

УДК 629.7.036:539.5

А.Н. МИХАЙЛЕНКО, Т.И. ПРИБОРА*ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина***ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ В КОМПРЕССОРАХ ГТД**

Рассмотрены особенности использования титановых сплавов в компрессорах ГТД. Выделены позитивные и негативные характерные черты титановых сплавов, их преимущества перед сталями. Приведены результаты испытания ГТД с имитацией титанового пожара; произведена оценка эффективности противопожарных мероприятий.

имитация титанового пожара, воспламенение, низкая теплопроводность, противопожарная защита силовой установки, местное выгорание, прогары

Введение

Выбор титановых сплавов в качестве материала для изготовления лопаток, дисков и других деталей компрессора, а первых ступеней – особенно, обусловлен прежде всего их высокой удельной прочностью в интервале температур от 150 до 400 °С. Они отлично сопротивляются коррозии по отношению ко многим реагентам. Предел усталости титана имеет такой же порядок, как и сталь. Однако наряду с этим, титановые сплавы обладают необычным сочетанием свойств, а именно: теплопроводность титана низкая и составляет $\approx 1/16$ от теплопроводности алюминия и $\approx 1/6$ от теплопроводности железа; титановые сплавы легко поглощают углерод, азот, кислород, водород и сильно изменяют механические свойства.

Опыт применения сплавов на основе титана показал, что способность титана воспламеняться при трении деталей роторных о статорные и поддерживать горение без подвода тепла извне свойственна всем титановым сплавам, применяемым при изготовлении деталей ГТД.

Вследствие низкой теплопроводности титановых сплавов возрастает возможность повышения их температуры до критических значений, при которых возникает воспламенение [1].

К интенсивному, местному разогреву деталей может привести интенсивное трение, которое воз-

никает по следующим причинам:

- разрушение подшипников и деталей опор роторов;
- деформация корпусов компрессоров;
- попадание посторонних предметов в газоздушный тракт с последующим обрывом части или всего пера рабочей лопатки, и заклиниванием ее в торцевом или радиальном зазоре следующей ступени;
- касание ротора о статор вследствие увеличения дисбаланса ротора, возникающего при обрыве отдельных частей ротора при работающем ГТД;
- возникновение нерасчетного помпажного режима, при котором отдельные элементы ротора могут коснуться статорных деталей;
- вибрации деталей.

Особенностью горения титана являются высокая температура пламени (свыше 1800 °С) и большая скорость его распространения. Факторами развития титанового пожара являются: выделение дополнительного тепла при трении деталей, теплообразование в результате реакции окисления при горении, растворение окисной пленки на их поверхности, теплопередача от очага пожара и перенос расплавленного титана на соседние детали. Важными факторами для поддержания горения являются температура, давление и скорость потока воздуха в компрессоре

Исследования титанового пожара показали, что горение продолжается до тех пор, пока температура воздуха не снизится до некоторого критического значения, или пока не иссякнет источник воспламенения. «Титановый» пожар длится не более 20 сек, и может выйти за пределы двигателя.

1. Формулирование проблемы

Нормативная документация по правилам конструирования ГТД (Нормы летной годности) требует, чтобы в случае возникновения «титанового» пожара в одном из элементов конструкции компрессора пожар локализовался внутри двигателя, для чего необходимо выполнить анализ траектории разлета продуктов сгорания. Соответствующим образом должны быть выбраны материал и конструкция корпусов компрессоров.

С целью проверки достаточности разработанных мероприятий по обеспечению пожаробезопасности двигателя необходимо было получить (смоделировать) возникновение «титанового» пожара в одной из наиболее теплонапряженных зон – на последних ступенях компрессора.

2. Организация испытания

Для организации касания деталей ротора о статор был спроектирован специальный механизм, позволяющий при работающем двигателе производить тарированное перемещение ротора, которое измерялось с помощью тензодатчиков.

В качестве объекта испытания был выбран ТСДД Аи-25 со специальным подбором минимальных ($0,8^{+0,2}$ мм) зазоров на последних ступенях компрессора высокого давления (8 ступень) и установкой указанного механизма в опоре КВД. По техническим требованиям чертежа данные зазоры имеют величину $3,6^{+1,23}_{-1,53}$ мм.

Механизм смещения обеспечивал ход ротора не более 3 мм, место касания представлено на рис. 1.

Для повышения стойкости кожухов наружного контура прожигу горячим потоком газа в ходе предварительно проведенных экспериментальных работ

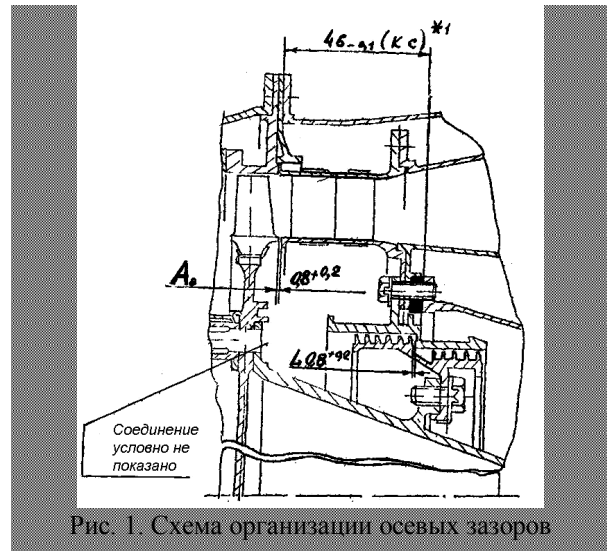


Рис. 1. Схема организации осевых зазоров

было отдано предпочтение покрытию герметиком Виксинт У-4-21. Результаты экспериментальных работ приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты экспериментальных работ

Материал образца и покрытие	$t_{г}^*, ^\circ\text{C}$	τ , с время, до прожига
АМГ6-М ГОСТ 21631-76	1700	2,0
АМГ6-М ГОСТ 21631-76. Покрытие Виксинт У-4-21. Толщина слоя 2 мм	1700	20,0
АМГ6-М ГОСТ 21631-76. Покрытие Виксинт У-4-21, толщина слоя 2 мм и два слоя стеклоткани, толщина покрытия 2,35 мм	1700	больше 30
АМГ6-М ГОСТ 21631-76. Покрытие Виксинт У-4-21. Толщина слоя 2,7 мм	1700	21

2.1. Подготовка испытания. В ходе подготовки двигателя к испытаниям на кожухи наружного контура был нанесен защитный слой герметика Виксинт У-4-21 толщиной 2 мм. В опоре шарикоподшипника ротора КВД установлен механизм, обеспечивающий перемещение ротора КВД и касание его о детали статора на работающем двигателе для инициализации возгорания титановых деталей КВД от трения в местах касания.

Для определения момента возникновения титанового пожара в узле КВД и последующего контроля температурного состояния деталей статора двигателя были препарированы термопарами кожухи вто-

рого контура камеры сгорания, производились замеры температуры воздуха за КВД, температуры в плоскости ребра №3 корпуса камеры сгорания, температуры воздуха за турбиной. Замерялось давление воздуха за КВД. На кожухи наружного контура компрессора, камеры сгорания и турбины был нанесен защитный слой герметика Висксинт У-4-21 ОСТ 38.03238-81 толщиной 2,0,5 мм.

2.2. Ход испытаний. Произведен запуск двигателя. Работа на малом газе и увеличение режима до максимальных оборотов ротора компрессора $\eta_{квд} = 92,8\%$ отклонений от технических условий не имели. Приведен в действие механизм осевого перемещения ротора КВД. Изменился звук работы двигателя, произошел хлопок с выбросом пламени из реактивного сопла. При этом был зарегистрирован пожар в узле КВД:

- резкий скачок температуры воздуха за КВД до 1300°C ;
- резкий скачок температуры в камере сгорания до 1075°C ;
- температура газов за турбиной достигла величины 810°C ;
- резкое падение давления воздуха за КВД;
- падение частоты вращения ротора КВД;
- увеличение уровня вибраций.

В момент возникновения пожара наблюдался выброс факела пламени из реактивного сопла.

В соответствии с программой испытания через 35 с с момента возникновения пожара был перекрыт пожарный кран стеновой топливной системы, прекращающий подачу топлива к топливному насосу. Спустя 6 мин 12 с с момента начала пожара факел пламени начал гаснуть и окончательно был потушен углекислотным огнетушителем. Титановый пожар длился 5 с.

Характер изменения регистрируемых параметров при проведении испытания приведен на осциллограмме (рис.2).

2.3. Результаты испытания. При разборке двигателя обнаружено, что возгорание деталей КВД из титанового сплава произошло в результате касания и трения заднего торца диска 8 ступени ротора КВД о внутреннее кольцо направляющего аппарата 8 ступени.

В результате дефектации установлено:

- полное выгорание внутреннего кольца, лопаток направляющего аппарата 8 ступени КВД и внутреннего диффузора;
- местные прогары лобового кольца и головок стабилизаторов жаровой трубы;
- местное выгорание наружного кожуха корпуса камеры сгорания между головками жаровой трубы;
- обгорание торца диска и замков рабочих лопаток 8 ступени ротора КВД в месте касания о внутреннее кольцо направляющего аппарата 8 ступени;

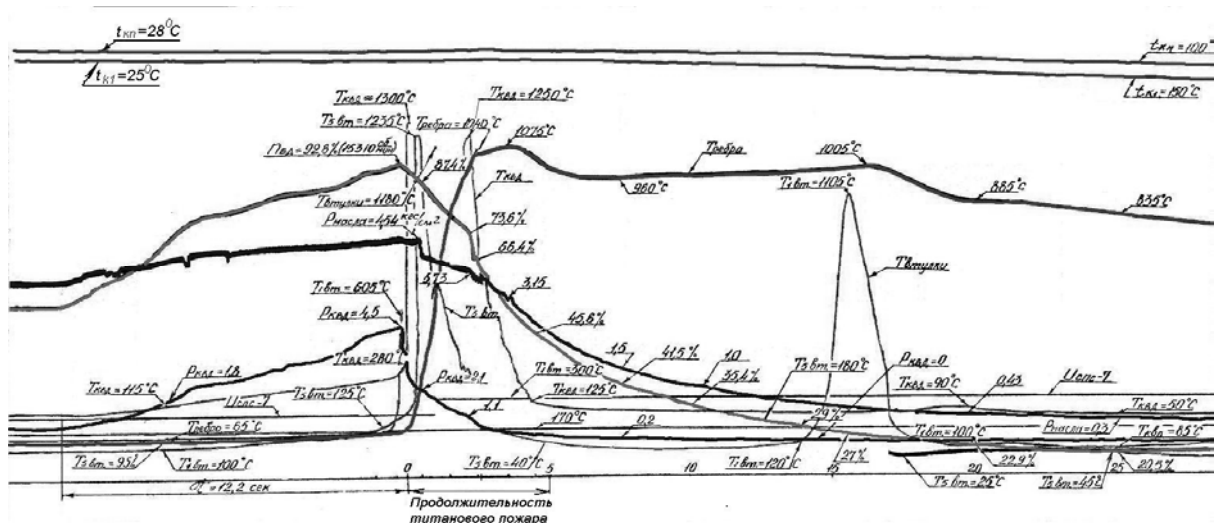


Рис. 2. Характер изменения контролируемых параметров работы двигателя во время испытания



Рис. 3. Полное выгорание внутреннего кольца и лопаток направляющего аппарата 8 ступени



Рис. 4. Обрыв всех бандажных полок, деформация перьев лопаток на рабочем колесе ТВД



Рис. 5. Прогар и оплавление нижней половины кожуха турбины

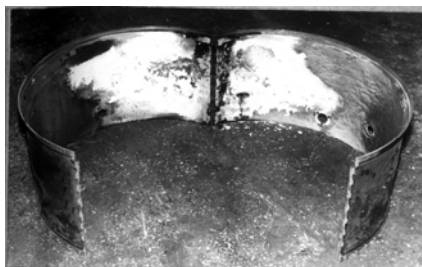


Рис. 6. На 30% площади наблюдается термодеструкция герметика на половину толщины слоя

- выгорание крайнего гребешка верхней части заднего лабиринта при касании о втулку;
- обрыв всех бандажных полок, деформация перьев лопаток на рабочем колесе ТВД;
- прогар и оплавление нижней половины кожуха турбины;
- на кожухе, покрытом герметиком Висксинт У-4-21, в нижней части произошла термодеструкция

герметика на половину толщины слоя на площади около 5%; состояние герметика на второй половине толщины слоя и на остальной площади удовлетворительное.

На рис. 3...6 показаны последствия титанового пожара.

3. Заключение

Наиболее эффективными мероприятиями по снижению пожароопасности при применении титановых сплавов являются следующие:

- применение сталей и никелевых сплавов в качестве материала корпусов, направляющих аппаратов, рабочих колец компрессоров;
- подбор оптимальной величины радиальных и осевых зазоров в компрессоре;
- применение лопаток из титановых сплавов с утолщенными кромками и низким уровнем переменных напряжений;
- высокая надежность работы системы смазки и охлаждения подшипников опор, в первую очередь радиально-упорных.

Разработанный и примененный механизм осевого перемещения ротора компрессора позволяет получать касания роторных деталей о статорные в любой части компрессора. Отработанная методика исследования дает возможность выбора материала покрытия и его оптимальной толщины. Свойства выбранного покрытия обеспечили огнестойкость наружных элементов двигателя, чем подтвердили соответствие двигателя нормативным требованиям.

Литература

1. Эверхарт Джон Л. Титан и его сплавы. – М.: Наука, Гостехиздат черной и цветной металлургии, 1956. – С. 15-25.

Поступила в редакцию 10.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.