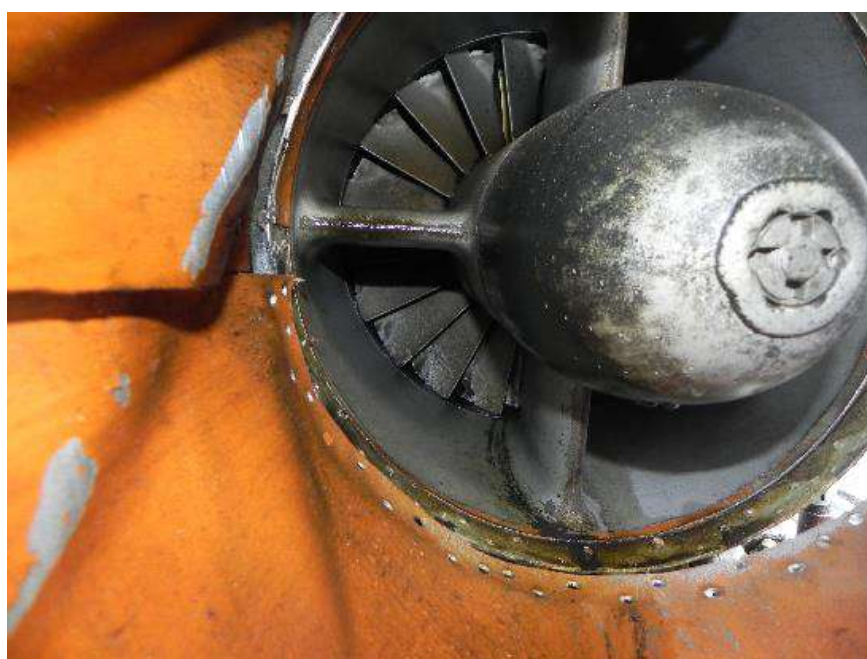


Рис. 3. Лопатки входного направляющего аппарата правого двигателя

1.4. Прочие повреждения

Отсутствуют.

1.5. Сведения о личном составе

Занимаемая должность	КВС
Пол	Мужской
Возраст	51 год
Образование	Кременчугское ЛУГА в 1989 г., диплом от 01.07.1989 серия КТ № 769350, специальность - пилот гражданской авиации
Свидетельство пилота	Свидетельство линейного пилота № 0042818, выдано 28.04.2017 Дальневосточным МТУ Росавиации. Квалификационная отметка: <i>«Вертолет (helicopter) Mi-8»³</i> .
Медицинское заключение	ВЛЭК филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», медицинское заключение 1 класса ВТ № 013047 от 17.04.2017: <i>«Признан годным к работе линейным пилотом авиакомпании»</i> , срок действия до 17.04.2018
Минимум погоды	ПВП (день): 150 х 2000 м х 25 м/с ПВП (ночь): 450 х 4000 м х 25 м/с ППП: 150 х 1500 м х 25 м/с
Общий налёт	5385 ч, весь на Ми-8
Налёт в качестве КВС	2230 ч
Налёт за последние 30 суток	29 ч 45 мин
Налёт за последние трое суток	3 ч 35 мин
Налёт в день происшествия	0 ч 24 мин
Дата последней проверки техники пилотирования	11.10.2016, пилот-инструктор ООО «Дальнереченск Авиа», день, оценка - <i>«отлично»</i> . Вывод: <i>«Может продолжать полёты на вертолёте Ми-8Т в качестве КВС.</i>

³ Здесь и далее, если не оговорено особо, в ответах организаций, объяснительных, выписках радиопереговоров и других цитируемых документах, выделенных курсивом, сохранена авторская редакция.

	<i>Квалификации линейного пилота соответствует»</i>
Тренажер	КТВ Ми-8Т, с 1.03 по 10.03.2017, под руководством ЗГД по ОРЛ ООО «Дальнереченск Авиа»
Предполетный отдых	2 суток в гостинице
Кем и когда осуществлялся медицинский контроль состояния здоровья перед вылетом	Самоконтроль
Авиационные происшествия и инциденты в прошлом	Не имел

Занимаемая должность	Второй пилот
Пол	Мужской
Возраст	52 года
Образование	Кременчугское ЛУГА в 1986 г., диплом от 05.07.1986 серия ИТ № 915685, специальность – пилот гражданской авиации
Свидетельство пилота	Свидетельство линейного пилота № 0029063, выдано 26.01.2016 Дальневосточным МТУ Росавиации, квалификационная отметка - <i>«вертолёт (helicopter) Mi-8 Co-pilot»</i>
Медицинское заключение	ВЛЭК филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», медицинское заключение 1 класса, серия РА № 168249 от 28.10.2016: <i>«Признан годным к лётной работе пилотом авиакомпании»</i> , действительно до 28.10.2017
Общий налёт	5892 ч, весь на Ми-8
Налёт за последние 30 суток	37 ч 10 мин
Налёт за последние трое суток	3 ч 35 мин
Налёт в день происшествия	0 ч 24 мин
Дата последней проверки техники пилотирования	08.04.2017, день, пилот-инструктор ООО «Дальнереченск Авиа», день, оценка -

	«отлично». Вывод: <i>«Может продолжать выполнять полёты в качестве второго пилота вертолёт Ми-8Т, Ми-8МТВ. Квалификации линейного пилота ГА соответствует»</i>
Тренажер	КТВ Ми-8, 03.04.2017 под руководством ЗГД по ОРЛ ООО «Дальнереченск Авиа»
Отдых (условия и продолжительность)	2 суток в гостинице
Кем и когда осуществлялся медицинский контроль состояния здоровья перед вылетом	В соответствии с пунктом 8.10.1 ФАП-128 решение о допуске к полёту принимал КВС
Авиационные происшествия и инциденты в прошлом	Не имел

Занимаемая должность	Бортмеханик
Пол	Мужской
Возраст	37 лет
Образование	Самарский государственный аэрокосмический университет, диплом от 17.02.2005 ВСВ № 0274594. Переподготовка на вертолёт Ми-8Т в ФГУП ДВ ЦПАП 05.04.2013 свидетельство № 11181, специальность - <i>«техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей»</i>
Свидетельство	Свидетельство бортинженера (бортмеханика) № 0028263, выдано 05.05.2015 Дальневосточным МТУ Росавиации, квалификационная отметка: <i>«вертолёт (helicopter) Mi-8»</i>
Медицинское заключение	ВЛЭК филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», медицинское заключение 1 класса РА № 168285 от 11.11.2016: <i>«Признан годным к лётной работе бортмехаником»</i> , действительно до 11.11.2017

Общий налёт	1472 ч, весь на Ми-8
Налёт за последние 30 суток	28 ч 40 мин
Налёт за последние трое суток	3 ч 35 мин
Налёт в день происшествия	0 ч 24 мин
Дата последней проверки	11.01.2017, бортмеханик-инструктор ООО «Дальнереченск Авиа», оценка - «хорошо». Вывод: <i>«Квалификации бортмеханика ГА соответствует. Может продолжать полёты в качестве бортмеханика вертолёта Ми-8Т, Ми-8МТВ-1»</i>
Отдых (условия и продолжительность)	2 суток в гостинице
Кем и когда осуществлялся медицинский контроль состояния здоровья перед вылетом	В соответствии с пунктом 8.10.1 ФАП-128 решение о допуске к полёту принимал КВС
Авиационные происшествия и инциденты в прошлом	Не имел

1.6. Сведения о воздушном судне

Тип ВС	Ми-8Т
Дата выпуска	22.08.1981
Заводской номер	9815742
Изготовитель ВС	Улан-Удэнский авиационный завод
Государственный и регистрационный опознавательные знаки	RA-24682
Свидетельство о регистрации гражданского ВС	№ 6293, выдано 23.12.2011 Управлением инспекции по безопасности полётов Росавиации
Собственник	ООО «Авиакомпания «Орлан»
Эксплуатант	ООО «Авиакомпания Дальнереченск»
Сертификат лётной годности гражданского ВС	№ 2032160081, выдан 22.08.2016 Дальневосточным МТУ Росавиации, действителен до 22.08.2018 или до наработки 3000 ч ППР
Назначенный ресурс и срок службы	23000 ч / 37 лет

Наработка СНЭ	17591 ч 36 мин, 7352 посадки
Остаток ресурса/срока службы	5408 ч 24 мин / 10 мес
Количество ремонтов	10, последний ремонт 25.05.2011, ОАО «НАРЗ», г. Новосибирск
Межремонтный ресурс и срок службы	3000 ч / 8 лет
Наработка ППР	2990 ч 11 мин, 2706 посадок
Остаток межремонтного ресурса/срока службы	9 ч 49 мин / 2 года
Последнее периодическое техническое обслуживание	05.04.2017, Ф-19 (2925 ± 20 ч) + подготовка к ВЛП, к/н от 17.03.2017 № 130, ООО «Авиакомпания «Приамурье»
Последнее оперативное техническое обслуживание	25.05.2017, ОБ - ОБ ₁ , к/н от 27.05.2017 № 338, ООО «Авиакомпания Приамурье»

Левый двигатель

Тип	ТВ2-117А
Заводской №	С95401464
Изготовитель	ППОМ им. Свердлова, г. Пермь
Дата выпуска	20.12.1975
Назначенный ресурс	12000 ч
Наработка СНЭ	4736 ч 14 мин
Остаток назначенного ресурса	7263 ч 49 мин
Количество ремонтов, дата и место последнего ремонта	3, 21.02.2011, АО «УЗГА», г. Екатеринбург
Межремонтный ресурс/срок службы	2000 ч/12 лет (продлён до 2000 ч 14.12.2016 АО «УЗГА» согласно бюллетеню № 79278-БЭ-Г)
Наработка ППР	1953 ч 31 мин
Остаток межремонтного ресурса/срока службы	46 ч 29 мин / 3 года

Правый двигатель

Тип	ТВ2-117А
Заводской №	С91311236
Изготовитель	ППОМ им. Свердлова, г. Пермь

Дата выпуска	07.09.1981
Назначенный ресурс	12000 ч
Наработка СНЭ	2828 ч 50 мин
Остаток назначенного ресурса	9171 ч 10 мин
Количество ремонтов, дата и место последнего ремонта	2, последний ремонт 28.12.2010, АО «УЗГА», г. Екатеринбург
Межремонтный ресурс/срок службы	1500 ч / 12 лет
Наработка ППР	668 ч 50 мин
Остаток межремонтного ресурса/срока службы	831 ч 10 мин / 2 года

Вывод: наработка вертолёт и двигателей не превышала установленных ограничений. ТО проводилось своевременно.

1.7. Метеорологическая информация

Метеорологическое обеспечение полетов производилось АМЦ «Артём». Место АП расположено во 2 районе полетной информации.

Прогноз погоды GAMET 27.05.2017 по районам 1 – 4, 6 ниже эшелона 150 сроком действия с 06:00 до 12:00:

- ветер у поверхности земли: местами в районах 2, 3 направление ветра 070°, скорость 12 м/с, порывы 17 м/с;
- видимость у поверхности земли: местами 1000 м ливневый дождь;
- особые явления погоды: местами изолированные грозы;
- закрытие гор: выше 900 м над средним уровнем моря в районах 2, 3, 6;
- облачность: изолированная кучево-дождевая с нижней границей 900 м и верхней границей выше 4500 м над средним уровнем моря, местами в районах 2, 3, 4, 6 значительная с нижней границей 100 м и верхней границей 900 м над средним уровнем моря;
- турбулентность: умеренная в слое от земли до эшелона полета 150;
- барические системы: ложбина.

Ветер и температура по высотам для районов 1, 2:

на высотах 100 – 600 м ветер 040° 11 м/с, температура + 12°C;

на высоте 1000 м ветер 050° 11 м/с; температура +12°C;

на высоте 1500 м ветер 050° 14 м/с, температура +09°C;

на высоте 2000 м ветер 050° 14 м/с, температура +03°C;

на высоте 3000 м ветер 060° 14 м/с, температура минус 03°C;

на высоте 4500 м ветер 070° 17 м/с, температура минус 15°C.

Высота нулевой изотермы 2400 м над средним уровнем моря.

Минимальное значение давления, приведенное к среднему уровню моря по стандартной атмосфере (QNH), 1003 гПа/752 мм рт. ст.

Вулканические извержения отсутствуют.

По данным наблюдений за фактической погодой на станции Охотничий (удаление 68 км в азимуте истинном 256° от места АП) в дневные часы с 03:00 до 09:00 отмечались следующие метеоусловия: ветер у земли 110° – 280°, скорость 01 – 02 м/с; видимость 20 км; облачность значительная перистая плотная выше 2500 м; температура воздуха 20,1 – 24,5°C; температура точки росы 0,8 – 4,4°C; давление на станции 964,6 – 966,2 гПа; давление, приведенное к среднему уровню моря, 1004,7 – 1006,5 гПа.

По данным наблюдений за фактической погодой на станции Дальнереченск (удаление 198 км в азимуте истинном 75° от места АП) в дневные часы с 03:00 до 09:00 отмечались следующие метеоусловия: ветер у земли 060° – 310°, скорость 02 м/с; видимость более 50 км; облачность значительная перистая выше 2500 м; температура воздуха 22,6 – 23,8 °C; температура точки росы 04,1 – 06,1°C; давление на станции 994,6 – 997,0 гПа; давление, приведенное к среднему уровню моря, 1006,2 – 1008,6 гПа.

Анализ фактической погоды позволяет сделать вывод, что метеорологические условия не препятствовали выполнению полёта.

1.8. Средства навигации, посадки и УВД

Работа средств навигации, посадки и УВД не связана с причиной АП.

1.9. Средства связи

На вертолёте Ми-8Т RA №24682 установлены следующие радиостанции: КВ-радиостанция «ЯДРО 1-1А» (1 комплект) и УКВ-радиостанция «БАКЛАН-20» (1 комплект). Перед вылетом экипаж установил связь с диспетчером МДП Хабаровского РЦ ЕС ОрВД, а после взлёта – с оператором радиобюро МДП Владивосток. Работа средств связи влияния на исход полета не оказала.

1.10. Данные об аэродроме

Авиационное происшествие произошло вне аэродрома.

1.11. Бортовые самописцы

ВС Ми-8Т RA-24682 оборудовано штатной системой регистрации параметров СДК-8. В результате АП блок накопления информации БНИ1-1 повреждений не получил. Расшифровка параметров полёта производилась в лаборатории МАК, результаты расшифровки использованы для определения причин АП.

На борту ВС был установлен штатный магнитофон П-503, который на месте АП обнаружен не был.

Также на борту ВС находился портативный приемник спутниковой навигации Garmin aera 795, на котором информация о полетах вертолета Ми-8Т RA-24682 отсутствовала.

1.12. Сведения о состоянии элементов воздушного судна и об их расположении на месте происшествия

Место АП расположено в лесном горном массиве Сихотэ-Алинь (максимальная высота 2090 м), пересечённом ущельями, с многочисленными руслами рек, ручьёв, в истинном азимуте 105° на удалении 30 км от н. п. Восток Красноармейского района Приморского края (Рис. 4).

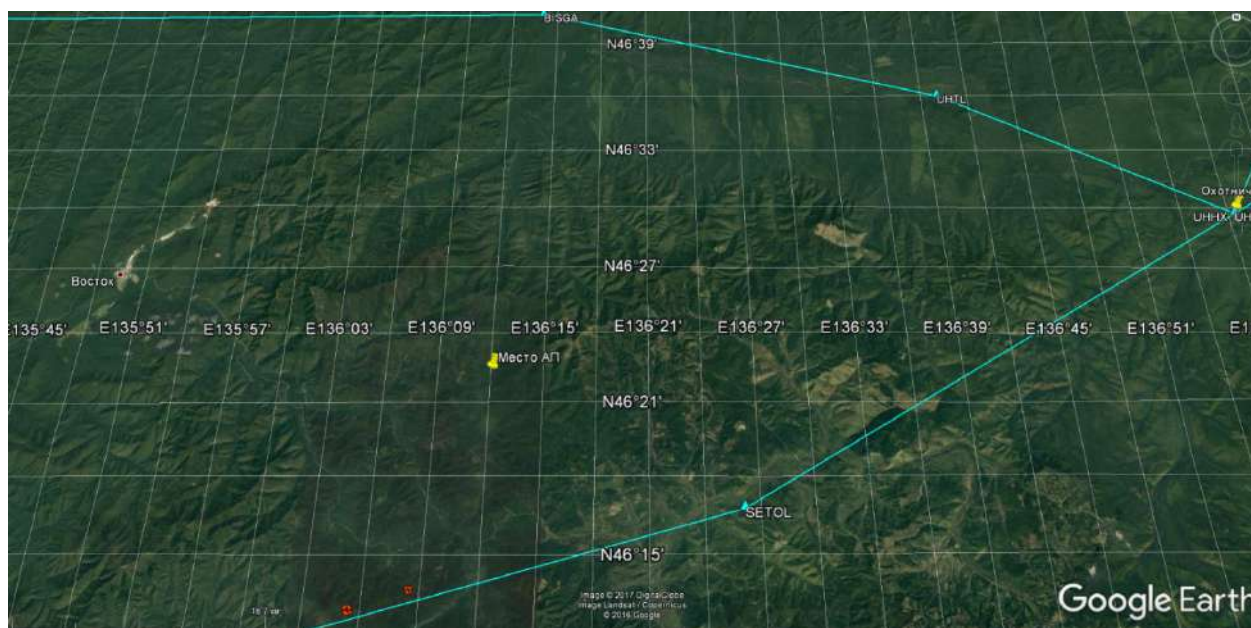


Рис. 4. Место АП

Координаты места АП: $46^\circ 22' 14,3''$ с. ш. и $136^\circ 11' 57,7''$ в. д. Превышение над уровнем моря - 740 м. Магнитное склонение минус 11° .

ВС находилось на участке просеки, подготовленной для вывоза древесины спецтехникой (Рис. 5). Ширина спланированной части насыпи в месте АП - 11,7 м, длина прямого участка - 200 м, высота насыпи - 1,5 м, имеется поперечный уклон $1,5^\circ - 2^\circ$ на запад, в продольном направлении уклона нет. Направление насыпи с севера на юг. Данный участок просеки готовился в зимних условиях и для работы не использовался, поверхность не укатана, обладает низкой удельной плотностью (проваливается нога человека).

Вдоль дороги на расстоянии от 10 м до 15 м расположен хвойный лесной массив, высотой деревьев до 12 м. Посадка осуществлялась в северном направлении, продольная ось вертолета на месте АП расположена с $МК = 285^\circ$.



Рис. 5. Расположение фрагментов ВС

№ п/п	Наименование фрагмента	Ам, удаление от точки начала отсчета	Примечание
Расположение главного редуктора вертолета взято за точку начала отсчета			

1	Место касания правого колеса основной стойки шасси	185° 21,5 м	
2	Место касания левого колеса основной стойки шасси	190° 22 м	
3	Место касания колеса передней стойки шасси	190° 14,5 м	
4	Фрагмент конструкции хвостового редуктора	270° 20 м	
5	Фрагмент хвостового стабилизатора	270° 31 м	
6	Фрагменты обшивки вертолета	275° 31 м	

7	Фрагмент хвостовой балки, обшивки вертолета	295° 19 м	
8	Фрагмент лопасти НВ	355° 42 м	
9	Фрагмент лопасти НВ	360° 33 м	
10	Фрагмент лопасти НВ, фрагмент хвостовой балки, обшивки	10-20° 7-16 м	
11	Фрагмент лопасти НВ	100° 42 м	
12	Сдвижная входная дверь	245° 2 м	
13	Место касания НВ поверхности насыпи, глубина следов 15-26 см	310-20° 10,5 м	

Длина и глубина колеи шасси ВС при передвижении вертолета по земле после посадки:

- передней стойки шасси – 14,5 м, глубина колеи от 5 см до 30 см;
- левого колеса основной стойки шасси – 16,5 м, глубина колеи от 5 см до 15 см;
- правого колеса основной стойки шасси – 17 м, глубина колеи от 5 см до 17 см.

1.13. Медицинские сведения

Экипаж прошёл процедуру медицинского освидетельствования 27.05.2017 в КГБУЗ «Дальнереченская ЦГБ», признаков употребления алкоголя и наркотических веществ не выявлено.

1.14. Данные о выживаемости пассажиров, членов экипажа и прочих лиц при авиационном происшествии

Со слов КВС и пассажиров, во время полёта все были пристёгнуты ремнями безопасности. В результате авиационного происшествия один пассажир получил повреждения средней степени тяжести и был доставлен в медицинское учреждение.

Особенностей конструкции ВС, повлиявших на тяжесть последствий, не выявлено.

1.15. Действия аварийно-спасательных и пожарных команд

После посадки члены экипажа организовали эвакуацию пассажиров из вертолёт. Убедившись, что экипаж и пассажиры находятся на безопасном удалении от повреждённого ВС, КВС по спутниковому телефону связался с диспетчером «Дальнереченск Авиа» и сообщил координаты места АП. Также он сообщил о готовности принять второй вертолёт. Была подготовлена площадка для приёма спасательного вертолёт. Через 1 ч 40 мин на место АП прибыл вертолёт Ми-8Т RA-06151 компании «Дальнереченск Авиа», на котором экипаж и пассажиры аварийного ВС были эвакуированы в г. Дальнереченск.

1.16. Испытания и исследования

1.16.1. Исследования ГСМ

В НЦ-28 ФГУП ГосНИИ ГА проведены исследования проб топлива, отобранного из расходного бака аварийного ВС и из резервуара №9 ЦЗС а/п Дальнереченск, из которого был заправлен вертолёт перед вылетом, а также проб масла, отобранных из масляной системы вертолёт (двигателей и главного редуктора). Исследования показали, что:

1. Топливо, отобранное из расходного бака вертолёт Ми-8Т RA-24682, по физико-химическим и эксплуатационным показателям, внешнему виду, ИК-спектрам и характеру поведения идентифицировано как топливо для реактивных двигателей марки ТС-1 по ГОСТ 10227 с изм. 1-6.

Установленные величины проверенных физико-химических и эксплуатационных показателей качества топлива находятся на уровне статистических данных для топлива, сливаемого с топливной системы ВС при нормальных условиях эксплуатации.

В пробах топлива, отобранных из расходного бака вертолета Ми-8Т RA-24682, обнаружены механические примеси в виде единичных светлых и темных волокон.

Значения физико-химических и эксплуатационных показателей в образцах топлива, отобранных из резервуара №9 ЦЗС а/п Дальнереченск и из расходного бака вертолета Ми-8Т RA-24682, подобны между собой в пределах воспроизводимости методов испытаний. Замечаний к качеству топлива не выявлено.

2. По результатам оценки люминесцентного свечения, содержания антиокислительных присадок, ИК-спектрам и полученным физико-химическим показателям образцы масла, отобранные из главного редуктора, правого и левого двигателей вертолета Ми-8Т RA-24682, идентифицированы как авиационное масло марки ТУРБОНИКОЙЛ-98 (TN-98) одной партии. Значения проверенных физико-химические показатели качества представленных проб масла находятся на уровне статистических данных для масел марки ТУРБОНИКОЙЛ-98 (TN-98), работавших в условиях нормальной эксплуатации ВС.

1.16.2. Исследования агрегатов топливной автоматики двигателей

С целью установления причин падения частоты вращения несущего винта вертолѐта и неустойчивой работы правого двигателя с последующим его самовыключением, а также невыходом на повышенный режим левого работающего двигателя, на базе АО «УЗГА» под руководством ФАУ «Авиареги́стр Росси́и» были проведены исследования агрегатов топливоподачи двигателей ТВ2-117 № С95401464 и № С91311236.

В результате проведенных стендовых испытаний, разборки и дефектации деталей агрегатов топливной автоматики (НР-40, РО-40, СО-40, КА-40, ПН-40 и ИМ-40) двигателей ТВ2-117А №№ С95401464 (левого) и С9131 1236 (правого) установлено, что агрегаты на момент их проверки были работоспособны, за исключением насоса-регулятора НР-40ВА № 10104318206 правого двигателя.

В дальнейшем была выполнена разборка и дефектация деталей НР-40ВА № 101104318206. При дефектации был обнаружен разрыв мембраны клапана постоянного перепада (30262.893) и негерметичность золотника с мембраной (уз. 760.082) ограничителя максимального расхода (незначительное стравливание воздуха от центра сборочной единицы в количестве 2-х пузырьков воздуха в течение минуты).

Примечание: Стр. 21 РТЭ двигателя ТВ2-117А и редуктора ВР-8:

«Клапан постоянного перепада поддерживает постоянный перепад давлений топлива на дозирующем сечении иглы, а, следовательно, и постоянный расход топлива на заданном режиме. Клапан состоит из золотника, перемещающегося во втулке и скрепленного с мембранной, пружины и жиклера».

Стр. 22 РТЭ двигателя ТВ2-117А и редуктора ВР-8:

«Ограничитель максимального расхода топлива ограничивает мощность двигателя на взлетном режиме в определенном диапазоне температур наружного воздуха посредством уменьшения расхода топлива и поддержания его стабильности...

Ограничитель состоит из втулки с винтом 113, при помощи которых устанавливается определенное сечение на пути топлива после дозирующей иглы, и клапана с мембранным усилителем, поддерживающих на выходном сечении постоянный перепад давлений, а, следовательно, и постоянный расход топлива.

Максимальный расход топлива регулируется винтом 113».

Согласно ЗаклЮчению ФАУ «Авиарегистр России» № 9922-АП/103 по результатам специальных исследований агрегатов топливной системы двигателей, несоответствие параметров работы агрегата НР-40ВА № 10104318206 правого двигателя на испытательном стенде было вызвано разрывом мембраны клапана постоянного перепада, что приводило к увеличению расхода топлива на всех режимах работы двигателя. При этом разрушение мембраны клапана постоянного перепада не могло привести к снижению режима работы, неустойчивой работе и последующему самовыключению двигателя ТВ2-117А № С91311236 (правого).

Исследования показали, что:

- Причиной разрушения мембраны клапана постоянного перепада давления с насоса регулятора НР-40ВА № 10104318206 правого двигателя ТВ2-117А № С91311236 вертолета Ми-8Т RA-24682 явилось ее некачественная установка в процессе сборки узла.
- Причиной незначительной негерметичности мембраны ограничителя максимального расхода с насоса регулятора НР-40ВА № 10104318206 правого двигателя ТВ2-117А № С91311236 вертолета Ми-8Т RA-24682 явилось смещение элементов крепления золотника относительно ее жесткого центра.

Негерметичность золотника с мембраной ограничителя максимального расхода была незначительна и не могла повлиять на работоспособность агрегата НР-40ВА в эксплуатации.

В связи с тем, что замена мембраны КПП и мембраны ограничителя максимального расхода осуществляется только при выполнении капитального ремонта агрегата НР-40ВА, для предупреждения подобных случаев ремонтным предприятиям предлагается усилить контроль за качеством установки указанных мембран при выполнении капитального ремонта НР-40ВА двигателей ТВ2-117АГ, а АО «ОДК СТАР» (разработчику агрегата НР-40) рассмотреть целесообразность проведения внеочередного авторского надзора по выполнению ремонтов насосов-регуляторов НР-40 в АО «УЗГА».

В результате проведенных исследований агрегатов топливной автоматики не были установлены причины падения частоты вращения несущего винта вертолёт и неустойчивой работы правого двигателя с последующим его самовыключением, а также невыходом на повышенный режим левого работающего двигателя.

1.16.3. Проведение эксперимента по имитации засорения воздушного фильтра и входного жиклера АЗ агрегата НР-40ВА

В связи с тем, что при оценке технического состояния двигателей после АП было обнаружено значительное засорение сеток воздушных фильтров автоматов запуска (АЗ) агрегатов НР-40ВА, а также полное перекрытие пылью проходного сечения входного жиклера АЗ правого двигателя, был проведен эксперимент по имитации засорения воздушного фильтра и входного жиклера АЗ и определению влияния их засоренности на подачу топлива в камеру сгорания.

Примечание: Стр. 22 РТЭ двигателя ТВ2-117А и редуктора ВР-8.

«Автомат запуска (АЗ) в процессе запуска двигателя дозирует топливо в камеру сгорания в зависимости от давлений воздуха p_2 (за компрессором) и p_n (окружающей среды).

На всех режимах работы двигателя, в т. ч. и на малом газе, АЗ не оказывает влияние на подачу топлива в камеру сгорания, так как клапан АЗ, через который осуществляется слив топлива для обеспечения минимальной подачи топлива в камеру сгорания во время запуска двигателя, закрыт.

При значительном засорении воздушного фильтра АЗ давление воздуха, поступающего на вход АЗ в полете, падает, что приводит к постепенному открытию указанного выше клапана АЗ. В результате

подача топлива в камеру сгорания уменьшается пропорционально падению давления воздуха на входе в АЗ насоса-регулятора.

Эксперимент проводился на базе АО «УЗГА» с использованием стенда для регулировки агрегата НР-40ВА.

Цель эксперимента: получение информации о степени влияния на максимальный расход топлива давления воздуха, подаваемого в автомат запуска (имитация различной степени засорения воздушного фильтра и входного жиклера), при положении рычага управления НР-40ВА «Максимальные обороты».

Имитация засоренности воздушного фильтра и входного жиклера АЗ обеспечивалась путем уменьшения давления воздуха, подаваемого на вход в АЗ НР-40ВА.

При выполнении эксперимента максимальный расход топлива был выставлен регулировкой винтом 113 (ОМР) согласно требованию РКР (415 ± 7 кг/ч), рычаг управления - на упоре «Максимальные обороты», обороты электропривода стенда - 3600 ± 20 об/мин, при этом максимальный расход топлива G_t составил 417 кг/ч, давление топлива I контура – 43 кгс/см².

При увеличении оборотов электропривода стенда свыше 3600 об/мин отмечено отсутствие увеличения максимального расхода и давления топлива I контура.

При ступенчатом снижении давления воздуха с 2 до 0,5 кгс/см² происходило снижение расхода топлива до 96 кг/ч и давления топлива в I контуре до 22 кгс/см².

Зависимость расхода и давления топлива от давления воздуха, подаваемого в автомат запуска (имитация различной степени засорения фильтра АЗ), представлена в таблице:

Давление воздуха, кгс/см ²	2.0	1.75	1.25	1.0	0.9	0.75	0.5
Расход топлива, кг/ч	417	414	413	412	390	146	96
Давление топлива, кгс/см ²	43	43	43	43	40	33,2	22

При резком снижении давления воздуха до нуля (имитация засорения входного жиклёра АЗ) происходит падение расхода топлива до 30...40 кг/ч и давления топлива в I контуре до 2,1 кгс/см² за 10 секунд.

Выводы:

1. При снижении давления воздуха на вход в АЗ с 2 до 1 кгс/см² (имитация засорения фильтра в начальной стадии) изменения расхода топлива фактически отсутствуют, т. е. АЗ не оказывает влияние на работу агрегата в данном диапазоне давления воздуха;

2. При снижении давления воздуха с 1 до 0,5 кгс/см² (имитация значительного засорения фильтра) происходит пропорциональное снижение расхода топлива до 96 кг/ч, что приводит к снижению режима работы двигателя и возможному последующему его выключению (срыву пламени в камере сгорания, обусловленному значительным уменьшением подачи топлива);

3. При резком перекрытии подачи воздуха (имитация засорения входного жиклёра АЗ) на АЗ расход топлива снижается до 30 - 40 кг/ч и давление топлива в I контуре до 2,1 кгс/см², т. е. засорение входного жиклёра приводит к снижению режима и последующему выключению двигателя в течение 10 секунд.

1.17. Информация об организациях и административной деятельности, имеющих отношение к происшествию

Собственник ВС – ООО «Авиакомпания «Орлан». Юридический адрес: 680031, Хабаровск, Матвеевское шоссе, 24.

Эксплуатант ВС – ООО «Дальнереченск Авиа». Юридический адрес: 680031, Хабаровск, Матвеевское шоссе, 24.

ВС эксплуатировался ООО «Дальнереченск Авиа» на основании договора аренды от 29.12.2015 № 01/2016(ВС).

Авиационная администрация – Дальневосточное МТУ Росавиации. Юридический адрес: 680000, г. Хабаровск, ул. Петра Комарова, 6.

Государственный контроль (надзор) за исполнением субъектами надзора обязательных требований в области гражданской авиации в месте АП осуществляет УГАН НОТБ ДФО Ространснадзора. Юридический адрес: 680000, г. Хабаровск, ул. Петра Комарова, 6.

1.18. Дополнительная информация

После вынужденной посадки экипаж не активировал АРМ-406 в соответствии с требованиями гл. 2 части В РПП авиакомпании.

1.19. Новые методы, которые были использованы при расследовании

Новые методы при расследовании не использовались.

2. Анализ

Порядок подготовки к выполнению полета вертолета Ми-8Т RA-24682 по маршруту: п. п. Охотничий – п. п. Дальнереченск – п. п. Матвеевка изложен в разделе 1.1. настоящего отчета. После выполнения установленных процедур подготовки к вылету экипаж приступил к запуску двигателей.

Первым был осуществлен запуск левого двигателя. Запуск производился от аккумуляторных батарей. После запуска и прогрева режим работы левого двигателя был увеличен рычагом раздельного управления с 64% («Малый газ») до 84% и произведен запуск правого двигателя от генератора левого работающего двигателя (Рис. 6).

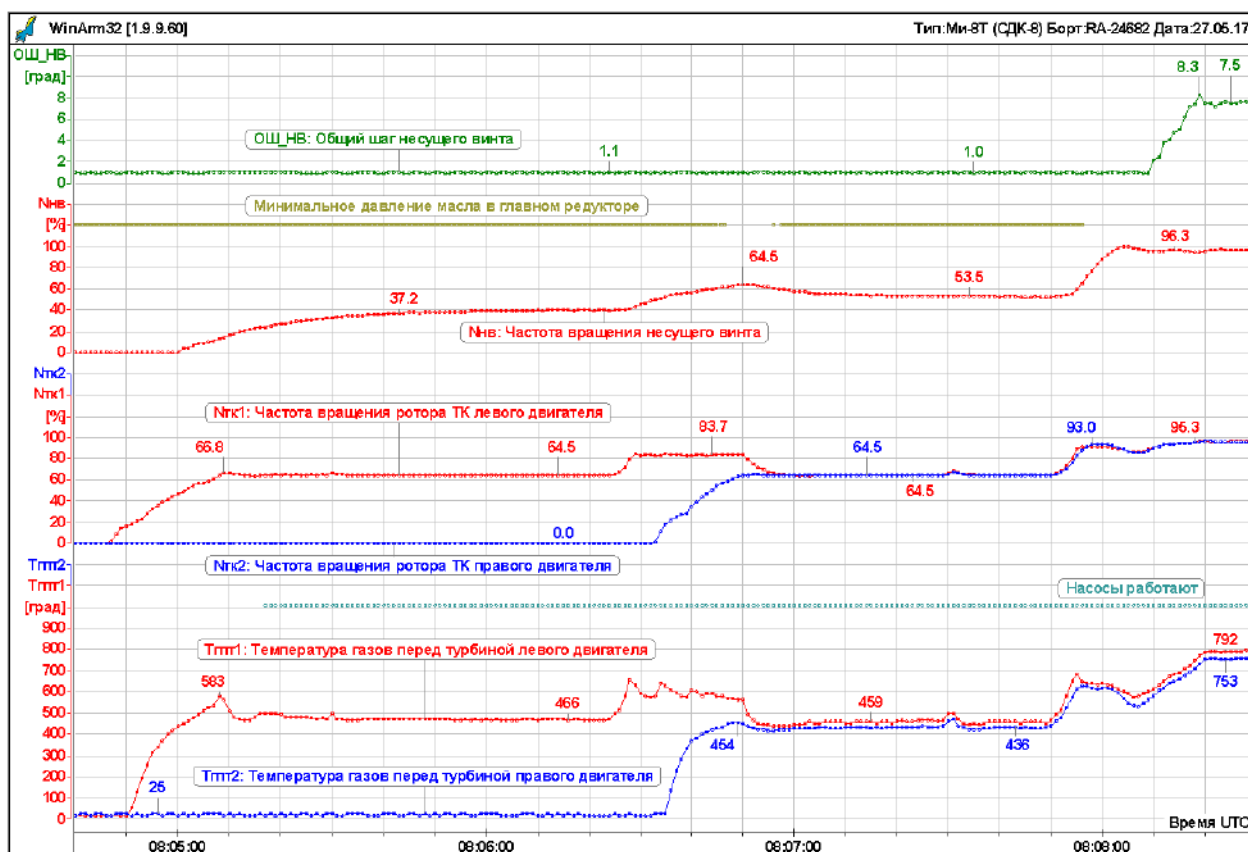


Рис. 6. Параметры работы двигателей при их запуске и прогреве 27.05.2017

Максимальная температура газов перед турбиной при запуске двигателей составила: левого – 583°, правого – 454°, что не выходило за эксплуатационные ограничения, установленные п. 7.5.2. РЛЭ вертолета Ми-8Т.

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8Т, п. 7.5.2.:

«Превышение температуры газа перед турбиной компрессора при частоте вращения ротора турбокомпрессора более 40% – 600°С (максимальное значение)».

Признаки неисправностей автоматов запуска насосов-регуляторов НР-40ВА («зависание» Нтк, заброс температуры газов перед турбинами) при выполнении запусков

левого и правого двигателей 27.05.2017 отсутствовали. После запуска двигателя устойчиво работали на режиме малого газа, при этом частота вращения роторов ТК левого и правого двигателей составляла 64-65%, что соответствовало параметрам работы двигателей, указанным в таблице 7.5.1 РЛЭ вертолета Ми-8Т (Рис. 7).

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ Ми-8

РЛЭ
7.5.
Лист 23

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ - Силовая установка

Таблица 7.5.1.
Параметры работы двигателя ($H=0$, $V=0$)

Параметры		Режим				
		малый газ	крейсерск.	номинальн.	взлетный	повыш. взлетн.
частота вращения, %	ротора турбокомпрессора	64^{+2}_{-1}	Согласно графику РЛЭ, рис. 7.5.1.			
	несущего винта	45^{+10}	95^{+2}	95^{+2}	93_{-1}	
Температура газа перед турбиной компрессора не выше, °C		600	810	860	875	925
Температура масла на выходе, °C	минимальная для запуска без подогрева	-30				
	минимальная для выхода на режим выше малого газа		+30			
	минимальная для длительной работы на режимах крейсерском и выше		70			
	рекомендуемая		90...100			
	максимальная		125			
Давление, кгс/см ²	топлива	16-35	не более 60			
	масла	2,0	3,4			
Время непрерывной работы не более, мин		20	без огр.	60	6	

Рис. 7. Таблица 7.5.1. РЛЭ вертолета Ми-8

Следует отметить, что при выполнении полета 27.05.2017, а также и в предыдущих полетах вертолета Ми-8Т RA-24682 за 2017 год, значения частоты вращения роторов ТК двигателей по представленным тарировочным зависимостям СДК-8 при работе на режиме малого газа были ниже минимально допустимых значений, указанных в таблице 7.5.1 РЛЭ вертолета Ми-8. Анализ имеющейся информации позволил сделать вывод, что причина, по которой зарегистрированные параметры не соответствовали ТУ, заключалась в изменении тарировочных зависимостей частотных каналов СДК-8 после замены блока преобразования параметров БПП1-1 в январе 2017 года и не связана непосредственно с работой силовой установки вертолета.

На основании сравнения значений частоты вращения ротора ТК двигателей по данным «Протоколов летных испытаний для подготовки заключения о соответствии

типовым основным летным характеристикам ВС» и зарегистрированных СДК-8 была скорректирована тарировка данных каналов регистрации. Проведенные работы позволили выполнить расшифровку параметров работы двигателей с максимально возможной точностью. Отсутствие корректных тарировочных зависимостей привело к тому, что расшифрованные значения параметров работы двигателей могут содержать некоторые погрешности.

Время прогрева двигателей на режиме малого газа составило не менее 1 минуты, что соответствовало требованиям п. 7.5.3 РЛЭ вертолета Ми-8.

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8Т, п. 7.5.3:

«Прогрев производится до температуры масла на выходе из двигателя не ниже +30 °С и температуры масла на входе в главный редуктор не ниже - 15 °С, но не менее 1 мин».

Оценить действия экипажа и полноту выполнения соответствующих разделов карты контрольных проверок не представилось возможным ввиду отсутствия бортового магнитофона. Согласно объяснительным экипажа, замечания по работе авиационной техники на этапе запуска и прогрева двигателей отсутствовали.

В 08:07:50 была введена правая коррекция, в результате частота вращения ротора ТК левого и правого двигателей увеличилась до 91.8% и 93% соответственно, при этом левый двигатель вышел на повышенный режим примерно на 2 секунды раньше, чем правый, что может быть объяснено различной проливкой дроссельных пакетов НР-40ВА левого и правого двигателей. Согласно данным паспортов насосов-регуляторов НР-40ВА, на насосе-регуляторе НР-40ВА левого двигателя установлен дроссельный пакет с проливкой 120 см³/мин, а на насосе-регуляторе правого двигателя - дроссельный пакет с проливкой 72 см³/мин. Данное отличие в выходе на режим не является отклонением от нормы.

После ввода правой коррекции в работу вступила основная система управления двигателями – система автоматического поддержания частоты вращения НВ, которая выравнивает мощности обоих двигателей, работающих совместно на один редуктор ВР-8А, и поддерживает частоту вращения НВ в заданных пределах – 92...97%. При использовании указанной системы пилот одновременно управляет работой двигателями и шагом несущего винта только с помощью ручки «ШАГ-ГАЗ», при этом мощность двигателей изменяется автоматически, в зависимости от загрузки (шага) НВ. При увеличении или уменьшении ОШ НВ система автоматического поддержания частоты вращения НВ обеспечивает сохранение его частоты вращения в заданных пределах за счет увеличения или уменьшения мощности двигателей.

Как следует из протоколов опроса экипажа, активное пилотирование при выполнении взлета и набора высоты до 200 м осуществлял КВС.

В 08:08:10 КВС приступил к выполнению взлета, для чего общий шаг НВ в течение 10 секунд был увеличен до 8.3° . Частота вращения роторов ТК левого и правого двигателей на висении (высота висения примерно 2.5 м) составляла 96,2%, что для фактических условий взлета $H=360$ м, $T_{нв} = 22^\circ\text{C}$ (25°C - приведенная к высоте 0 м) находилось в области номинального режима согласно Рис. 7.5.1 РЛЭ вертолета Ми-8Т (Рис. 8).

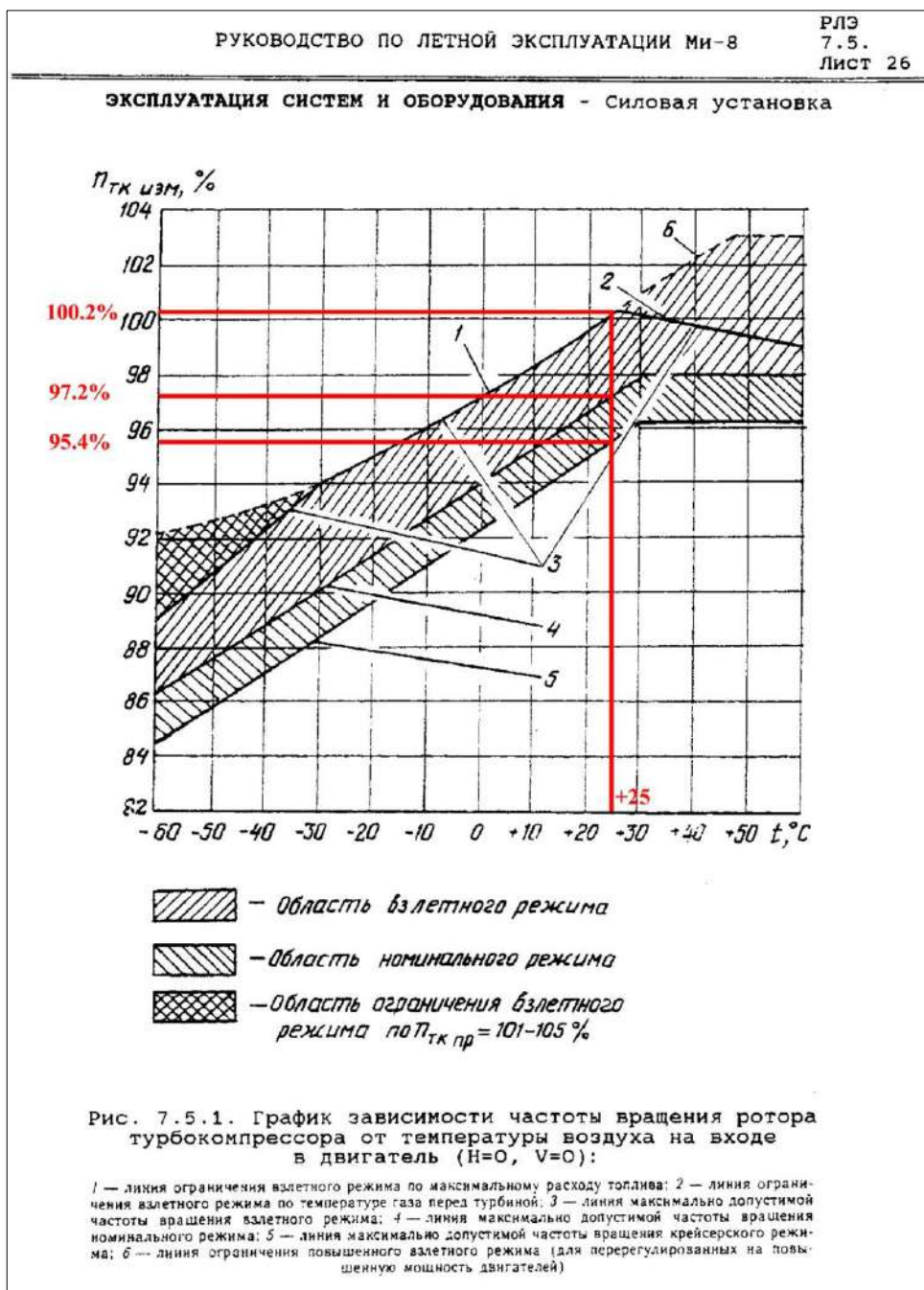


Рис. 8. График зависимости частоты вращения ротора турбокомпрессора от температуры воздуха на входе в двигатель

На висении КВС выполнил правый разворот с курса 90° на курс $\sim 270^\circ$. Взлет выполнялся по-вертолетному, с использованием влияния «воздушной подушки». Угол

тангажа был изменен до 14° на пикирование, угол крена находился в пределах $2...5^\circ$ (правый). Общий шаг НВ был увеличен с 8.2° до 9.9° , при этом частота вращения роторов ТК левого и правого двигателей составила 96.8%. Температура газов перед турбиной левого и правого двигателей увеличилась до 838°C и 800°C соответственно, что не превышало максимально допустимых значений. Частота вращения НВ составляла 95...96%. После достижения скорости 30...40 км/ч вертолёт был переведен в набор высоты с вертикальной скоростью 3...4 м/с (Рис. 9).

Таким образом, взлет был выполнен штатно, значений аналоговых параметров и разовых команд, свидетельствующих об отказах авиационной техники, на этапе взлета не зарегистрировано, силовая установка вертолета была работоспособна. Согласно объяснительным экипажа, при выполнении взлета параметры работы всех систем вертолета (в том числе и силовой установки) были в норме.

После достижения приборной скорости примерно 100 км/ч КВС перевел рычаг общего шага НВ в положение 8° , частота вращения роторов двигателей снизилась до 95%, что соответствовало крейсерскому режиму. После взлета и набора высоты 200 м КВС передал управление ВС второму пилоту.

К 08:12:20 была набрана барометрическая высота 700 м. В течение следующих ~2,5 минут полет выполнялся на этой высоте, на приборной скорости 190...210 км/ч. Геометрическая высота изменялась в диапазоне 70...250 м. Изменения геометрической высоты были связаны с тем, что полет проходил над пересеченной местностью. Высота пролета препятствий была ниже 300 м, что не соответствовало требованиям главы 6 Части А РПП авиакомпания. Следует отметить, что экипаж неоднократно не выдерживал минимальные безопасные высоты при выполнении полета по маршруту (Рис. 9).

Примечание: РПП, ч. А. гл. 6. «Метод определения минимальных абсолютных высот»
«Установлены следующие истинные безопасные высоты полетов по ПВП:
...
б) в горной местности:
горы 2000 м и менее – 300 м;
горы выше 2000 м – 600 м».

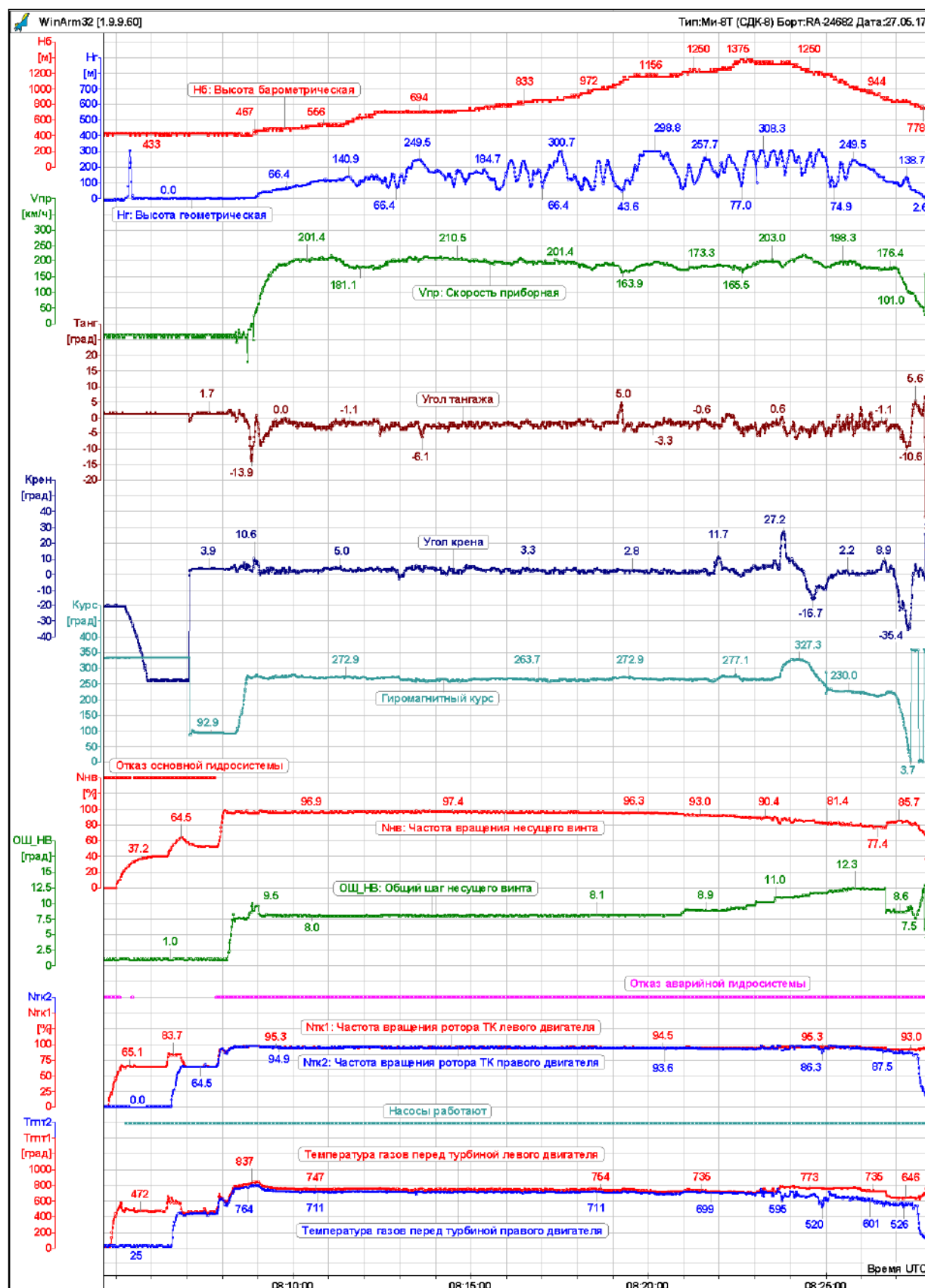


Рис. 9. Параметры полета вертолета Ми-8Т RA-24682 27.05.2017 (весь полет)

Параметры работы силовой установки при полете по маршруту на барометрической высоте около 700 м были следующими: общий шаг НВ – около 8°, температура газов перед турбиной – 745° и 710° для левого и правого двигателей соответственно, частота вращения

роторов ТК обоих двигателей – 95%, частота вращения НВ - 96.8%, что свидетельствовало о штатной работе системы автоматического поддержания частоты вращения НВ. Разница в частоте вращения роторов ТК левого и правого двигателей на установившихся режимах полета в среднем была менее 1%, что не превышало значения, указанные в п. 7.5.2. РЛЭ вертолета Ми-8Т.

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8, п. 7.5.2.:

«Разница в частоте вращения роторов ТК двигателей на установившихся режимах – 2% (максимальное значение)».

В 08:14:20, не изменяя положения ручки общего шага НВ, экипаж перевел вертолет в набор высоты. К 08:19:08 барометрическая высота увеличилась до 1060 м, частота вращения НВ составляла 95.8%.

В интервале времени 08:19:08...08:19:16 зарегистрировано изменение угла тангажа с 1.4° (на пикирование) до 5° (на кабрирование) при неизменном общем шаге НВ = 8° , что привело к увеличению вертикальной скорости набора с одновременным торможением вертолета с приборной скорости 185 км/ч до 165 км/ч (Рис. 10).

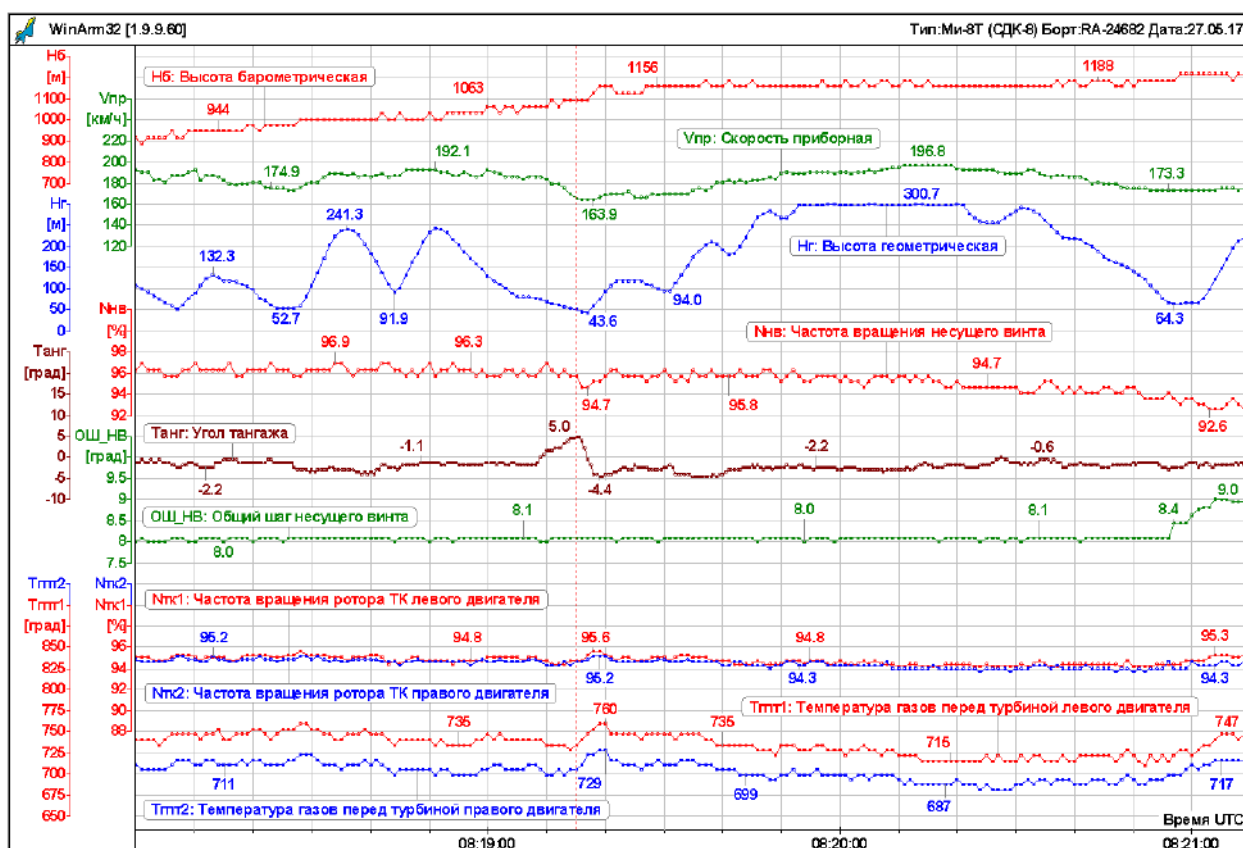


Рис. 10. Параметры полета вертолета Ми-8Т RA-24682 27.05.2017

Судя по зарегистрированной информации, действия экипажа были вызваны наличием препятствия по курсу полета. Пролет препятствия был выполнен на геометрической высоте

около 45 м без перевода двигателей на повышенный режим (без увеличения общего шага НВ), при этом частота вращения НВ уменьшилась до 94.7%.

При уменьшении частоты вращения несущего винта система автоматического поддержания частоты вращения НВ стала увеличивать мощность двигателей, при этом температура газов перед турбиной левого двигателя в течение 5 секунд увеличилась с 735° до 760°, правого двигателя – с 700° до 730°, частота вращения ротора ТК левого двигателя увеличилась с 94.8 до 95.6%, а правого – с 94.6 до 95.2%. В результате частота вращения НВ восстановилась и стабилизировалась на уровне 95.8...96.3%.

Примечание: *Руководство по технической эксплуатации авиационного турбовального двигателя ТВ2-117А и редуктора ВР-8А.*

«Основной системой управления двигателями является система автоматического поддержания частоты вращения несущего винта в заданных пределах, что обеспечивается регулятором частоты вращения свободной турбины РО-40. При работе системы автоматического поддержания постоянной частоты вращения свободной турбины снимаемая мощность задается шагом несущего винта.

«Силовая установка вертолета имеет систему автоматического поддержания частоты вращения несущего винта с синхронизацией мощности обоих двигателей, которая обеспечивает:

- автоматическое поддержание частоты вращения несущего винта в заданных пределах посредством изменения мощности двигателей в зависимости от мощности, потребляемой несущим винтом;*
- поддержание одинаковой мощности параллельно работающих двигателей;*
- автоматическое увеличение мощности одного из двигателей при отказе другого».*

После стабилизации оборотов НВ полет проходил на постоянной высоте ~1150 м с курсом 265...270°, приборная скорость увеличилась до ~190 км/ч (Рис. 10).

Начиная с ~08:19:50, при постоянном значении общего шага НВ ~8°, отмечается плавное уменьшение частоты вращения НВ с одновременным уменьшением частоты вращения роторов ТК и температуры газов перед турбинами обоих двигателей (Рис. 11).

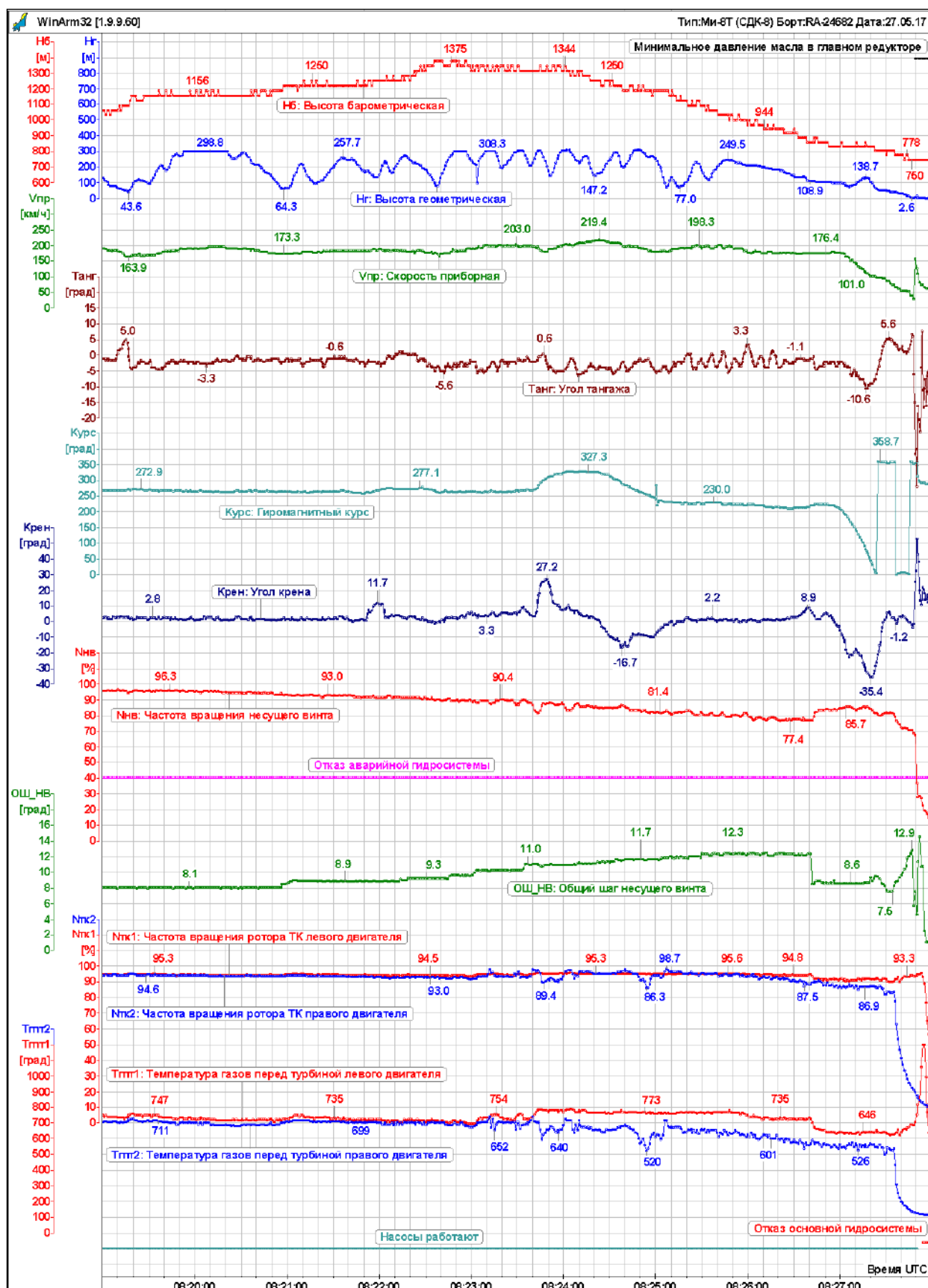


Рис. 11. Параметры полета вертолета Ми-8Т RA-24682 27.05.2017 (развитие особой ситуации)

Начиная с 08:20:56, в течение 8 секунд, экипаж увеличил общий шаг НВ с 8° до 9° , что привело к синхронному увеличению режима работы обоих двигателей (левого – Нтк с 94.2% до 95.3%, правого – Нтк с 94.0% до 94.6%) и увеличению барометрической

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

высоты полета до ~1200 м, однако частота вращения несущего винта продолжала снижаться.

В момент увеличения общего шага частота вращения несущего винта составляла 93.7% и находилась в рабочем диапазоне (92...97%) частоты вращения НВ в полете, что соответствовало требованиям п. 5 Примечания 7. РЛЭ, л. 15. Увеличение общего шага НВ могло быть обусловлено либо тем, что экипаж обратил внимание на уменьшение частоты вращения НВ, либо необходимостью увеличения вертикальной скорости набора, так как уменьшалась истинная высота полета (Рис. 11).

В течение следующей минуты полет проходил на высоте около 1200 м, на приборной скорости ~180 км/ч, общий шаг НВ составлял примерно 9°, параметры работы двигателей были следующими: $N_{TK} - 94.7\%$ и 93.8% , $T_{гпт} - 730^\circ$ и 708° для левого и правого двигателей соответственно. Частота вращения НВ уменьшилась до 92.1%, что свидетельствовало о недостаточной мощности двигателей.

В 08:22:14 общий шаг НВ был еще увеличен, барометрическая высота полета увеличилась до 1250 м, частота вращения НВ при этом уменьшилась до 91.7%, частота вращения роторов ТК двигателей фактически не изменилась.

В 08:22:47 пилот увеличил общий шаг НВ до 9.6° , однако это не привело к увеличению мощности двигателей, барометрическая высота полета увеличилась до 1350...1380 м (максимальные значения высоты в данном полете).

Отсутствие увеличения режима работы двигателей за счет работы автоматики для поддержания оборотов НВ, а также уменьшение значений основных параметров двигателей (температуры газов и частоты вращения роторов турбокомпрессоров) при увеличении общего шага НВ, свидетельствует о нештатной работе силовой установки вертолета.

При штатной работе силовой установки для увеличения мощности двигателей необходимо затянуть НВ с помощью ручки «ШАГ-ГАЗ». Повышение режима работы двигателей происходит, если одновременно с увеличением угла установки лопастей происходит перенастройка центробежного регулятора НР-40ВА на более высокие режимы. Причем насос-регулятор всегда настраивается на режим, заведомо больший, чем это требуется на заданном шаге. Это позволяет сохранить частоту вращения НВ постоянной при изменении условий окружающей среды.

При частоте вращения НВ менее 92% регуляторы оборотов РО-40М двигателей должны были прекратить слив топлива, при этом развиваемая мощность двигателей будет максимально возможной для установленного ручкой «ШАГ-ГАЗ» режима.

К 08:23:00, при постоянном значении общего шага 9.6° , произошло уменьшение частоты вращения НВ до 90%, температура газов двигателей снизилась до 696° и 676° для

левого и правого двигателей соответственно. Частоты вращения роторов турбокомпрессоров левого и правого двигателей уменьшились до 93.6% и 91.8% соответственно. Полет выполнялся на приборной скорости 180...190 км/ч.

В момент начала развития нештатной ситуации вертолет находился на удалении примерно 38 км от п. п. Охотничий (Рис. 12). Согласно объяснительным экипажа, примерно с этого момента управление вертолетом стал осуществлять КВС.

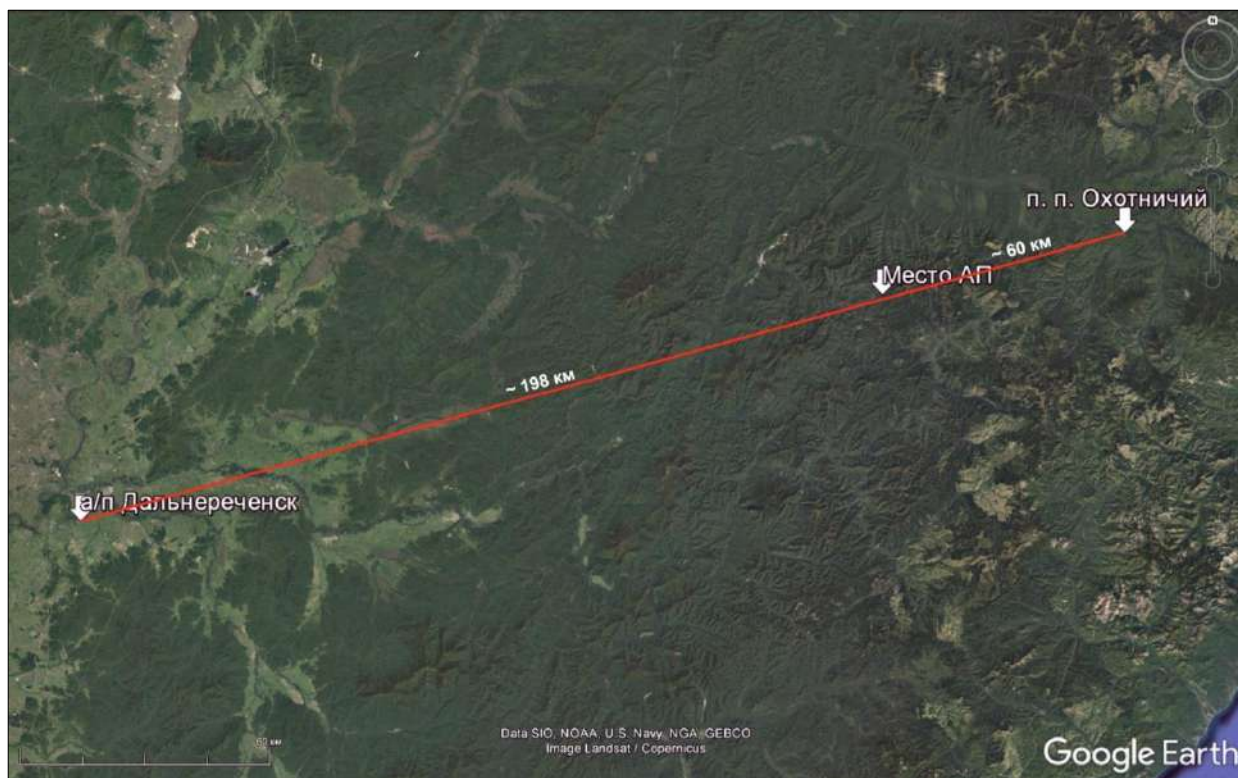


Рис. 12. Маршрут полета вертолета Ми-8Т RA-24682 27.05.2017

Специалистами АО «МВЗ им. М.Л. Миля» было выполнено математическое моделирование полета. Из результатов математического моделирования следует, что при штатной работе обоих двигателей хорошая сходимость расчетных и зарегистрированных параметров наблюдается до ~ 08:20 (Рис. 13). Далее при моделировании вертолет должен продолжать набирать высоту без падения частоты вращения НВ, что, как указывалось выше, не соответствует зарегистрированным данным.

Дополнительно было проведено моделирование, когда фактическая суммарная мощность обоих двигателей подбиралась исходя из условий изменения высоты полета и частоты вращения НВ, зарегистрированных системой СДК-8. Результаты расчетов показали (Рис. 14), что в этом случае суммарная мощность обоих двигателей плавно уменьшается, несмотря на увеличение общего шага НВ.

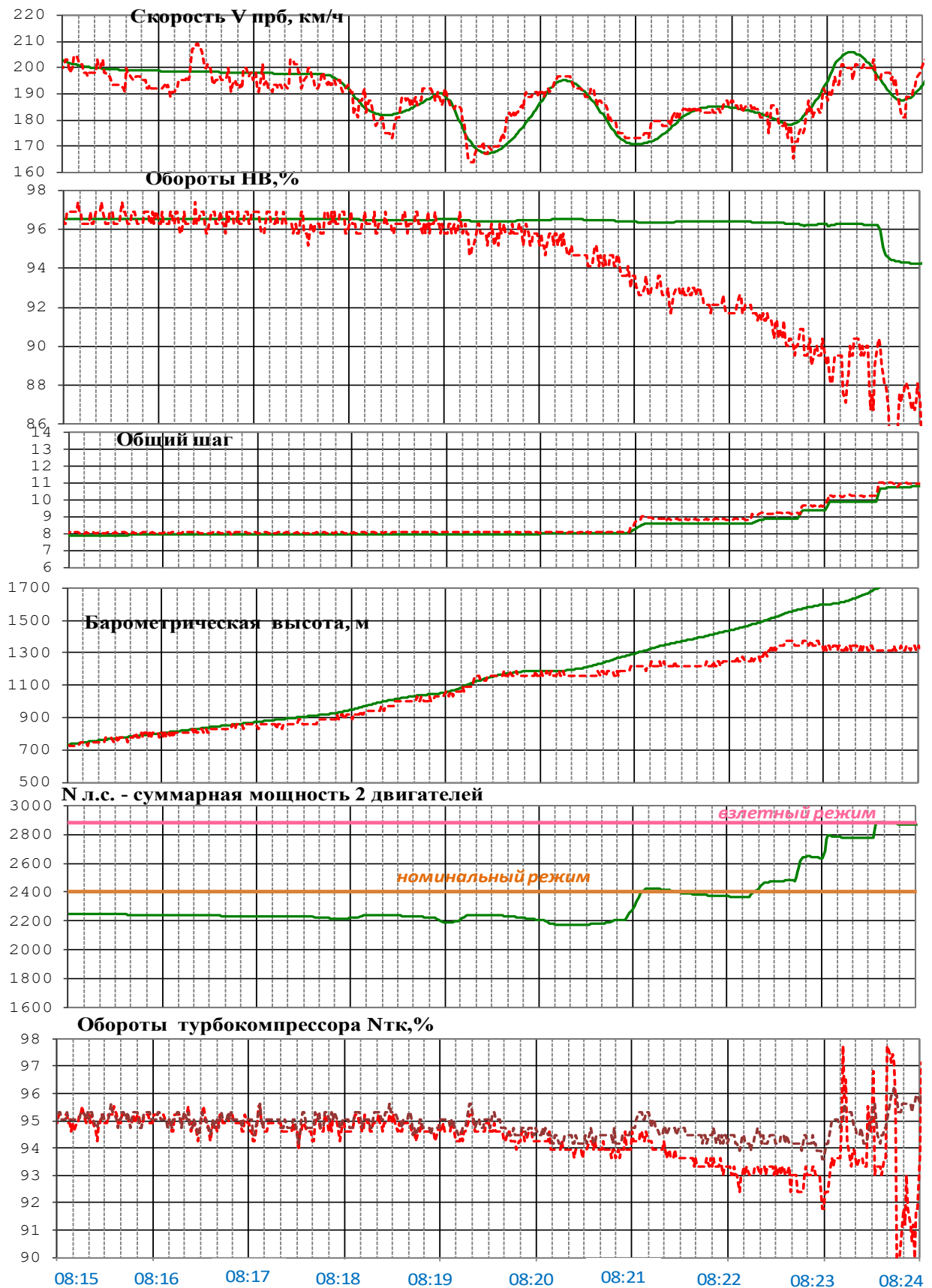


Рис. 13. Моделирование параметров движения вертолета в условиях аварийного полета при штатной работе обоих двигателей (сплошные линии – моделирование, пунктирные – запись СДК)

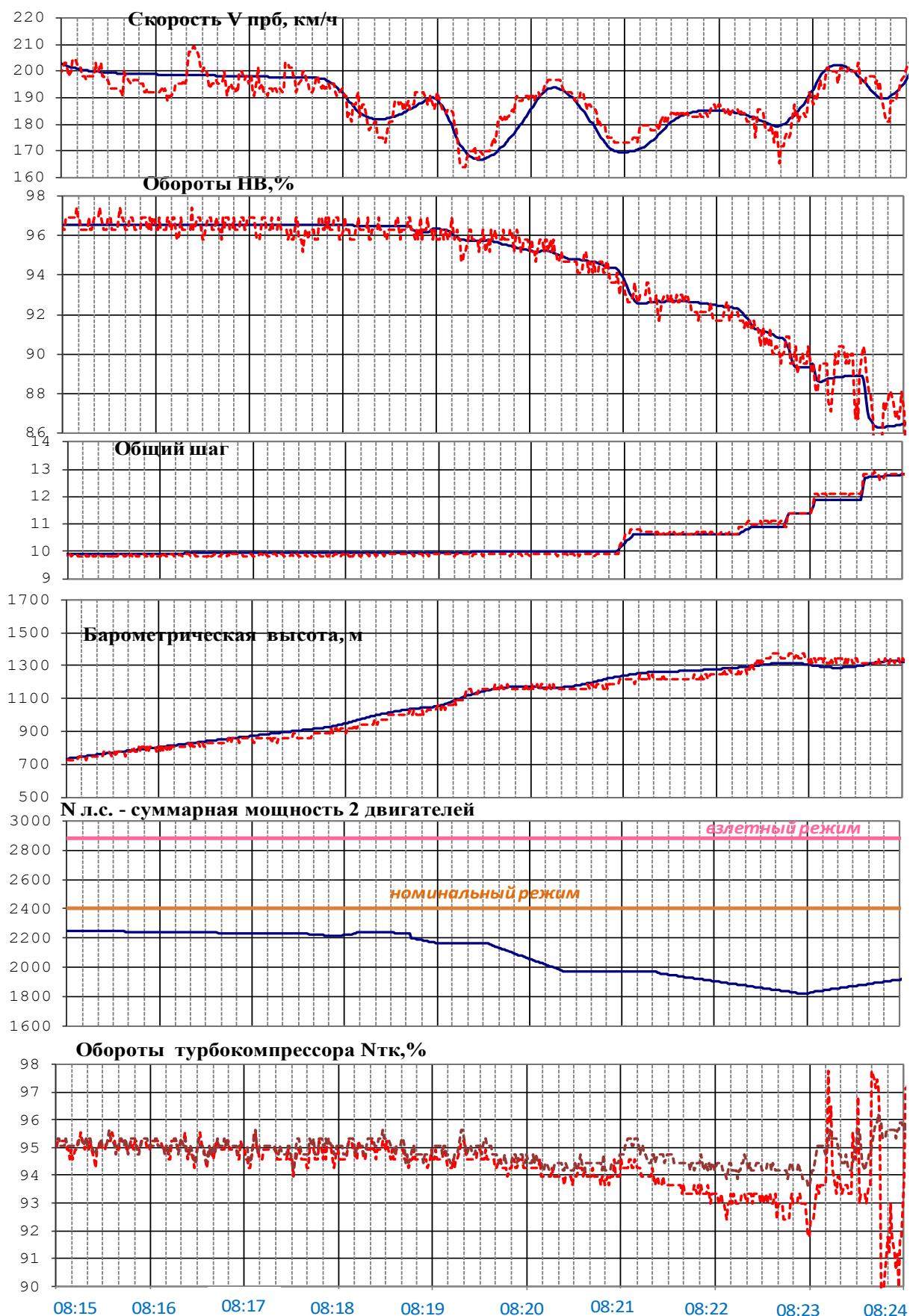


Рис. 14. Моделирование (подбор) фактической мощности двигателей для обеспечения зарегистрированного в аварийном полете профиля высоты (сплошные линии – моделирование, пунктирные – запись СДК)

Таким образом, несмотря на увеличение общего шага НВ, начиная с момента времени ~08:19 имело место постепенное уменьшение суммарной мощности обоих двигателей.

Примечание: Как указывалось выше, значения параметров работы двигателей, полученные при расшифровке записи системы СДК-8, могут содержать определенные погрешности, однако общий характер их изменения однозначно свидетельствует, что выхода двигателей при увеличении шага НВ на повышенные режимы работы не происходило. Значения параметров работы двигателей с момента времени 08:19 не превышали (или были даже ниже) значений, зарегистрированных при выполнении полета по маршруту до начала уменьшения частоты вращения НВ (Рис. 9, Рис. 11).

В 08:23:03, на барометрической высоте ~1350 м, общий шаг НВ был увеличен до 10.3°, в результате чего произошло увеличение частот вращения роторов ТК левого и правого двигателей до 95% и 93.5% соответственно. Несмотря на это, частота вращения НВ продолжала уменьшаться и стала равна 88%, что ниже минимально допустимой частоты вращения НВ на режимах моторного полета (89%).

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8Т, п. 2.5.4.2.:

«Минимально допустимая частота вращения по указателю на режимах моторного полета составляет 89%».

В 08:23:12 системой СДК-8 при неизменном общем шаге НВ (10.3°) зарегистрировано резкое увеличение частоты вращения ротора ТК только правого двигателя (до 97.8%), что можно считать кратковременным выходом правого двигателя на взлетный режим, т. к. зарегистрированное значение частоты вращения ротора ТК были выше максимального значения для номинального режима (рис. 7.5.4. РЛЭ вертолета Ми-8). При этом левый двигатель продолжал работать на крейсерском режиме - 95% (п. 4.3.2. РЛЭ вертолета Ми-8).

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8, п. 4.3.3.:

...;

При изменении температуры окружающего воздуха на высоте не по стандартной атмосфере максимально допустимая частота вращения роторов турбокомпрессоров номинального режима в полете на высотах 0...4000 м определяется по графику РЛЭ (рис. 7.5.4.) в зависимости от температуры окружающего воздуха на данной высоте, а максимально

допустимая частота вращения на крейсерском режиме при аналогичных условиях - по величине ниже на 1.5% номинального ...».

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8, Рис. 7.5.4.:

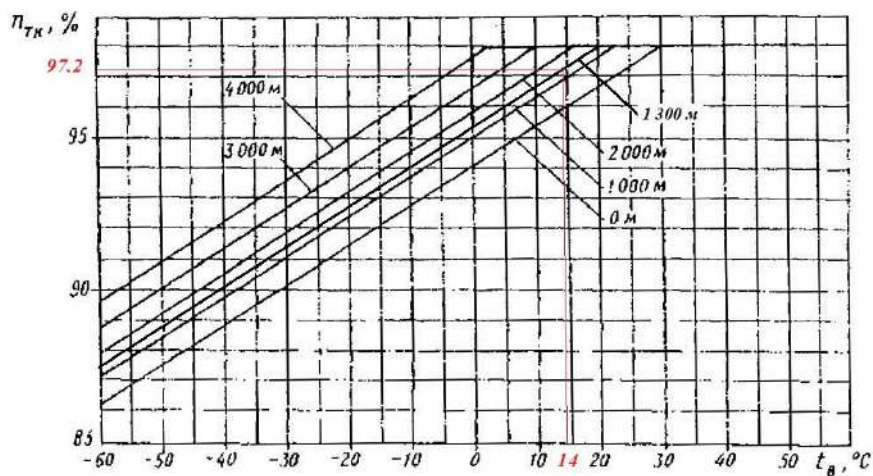


Рис. 7.5.4. Зависимость максимально допустимой частоты вращения ротора турбокомпрессора при работе на номинальном режиме от температуры окружающего воздуха на входе в двигатель ($H=0...4000$ м, $V=0$)

После кратковременного увеличения частота вращения ротора ТК правого двигателя уменьшилась до 93.4...93.6% (соответствует крейсерскому режиму работы). Начиная с данного момента стали проявляться скачкообразные колебания («раскачка») параметров правого двигателя. Также в течение примерно 1 минуты регистрировались незначительные колебания параметров левого двигателя. К моменту начала неустойчивой работы правого двигателя (08:23:12) частота вращения НВ уменьшилась до 87.6%. Полет проходил на барометрической высоте 1300...1350 м с приборной скоростью 200 км/ч.

По зарегистрированной информации диапазон колебаний частоты вращения ротора турбокомпрессора правого двигателя составлял 86.4...98.7%. Согласно объяснительным экипажа, колебания находились в диапазоне 80...103%. Указанные отличия могли быть связаны как с ошибочной интерпретацией показаний прибора экипажем (из-за напряженной обстановки на борту и резких скачкообразных изменений параметра), так и с погрешностями расшифровки записи параметра системой СДК-8. При этом значения температуры газов перед турбинами двигателей не достигали значений настройки срабатывания системы ограничения температуры газов 880.5°C.

Падение частоты вращения ротора турбокомпрессора правого двигателя до 86%, особенно на фоне его неустойчивой работы, может быть признаком отказа, при появлении которого, согласно п. 6.6.1.1. РЛЭ вертолета Ми-8, экипаж должен либо выключить отказавший двигатель, либо уменьшить его режим работы.

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8Т, п. 6.6.1.1:

«Под отказом двигателя понимаются случаи самопроизвольной полной или частичной потери мощности, а также случаи нарушения работоспособности силовой установки, требующие либо аварийного, либо нормального (с режима малый газ) выключения двигателя, либо уменьшения режима работы двигателя».

Как уже было отмечено выше, полет проходил над горным районом, малопригодным для выполнения вынужденной посадки. Поэтому, наиболее вероятно, экипаж опасался выключать правый двигатель, работавший на пониженном режиме, при этом он, наиболее вероятно, учитывал, что аварийное выключение двигателя производится, согласно п. 7.5.4. РЛЭ вертолета Ми-8Т, при резком падении частоты вращения турбокомпрессора или повышении температуры газа, чего в полете не наблюдалось. Частота вращения ротора ТК и температура газов перед турбиной правого двигателя (Рис. 15) не превышали установленных РЛЭ вертолета ограничений: максимально допустимая частота вращения ротора ТК составляет 101%, температура газов перед турбиной – 880°C.

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8, п. 7.5.4. «Аварийное выключение двигателя».

Аварийное выключение двигателя производится в следующих случаях:

-;
- при повышении температуры газа перед турбиной компрессора выше нормы;
- при резком падении частоты вращения турбокомпрессора;
-

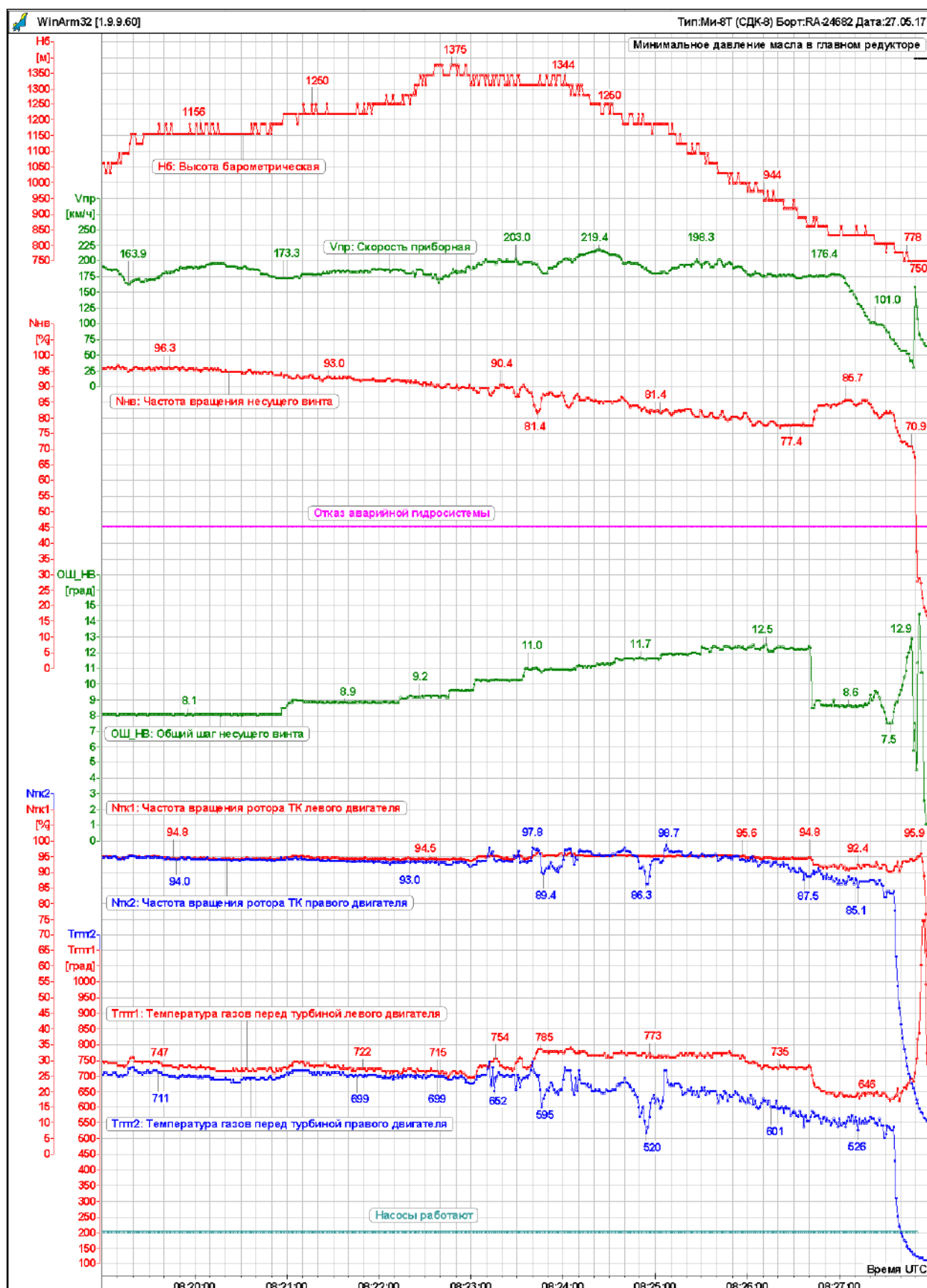


Рис. 15. Параметры работы двигателей в аварийном полете вертолета Ми-8Т RA-24682

Неустойчивая работа правого двигателя привела к колебательным изменениям частоты вращения НВ с тенденцией к дальнейшему снижению.

С 08:23:33 общий шаг НВ за 2 секунды был увеличен до 10.9° , приборная скорость составляла около 200 км/ч, полет проходил практически без снижения. В дальнейшем пилот продолжал постепенно увеличивать общий шаг НВ до 12.3° (Рис. 15). Увеличение общего шага НВ без увеличения мощности двигателей привело к дальнейшему падению частоты вращения НВ до 81%.

С 08:23:40 до 08:23:49, на барометрической высоте около 1300 м, зарегистрировано выполнение разворота ВС вправо с креном до 27° . При выполнении разворота зарегистрировано продолжение пульсации частоты вращения ротора ТК и температуры газа перед турбиной правого двигателя, при этом минимальные и максимальные значения частоты вращения ротора ТК и температуры газов составляли 89.4% и 595° , и 97.8% и 747° соответственно. Частота вращения ротора ТК левого двигателя в среднем составляла 95.8%, температура газов перед турбиной – 777° (Рис. 15).

Начиная с 08:24:04 зафиксировано начало снижения вертолета с приборной скоростью 190...200 км/ч. Судя по явному отклонению от маршрута полета, экипаж, наиболее вероятно, принял решение о производстве вынужденной посадки и пытался найти место для ее выполнения.

Из-за постоянного увеличения общего шага НВ его частота вращения продолжала уменьшаться (Рис. 15).

В 08:24:12 вертолет был выведен из правого крена, полет продолжился с курсом 320...330° (Рис. 9, Рис. 11). Через 25 секунд экипаж ввел вертолет в левый разворот с креном до $\sim 17^{\circ}$. К этому моменту барометрическая высота уменьшилась до 1200 м, приборная скорость составляла около 200 км/ч, частота вращения НВ увеличилась до 85.7%, общий шаг НВ находился в положении 11.6° . Судя по изменениям курса полета, экипаж продолжал попытки найти подходящую площадку для выполнения вынужденной посадки.

В 08:24:54, при нахождении вертолета в левом крене, при общем шаге НВ = 11.6° произошло значительное падение частоты вращения ротора ТК и температуры газов перед турбиной правого двигателя с 90.6% до 86.3% и с 560° до 520° соответственно, при этом частота вращения НВ уменьшилась с 83.3% до 82.4%. Затем, после кратковременного восстановления частоты вращения ротора ТК и температуры (до 98.6% и 717°), зарегистрировано постоянное устойчивое уменьшение и колебание этих параметров, и, соответственно, мощности правого двигателя. Несмотря на дальнейшее увеличение ОШ, выхода левого двигателя на взлетный режим не произошло. Частота вращения ротора ТК левого двигателя оставалась $\sim 95.4\%$, температура газов перед турбиной – $\sim 770^{\circ}$ (Рис. 9, Рис.11).

По показаниям КВС, РРУД работавшего двигателя переводился на верхний упор. Оценить действия экипажа и определить момент перемещения РРУД на верхний упор не представилось возможным, т. к. регистрация указанного параметра СДК-8 не предусмотрена.

В 08:25:10 вертолёт был выведен из левого крена, полет продолжился с курсом $\sim 227^\circ$ на приборной скорости около 190 км/ч. Согласно объяснительным экипажа: *«второй пилот в сплошном лесном массиве увидел участок площадки и подсказал командиру ... дотянуть до этой площадки, так как это было единственным местом для посадки»*. КВС принял решение *«садиться с прокатом на эту площадку»*.

Судя по изменению геометрической высоты (достаточно плавное уменьшение зарегистрированных значений и отсутствие резких изменений), начиная с момента времени 08:25:45 полет проходил над менее пересеченной местностью (Рис. 11). К этому моменту положение общего шага НВ (12.4°) было близко к максимальному, при этом увеличения частоты вращения турбокомпрессоров и роста температуры газов левого и правого двигателей не наблюдалось, частота вращения НВ снизилась до 79...80%, барометрическая высота уменьшилась до 1000 м (геометрическая высота составляла около 240 м), приборная скорость - 195 км/ч. Таким образом, экипаж продолжал увеличивать общий шаг НВ и выдерживать высокую приборную скорость в процессе снижения, не предпринимая попыток поддержать частоту вращения НВ.

При выполнении дальнейшего снижения, в 08:26:42, на барометрической высоте около 850 м (геометрическая высота составляла ~ 110 м) зарегистрировано резкое уменьшение общего шага НВ до 8.4° в течение 1 секунды (Рис. 15). Уменьшение общего шага привело к увеличению оборотов НВ до 83...84%. Частота вращения ротора ТК левого двигателя уменьшилась до 92...91%, температура газов перед турбиной – до $650...640^\circ$. Режим работы правого двигателя практически не изменился: $N_{тк} - 89...88\%$, $T_{гпт} - 540...560^\circ$.

Снижение выполнялось на приборной скорости около 175 км/ч (Рис. 16). Согласно объяснительной КВС: *«на снижении с потерей высоты прошли параллельно дороге, оценили возможность посадки и с обратным курсом развернулись для посадки»*. Разворот выполнялся с левым креном, с уменьшением приборной скорости и увеличением общего шага НВ до 9.5° .

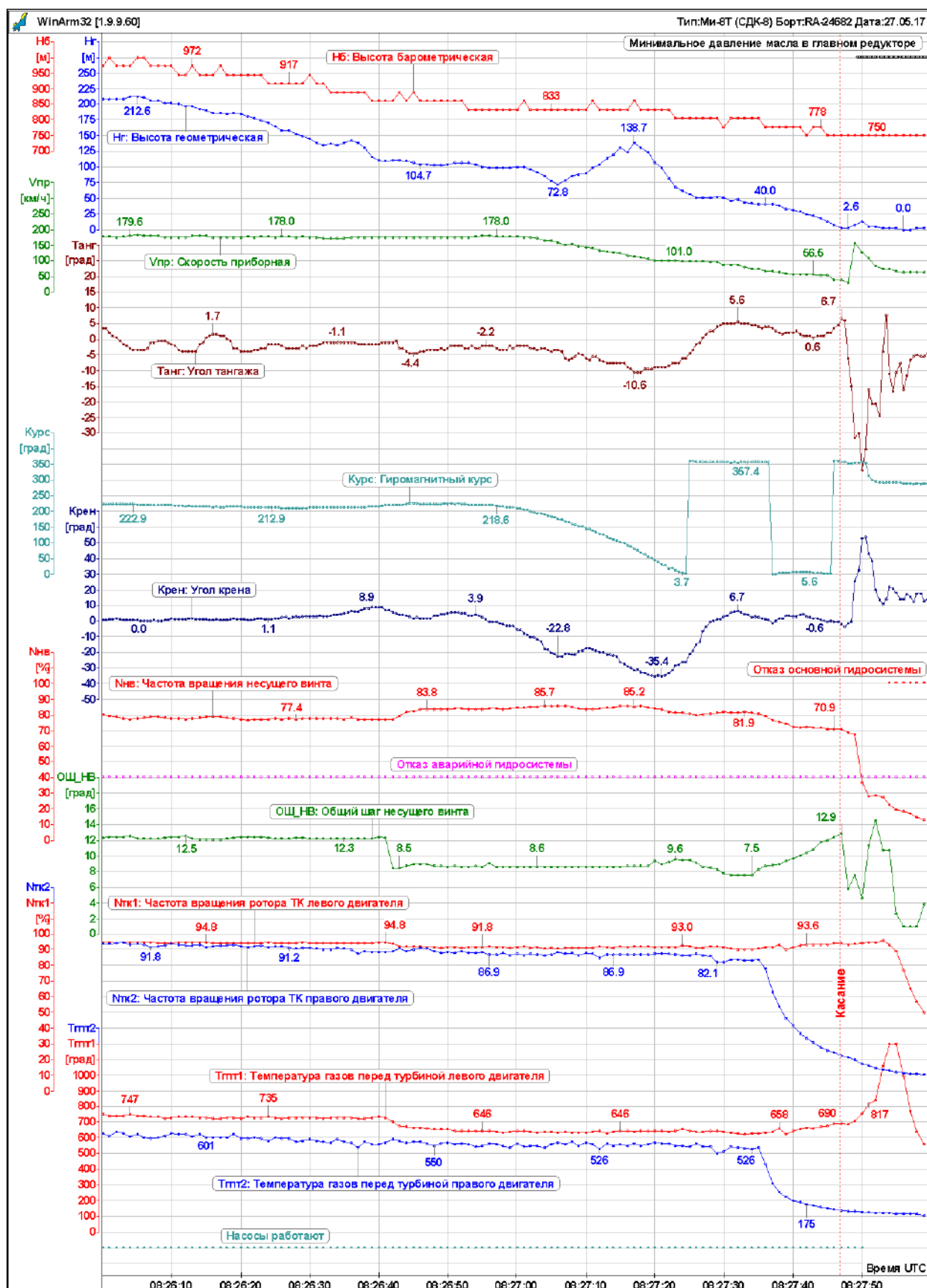


Рис. 16. Параметры полета вертолета Ми-8МТ RA-24682 (заключительный этап полета)

Стремясь как можно быстрее выйти на посадочный курс, КВС кратковременно (в течение около 6 секунд) допустил крен более 30° , что, согласно п. 2.5.5.2 РЛЭ вертолета Ми-8, превысило предельно допустимый крен при выполнении разворотов и виражей.

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8, п. 2.5.5.2:

«Развороты и виражи выполняются:

– при полетной массе менее 11000 кг с углом крена не более 30° ».

Разворот был закончен в 08:27:28 на барометрической высоте около 800 м (геометрическая высота составляла около 50 м), приборная скорость уменьшилась до 100 км/ч. После вывода вертолета из крена зарегистрировано увеличение угла тангажа до 5° на кабрирование и уменьшение общего шага НВ до 7.5° , частота вращения НВ составляла около 82%. Заход на посадку выполнялся с курсом около 360° .

Начиная с 08:27:34, пилот начал увеличивать общий шаг НВ. Через 1 секунду зарегистрировано резкое снижение температуры газов перед турбиной и частоты вращения ротора ТК правого двигателя с последующим выбегом, что свидетельствовало о выключении правого двигателя. Согласно объяснительным экипажа: *«При заходе на посадку произошло самовыключение правого двигателя».*

Непосредственно перед самовыключением параметры работы правого двигателя были следующими: $N_{тк} - 83.9\%$, $T_{гпт} - 538^\circ$. В момент самовыключения правого двигателя вертолет находился на геометрической высоте 40 м, приборная скорость составляла 75 км/ч, частота вращения НВ – 81%, общий шаг НВ – 8.3° .

Согласно расчетам, масса вертолета на момент отказа правого двигателя составляла ~10770 кг и значительно превышала максимальную полетную массу для выполнения горизонтального полета с одним отказавшим двигателем при наивыгоднейшей скорости по прибору 120 км/ч (согласно РЛЭ вертолета Ми-8, для имевшихся условий максимальная полетная масса для выполнения горизонтального полета с одним отказавшим двигателем составляет около 9900 кг). К тому же, при отказе правого двигателя левый двигатель на повышенный режим не вышел.

Примечание: РЛЭ вертолета Ми-8, п. 6.6.1.2:

«При отказе (выключении) одного двигателя автоматика выводит работающий двигатель на повышенный режим работы вплоть до взлетного в зависимости от величины шага несущего винта, выдерживаемой пилотом, и соответствующей ей частоты вращения несущего винта».

Начиная с геометрической высоты 40 м зарегистрировано постепенное увеличение общего шага НВ с 8.7° до 12.9° , при этом параметры работы левого двигателя стали

увеличиваться: Нтк с 91.8% до 94.2%, Тгпт с 633° до 690°, но были меньше взлетного режима, частота вращения НВ уменьшилась до 71% (Рис. 16). С высоты 17...18 м зарегистрировано увеличение угла тангажа на кабрирование.

В 08:27:47 произошло приземление вертолета на скорости менее 50 км/ч по прибору на участок просеки (Рис. 16). В момент приземления общий шаг НВ был практически максимальным (12.9°), угол тангажа – 6.7° на кабрирование, крен практически отсутствовал. Вертикальная скорость снижения вертолета непосредственно перед приземлением была около 4...5 м/с. Отсутствие запаса мощности (частота вращения НВ в процессе снижения была менее 89%) не позволило экипажу в достаточной степени погасить вертикальную скорость снижения ВС перед приземлением.

Согласно объяснительной КВС: *«посадка произошла в штатном режиме на основные шасси колес с дальнейшим касанием переднего колеса. Передняя стойка глубоко, на 1.5 м зарылась в грунт, что создало отрицательный тангаж и кабина зарылась в мягкий грунт. Лопасты НВ коснулись дороги впереди вертолета и сразу отрубили балку. Вертолет начало вращать».*

Данные объяснения КВС хорошо согласуются с данными СДК-8: резкое изменение угла тангажа на пикирование (зарывание передней стойки в мягкий грунт), разворот вертолета влево и кренение вправо, что характерно при потере путевого управления из-за разрушения хвостовой балки.

В результате дальнейшего движения по земле вертолет получил значительные повреждения. Пожара на месте АП не было.

Для определения работоспособности силовой установки и определения причин нештатной работы двигателей был выполнен осмотр вертолета и его СУ, а также был осуществлен отбор проб топлива.

Проведенный анализ проб топлива (раздел 1.16.1) показал, что замечаний к качеству топлива нет.

С целью установления причины недостаточной мощности силовой установки вертолета и самовыключения правого двигателя были проведены исследования агрегатов НР-40, РО-40, СО-40, ИМ-40, ПН-40 и КА-40 левого и правого двигателей (раздел 1.16.2). В результате проведенных исследований агрегатов в заводских условиях не выявлено отказов и неисправностей, которые могли стать причиной падения мощности СУ и самовыключения правого двигателя.

При оценке технического состояния двигателей на земле после АП было обнаружено значительное засорение сеток воздушных фильтров автоматов запуска (АЗ) агрегатов

НР-40ВА, а также полное перекрытие пылью проходного сечения входного жиклера АЗ правого двигателя.

С целью определения влияния засорения воздушных фильтров и входных жиклеров автоматов запуска агрегатов НР-40ВА на работу двигателей на базе АО «УЗГА» был проведен соответствующий эксперимент (раздел 1.16.3).

В результате проведенного эксперимента было установлено:

- в процессе снижения давления воздуха на вход в АЗ с 2 до 1 кгс/см² изменение расхода топлива фактически отсутствует;
- при дальнейшем снижении давления воздуха с 1 до 0.5 кгс/см² (имитация значительного засорения фильтра и постепенного засорения проходного сечения входного жиклера) происходит пропорциональное снижение расхода топлива с 417 кг/ч до 96 кг/ч;
- если резко прекратить подачу воздуха в АЗ (имитация полного засорения проходного сечения входного жиклера) с 2 до 0 кгс/см² расход топлива и давление топлива в I контуре форсунок уменьшается до критических значений в течение 10 секунд.

Следовательно, для того, чтобы происходило падение мощности двигателя, давление в системе подвода воздуха в автомате запуска должно уменьшиться ниже 1 кгс/см².

Колебания параметров двигателя могли быть обусловлены периодическим засорением стравливающего жиклера АЗ, в результате чего давление в системе подвода воздуха будет то возрастать, то уменьшаться ниже критической величины, а значит, в свою очередь, слив через клапан АЗ периодически будет то увеличиваться, то уменьшаться, что приведет к соответствующим колебаниям параметров работы двигателя.

С момента выполнения последней промывки воздушных фильтров при выполнении регламентных работ (05.04.2017) вертолет налетал 58 часов 35 минут, выполнив 83 полета, при этом установленная периодичность выполнения указанных работ – 75 часов⁴. Практически все полеты в данный период выполнялись с неподготовленных площадок.

Следует отметить, что при эксплуатации вертолетов с неподготовленных площадок в пыльных и песчаных условиях на режимах опробования двигателей, рулении и висении на малой высоте индуктивный воздушный поток НВА поднимает с земли большое количество пыли. Пылевое облако окутывает вертолет и попадает не только в дренаж

⁴ Согласно имеющейся информации, после АП авиакомпания в инициативном порядке приняла решение о выполнении промывки воздушных фильтров через 25 часов налета.

топливной системы, но и засасывается в проточную часть компрессора и попадает в элементы автоматики двигателей, а это сказывается на эксплуатационной надежности конструкции.

Например, при работе двигателей вертолета Ми-8Т на взлетном режиме над песчаной площадкой в каждый из них может попадать до 3 кг пыли в минуту, причем пыль может попадать на вход в двигатели только со стороны НВ, подсос пыли двигателями с земли практически невозможен. Кроме того, пыль попадает в двигатели при полете вертолета на предельно малой высоте со скоростью менее 30-40 км/час, когда воздух поступает во входные каналы двигателей со стороны НВ.

Разработчиком вертолета был выпущен бюллетень № М-800-ДМ от 1978 г., в соответствии с которым на двигателях ТВ2-117 (ТВ2-117А) может быть установлено пылезащитное устройство (ПЗУ). Аббревиатура «ДМ» в названии бюллетеня означает «доработка, модернизация», т. е. указанный бюллетень является опционным (не обязательным) по улучшению конструкции ВС. Работы по данному бюллетеню производятся за счет Заказчика ремонтными предприятиями при очередном капитальном ремонте.

При работе двигателя ТВ2-117 с ПЗУ без отбора воздуха на эжектор его мощность на режимах уменьшается на 2%, температура газа увеличивается примерно на 10°C, а при работе ПЗУ с отбором воздуха на эжектор (при включении ПЗУ) мощность двигателя уменьшается примерно на 3.5%, температура газа увеличивается примерно на 15°C. При этом температура газа и частота вращения ротора ТК не должны превышать максимально допустимых значений. С учетом изначально относительно невысокой мощности двигателей ТВ2-117, указанное дополнительное снижение характеристик двигателей приводит к тому, что эксплуатанты неохотно устанавливают ПЗУ.

По информации эксплуатанта ВС, на вертолете Ми-8Т RA-24682 заводской номер 9815742, выпущенном 22.08.1981 Улан-Удэнским авиационным заводом, указанный бюллетень не выполнялся.

Для обеспечения надежности силовой установки при эксплуатации вертолета на пыльных и песчаных аэродромах в эксплуатационно-технической документации вертолета Ми-8Т и двигателя ТВ2-117 также предусмотрено следующее:

- выполнение осмотра фильтров топливной и масляной систем, а также при заправке топливной и масляной системы производить при отсутствии песка и пыли в воздухе.
- в случае эксплуатации вертолета в пыльных условиях промывку воздушного фильтра агрегата НР-40ВА согласно РО вертолета Ми-8 выполняют через каждые 75 часов вместо 150 часов.

При этом РЛЭ также рекомендует выполнять взлеты и посадки по-вертолетному и перемещения на площадках, предварительная подготовка которых в целях исключения возникновения пыльного (снежного) вихря невозможна, с взлетной (посадочной) массой, обеспечивающей висение вертолета вне зоны влияния «воздушной подушки». Комиссия отмечает, что, хотя основное назначение данной рекомендации направлено на предотвращение потери видимости в снежном или пыльном вихре, ее выполнение также позволяет уменьшить негативное воздействие пыли на работу двигателей. При этом выборочный анализ ряда полетов вертолета Ми-8Т RA-24682, выполненных после последней промывки воздушных фильтров, показал, что практически все контрольные висения и взлеты выполнялись в зоне влияния воздушной подушки, то есть возможное негативное воздействие пыли было максимальным.

На основании вышеизложенного, можно сделать следующие выводы по работе силовой установки в полете 27.05.2017:

- наиболее вероятной причиной падения мощности силовой установки явилось загрязнение воздушных фильтров АЗ агрегатов НР-40ВА обоих двигателей;
- неустойчивая работа правого двигателя («раскачка» частоты вращения ротора ТК) связана с загрязнением воздушного фильтра и жиклеров АЗ агрегата НР-40ВА;
- уменьшение частоты вращения ротора ТК правого двигателя и его последующее выключение обусловлено значительным загрязнением воздушного фильтра АЗ и полным засорением пылью проходного сечения входного жиклера АЗ, что привело к перемещению дозирующей иглы в положение, при котором значительно уменьшается подача топлива к форсункам и происходит срыв пламени в камере сгорания с выключением двигателя;
- невыход на взлетный режим левого работающего двигателя, несмотря на увеличение ОШ до 12.3°, обусловлен падением мощности из-за значительного загрязнения воздушного фильтра АЗ его НР-40ВА;
- установленная периодичность выполнения регламентных работ по промывке воздушного фильтра агрегата НР-40ВА (75 часов), наиболее вероятно, не обеспечивает надежную эксплуатацию СУ вертолетов Ми-8 в пыльных условиях, особенно, если вертолет Ми-8 не оборудован ПЗУ.

3. Заключение⁵

Авиационное происшествие с вертолетом Ми-8Т RA-24682 произошло при выполнении вынужденной посадки на площадку, подобранную с воздуха, необходимость выполнения которой была обусловлена падением оборотов несущего винта из-за недостаточной располагаемой мощности двигателей для продолжения полета, при этом на истинной высоте ~ 40 м произошло самовыключение правого двигателя. При приземлении «по-самолетному» колесо носовой стойки ВС зарылось в мягкий грунт с последующим соударением лопастей НВ с землей и хвостовой балкой, что привело к разрушению лопастей НВ, отделению хвостовой балки от вертолета, его вращению влево и опрокидыванию на правый борт.

Способствующими факторами явились⁶:

- падение мощности правого двигателя в полете с последующим его самовыключением, наиболее вероятно, в результате загрязнения воздушного фильтра автомата запуска агрегата НР-40ВА и полного засорения пылью проходного сечения входного жиклера автомата запуска, что привело к перемещению дозирующей иглы в положение, при котором значительно уменьшается подача топлива к форсункам и происходит срыв пламени в камере сгорания с выключением двигателя;
- падение мощности левого двигателя и его невыход на взлетный режим при отказе правого двигателя, что также обусловлено значительным загрязнением воздушного фильтра автомата запуска агрегата НР-40ВА;
- выполнение полетов на неподготовленные площадки без установки ПЗУ.

⁵ Согласно Приложению 13 «Расследование авиационных происшествий и инцидентов» к Чикагской конвенции, определение причин и способствующих факторов авиационного происшествия *«не предполагает возложения вины или установления административной, гражданской или уголовной ответственности»*.

⁶ В соответствии с Руководством по расследованию авиационных происшествий и инцидентов ИКАО (Doc 9756 AN/965), способствующие факторы приведены без оценки приоритета.

4. Другие недостатки, выявленные в ходе расследования

4.1. После вынужденной посадки экипаж не активировал АРМ-406, что не соответствует положениям гл. 2 части В РПП авиакомпании.

4.2. При выполнении полета по маршруту в горной местности высоты пролета препятствий были значительно ниже, чем это предусмотрено частью А главы 6 РПП авиакомпании.

5. Рекомендации

Авиационным властям России⁷

5.1. Информацию о результатах расследования авиационного происшествия довести до летного и инженерно-технического персонала авиакомпаний.

5.2. Совместно с разработчиками вертолета и двигателя рассмотреть вопрос о сокращении периодичности выполнения регламентных работ по промывке воздушного фильтра АЗ агрегата НР-40 (п. 2.02.11 Регламента по техническому обслуживанию вертолета Ми-8) для вертолетов Ми-8.

5.3. Совместно с разработчиками вертолета и двигателя рассмотреть целесообразность издания требований по обязательной установке ПЗУ в зависимости от конкретных условий эксплуатации вертолета.

АО «УЗГА»

5.4. Усилить контроль за качеством установки мембран КПП и мембран ограничителя максимального расхода при выполнении капитального ремонта насосов-регуляторов НР-40ВА.

АО «ОДК СТАР» (разработчику агрегата НР-40)

5.5. Рассмотреть целесообразность проведения внеочередного авторского надзора по выполнению ремонтов насосов-регуляторов НР-40 на АО «УЗГА».

Руководителям авиакомпаний, эксплуатирующим вертолеты Ми8Т

5.6. С летным составом повторно изучить:

- действия экипажа при нештатной работе силовой установки в полете;
- действия экипажа после вынужденной посадки, в том числе по работе с АРМ-406;
- особенности полетов на пыльных, песчаных и заснеженных площадках.

5.7. Рассмотреть целесообразность установки ПЗУ на вертолеты, выполняющие значительное число взлетов (посадок) с неподготовленных площадок;

5.8. Провести разовую проверку работы регистраторов типа СДК-8 с сохранением результатов расшифровок.

⁷ Авиационным администрациям других государств-участников Соглашения рассмотреть применимость этих рекомендаций с учетом фактического состояния дел в государствах.