

УДК 629.7.036.3.018

Д.С. СМЕРНОВ¹, А.В. КАЩЕЕВ², В.Т. ШЕПЕЛЬ¹¹ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия²ОАО «НПО «Сатурн «Газовые турбины», Рыбинск, Россия

ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА В ПРОЦЕССЕ ДОВОДКИ И СЕРТИФИКАЦИИ АВИАЦИОННОГО ГТД

Изложены особенности проведения огневых инженерных и сертификационных испытаний корпуса вентилятора с акустическими панелями. Проанализированы требования норм летной годности АП-33.17, CS-E130 в части пожарной безопасности авиационного двигателя. Приведены результаты инженерных огневых испытаний по ISO 2685:1998 неохлаждаемых и ненагруженных пластин разной толщины из алюминиевых сплавов АК-4, 6061. Предложен метод проведения огневых испытаний не на полноразмерном двигателе, а на его компонентах, на основе обеспечения режимов теплового и прочностного подобия. Представлены результаты огневых испытаний элементов корпуса вентилятора.

Ключевые слова: пожарная безопасность, вентилятор, подобие, огневые испытания.

Введение

Нормативная документация по летной годности АП-33, CS-E[1, 2] требует, чтобы пожар внутри и вокруг двигателя не угрожал безопасности летательного аппарата. Двигатель должен быть спроектирован так, чтобы была минимизирована вероятность возникновения и распространения пожара. В связи с этим одной из важных задач сертификации авиационного ГТД является демонстрация соответствия двигателя требованиям пожарной безопасности. Процедуры демонстрации соответствия сертификационным требованиям при проведении огневых испытаний двигателя и его компонентов представлены в ряде стандартов и рекомендательных циркуляров, таких как, АС 20-135, АС 33.17-1 [3,4]. Несмотря на наличие рекомендательных материалов, процесс проведения огневых испытаний представляет сложную техническую задачу. Поэтому в данной статье изложен опыт проведения огневых испытаний корпуса вентилятора.

Корпус вентилятора является границей установленной пожароопасной зоны АП 25.1181 [5] и, следовательно, должен быть огнестойким. Огнестойкость это свойство конструкции выдерживать температуру $1100 \pm 80^\circ\text{C}$ в течение 15 минут при выполнении основного проектного назначения. Подтверждение огнестойкости корпуса вентилятора может быть продемонстрировано огневыми испытаниями в течение 15 минут. Пять минут с параметрами взлетного режима, характеризуемого максимальным давлением на элементы конструкции (работающий двигатель) и десять минут – с параметрами, характерными для режима авторотации, при котором

элементы конструкции имеют наихудшие условия охлаждения (двигатель остановлен) [3].

Если корпус вентилятора выполнен из алюминиевых сплавов, то в соответствии с пунктами АП 33.17 (а*), CS-E 130 (d) необходимо провести его огневые испытания. Как показали инженерные испытания по стойкости к пожару неохлаждаемых и ненагруженных давлением пластин различной толщины из алюминиевых сплавов АК-4, 6061 (рис. 1), огнестойкость корпуса вентилятора не может быть обеспечена только за счет выбора его толщины. Это связано с тем, что корпус вентилятора не обдувается воздухом второго контура ввиду постановки акустических панелей в проточной части. Для обеспечения огнестойкости между корпусом вентилятора и акустическими панелями необходимо выполнить щелевой зазор, который бы продувался воздухом второго контура.

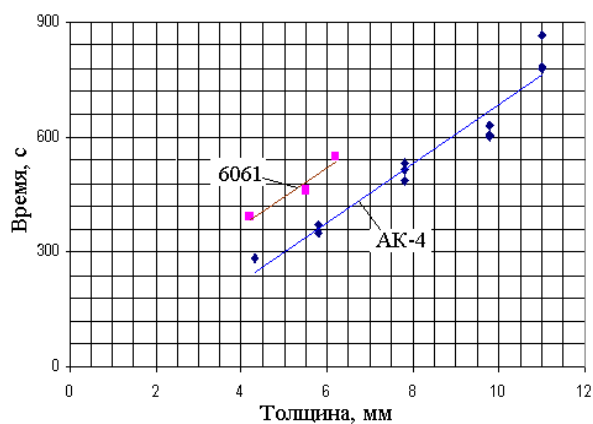


Рис. 1. Предельное время огнестойкости пластин из алюминиевых сплавов для условий пожара в зависимости от их толщины

Рекомендательные циркуляры [3, 4] допускают использование компонентных огневых испытаний. Это испытания не на полноразмерном двигателе, а на его отдельных компонентах.

Допускается проведение испытаний на плоских образцах с размерами не менее 320x320 мм или на отдельных компонентах конструкции с соблюдением подобия. В данном случае концепция установления соответствия требованиям пожарной безопасности базируется на результатах огневых испытаний наиболее уязвимых к пожару элементов конструкции.

В связи с вышеизложенным, успешные огневые испытания наиболее уязвимых к пожару компонентов корпуса вентилятора, устанавливая соответствие требованиям на огнестойкость всего корпуса вентилятора.

При выявлении наиболее уязвимых к пожару зон корпус вентилятора разбивался на ряд секторов. Анализ каждого сектора на уязвимость к пожару проводился с учетом следующих факторов:

- используемого материала;
- минимальной толщины материала;
- наличия огнезащитного покрытия;
- наличия истираемого покрытия;
- наличия охлаждающего потока;
- наличия экранирования;
- теплового состояния.

Практика показала, что в конструкции корпуса вентилятора всегда можно выделить наиболее уязвимые к пожару зоны, характеризующиеся минимальной толщиной корпуса или наихудшими условиями охлаждения.

1. Требования к объектам испытаний

При огневых испытаниях образцы должны отвечать следующим требованиям:

- конфигурация образца должна быть такой же, как у реальной конструкции, или же быть плоской;
- образец должен изготавливаться из тех же материалов и по той же технологии, что и реальная конструкция;
- образец должен позволять воспроизведение условий охлаждения и нагрузок от давления.

2. Выбор режимов испытаний

Режимы испытаний выбирались на основе сохранения подобия по тепловому и напряженно-деформированному состоянию.

Для обеспечения подобия по тепловому состоянию объекта испытаний и реальной конструкции, скорости потоков для стендовых условий корректировались из условия равенства коэффициентов

теплоотдачи $\alpha_{ДВ} = \alpha_{СТ}$. Исходное выражение имеет вид

$$C_{СТ} = C_{ДВ} \cdot \frac{T_{СТ}}{T_{ДВ}} \cdot \frac{P_{ДВ}}{P_{СТ}} \cdot \left(\frac{D_{Н_СТ}}{D_{Н_ДВ}} \right)^{1/4} \times \left(\frac{\mu_{СТ}}{\mu_{ДВ}} \right)^{7/12} \cdot \left(\frac{\lambda_{ДВ}}{\lambda_{СТ}} \right)^{5/6} \cdot \left(\frac{C_{p_ДВ}}{C_{p_СТ}} \right)^{5/12}, \quad (1)$$

где C – скорость течения; T – статическая температура; P – статическое давление; D_H – гидравлический диаметр; μ – динамическая вязкость; λ – теплопроводность воздуха; C_p – теплоемкость, а индексы следующие: ДВ – параметр в условиях двигателя, СТ – параметр в стендовых условиях.

Скорость в щелевом зазоре между корпусом компрессора и акустическими панелями определяется с помощью гидравлических расчетов. Ввиду малых перепадов давления в проточной части на режиме авторотации особое внимание обращалось на выбор геометрии щелевого зазора, которая должна быть оптимизирована для обеспечения эффективной продувки. Так как размеры щелевого зазора малы, то на результат гидравлических расчетов существенное влияние оказывают допуски, назначаемые на размеры, что приводит к необходимости их учета. Наименьшая скорость в щелевом зазоре выбиралась для наихудшего сочетания допусков с использованием метода Монте Карло.

Подобие по эквивалентности напряжений на образце определялось с помощью равенства напряжений на цилиндрической оболочке и пластине. Перепад давлений на испытываемом образце определялся в соответствии с выражением

$$\Delta p_{Пл} = \frac{\Delta p_{ДВ} \cdot R \cdot H}{\beta \cdot L^2}, \quad (2)$$

где $\Delta p_{ДВ}$ – перепад давлений в наиболее уязвимом к пожару участке корпуса вентилятора; R – средний радиус соответствующего участка корпуса вентилятора; H – толщина пластины, равная минимальной толщине уязвимого к пожару участка корпуса вентилятора; L – длина (ширина) пластины.

Параметр β зависит от соотношения длины и ширины пластины и от типа ее крепления на стенде. Для квадратной пластины ($L \times L$) с шарнирным креплением с одной стороны для обеспечения возможности теплового расширения образца и в случае равномерной нагрузки давлением параметр β равен 0,287.

Давление в аэродинамическом коробе определялось соотношением

$$P = B + \Delta p_{Пл}, \quad (3)$$

где B – давление окружающей среды (барометрическое).

3. Условия зачетности испытания

Отсутствие проникновения пламени через образец.

Отсутствие возгорания образца.

Отсутствие повторного возгорания образца после отвода пламени горелки.

Образец должен выдержать прикладываемые нагрузки от давления.

4. Экспериментальная часть

Аэродинамический короб обеспечивал обдув и нагружение образца давлением для имитации проточной части двигателя. Аэродинамический короб стенда Ц - 17ГЗ, ЦИАМ) и его фотография представлены на рис. 2 и 3, а, соответственно.

Образец для испытаний представлял собой сборку из пластины алюминиевого сплава 6061 с размерами $320 \times 320 \times 5,8$ мм со штатно прикрепленной к ней с зазором 5,1 мм акустической панелью $300 \times 320 \times 12$ мм. Герметичность образца на аэроди-

намическом коробе стенда обеспечивалась нанесением на стыки и сопрягаемые поверхности огнезащитного покрытия RTV-577.

Пламя горелки вертикальное, формировалось пропановой горелкой диаметром 184 мм. Горелка установлена вертикально на расстоянии $75 \pm 7,5$ мм от испытуемого объекта. Время прогрева горелки 5 минут.

Испытательное оборудование аттестовано на соответствие требованиям ISO 2685:1998.

Параметры стандартного пламени в соответствии ISO 2685:1998:

- температура пламени - $1100 \pm 80^\circ\text{C}$;
- плотность теплового потока - $116 \pm 10 \text{ кВт/м}^2$.

Испытание проводилось в 3 этапа:

1. Калибровка температурного поля и плотности теплового потока горелки перед испытанием.
2. Огневое испытание.
3. Калибровка температурного поля и плотности теплового потока горелки после огневого испытания.

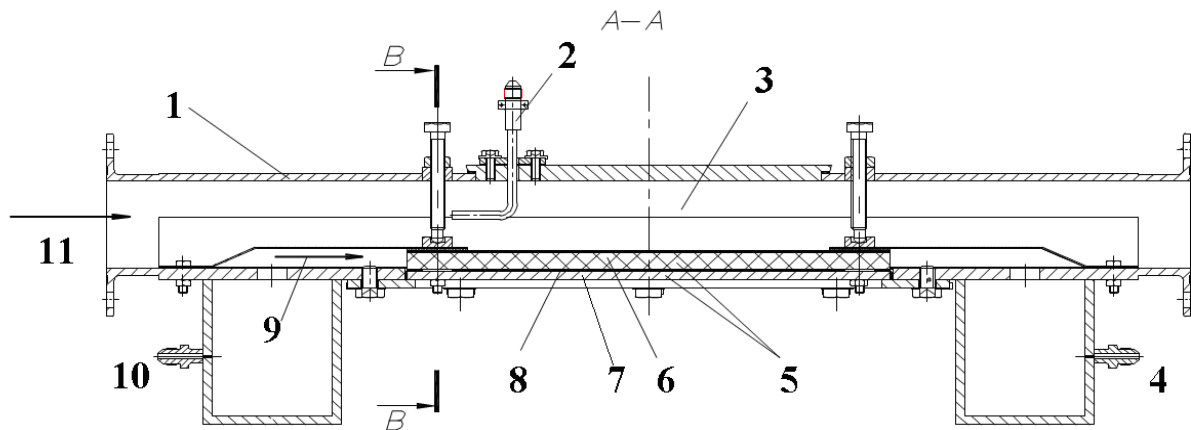


Рис.2. Схема аэродинамического короба с объектом испытаний:

- 1 – аэродинамический короб; 2 – замер полного давления в аэродинамическом коробе; 3 – основной канал; 4 – замер давления на выходе из щелевого зазора; 5 – испытуемый образец; 6 – акустическая панель; 7 – панель из алюминиевого сплава 6061; 8 – зазор; 9 – направление поток воздуха, подаваемого в щелевой зазор; 10 – замер давления на входе в щелевой зазор; 11 – направление потока воздуха в аэродинамическом коробе

Стенд оборудован устройством калибровки горелки по температурному полю с помощью гребенки из 7 хромель-алюмелевых термопар и тепловому потоку с помощью тепломерного устройства. По результатам измерения поля температур в 37 точках, покрывающих более 25% поверхности горелки, находилась средняя температура. Неравномерность поля скоростей по ширине на входе в зазор не превышала 2%.

Регистрация параметров на стенде проводилась с частотой опроса 4 Гц. Визуальное наблюдение за процессом испытаний осуществлялось двумя видеокамерами.

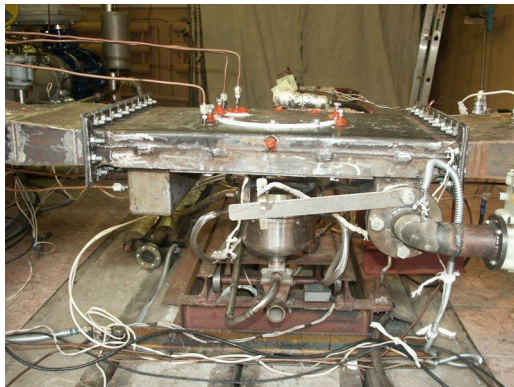
Окружающие условия испытаний в боксе испытательного стенда в начале испытаний составляли: $T_n = 25,8^\circ\text{C}$, $V = 753,96$ мм рт.ст., в конце испытаний $T_n = 30^\circ\text{C}$.

На рис. 3 а, б представлен образец, установленный на аэродинамическом коробе, и фотография его огневых испытаний на 12 минуте.

На рис. 4 приведена динамика изменения температур в процессе огневых испытаний (а) и фотографии разобранного образца после огневых испытаний (б). На рис.4, а представлены показания термопары (2), установленной на расстоянии 6 мм от испытуемого образца, и показания термопары (1) над

плоскостью горелки для контроля стабильности ее работы в процессе испытаний. Кроме, этих термопар на испытываемом образце в центре (4) и на расстоянии 100 мм по потоку (3) устанавливались дополни-

тельные термопары. Термопара в центре (4) после перехода на параметры режима авторотации вышла из строя. Показания термопар 3,4 до 300 секунды испытаний практически не отличались.

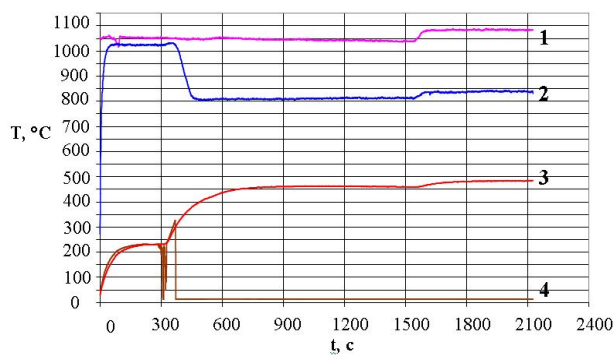


а



б

Рис. 3. Объект испытаний на стенде Ц - 17Г3 (а) и 12 минута огневых испытаний (б)



а



б

Рис. 4. Динамика протекания температур в процессе огневых испытаний (а) и фотография разобранного образца после огневых испытаний (б)

Образец успешно выдержал сверхнормативное 35 минутное по длительности огневое воздействие стандартного пламени при воспроизведении заданных параметров аэродинамического обдува, в том числе 5 минут в условиях обдува, соответствующего режиму взлетный, и 30 минут при обдуве, соответствующему режиму авторотации. При этом образец сохранил целостность конструкции, что обеспечило отсутствие проникновения пламени через него.

Визуальный осмотр образца не выявил следов сквозного прогара. Отмечена лишь незначительная его деформация - прогиб в средней части плоской пластины на глубину до 2 мм. На внутренней стороне акустической панели (со стороны зазора) наблюдаются следы локального вздутия.

Заключение

1. Положительные результаты испытаний критического к пожару сектора вентилятора позволили продемонстрировать соответствие требованиям пожарной безопасности для всего корпуса вентилятора.

2. Предложенная методика позволяет проводить инженерные и сертификационные огневые испытания на соответствие требованиям пожарной безопасности не на полноразмерной конструкции, а на его наиболее уязвимых к пожару компонентах, что значительно удешевляет и ускоряет процесс доводки и сертификации авиационного двигателя.

Литература

1. *Авиационные правила, ч. 33 (АП-33). Нормы летной годности двигателей воздушных судов. [Текст]. – Межгосударственный авиационный комитет (МАК), 2004. – 52 с.*

2. *Certification Specifications for Engines (CS-E) [Text]. – European Aviation Safety Agency (EASA), 2007. – 193 p.*

3. *AC 20-135. Power Plan Installation and Pro-*

pulsion System Component Fire Protection Test Methods. Standards and criteria [Text]. – 1990. – 12.- p.

4. *AC 33.17-1. Fire Prevention [Text]. -2002. – 12 p.*

5. *Авиационные правила, ч. 25 (АП-25). Нормы летной годности самолетов транспортной категории [Текст]. – Межгосударственный авиационный комитет (МАК), 2009. – 266 с.*

6. *ISO 2685:1998 Aircraft - Environmental test procedure for airborne equipment - Resistance to fire in designated fire zones [Text]. – 1998. – 35 p.*

Поступила в редакцию 12.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, главный специалист В.А. Богданов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск.

ВОГНЕВІ ВИПРОБУВАННЯ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА В ПРОЦЕСІ ДОВЕДЕННЯ СЕРТИФІКАЦІЇ АВІАЦІЙНОГО ГТД

Д.С. Смірнов, О.В. Кащев, В.Т. Шепель

Викладено особливості проведення вогневих інженерних та сертифікаційних випробувань корпусу вентилятора з акустичними панелями. Проаналізовано вимоги норм льотної придатності АП-33.17, CS-E 130, у частки пожежної безпеки авіаційного двигуна. Подано результати інженерних випробувань згідно неохолоджених та ненавантажених пластин різної товщини, виготовлених з алюмінієвих сплавів АК-4, 6061. Запропонований метод здійснення вогневих випробувань без використання повнорозмірного двигуна, лише на його компонентах, з підстави забезпечення режимів теплової та міцнісної подібності. Подано результати вогневих випробувань елементів корпусу вентилятора.

Ключові слова: пожежна безпека, вентилятор, подібність, вогневі випробування.

FIRE TESTS OF FAN CASE IN THE PROCESS OF AVIATION GAS-TURBINE ENGINE DEVELOPMENT AND CERTIFICATION

D.S. Smirnov, A.V. Kacheev, V.T. Shepel

The details of engineering and certification fire tests of fan case with acoustic panels are provided. Airworthiness standards AP-33.17, CS-E 130 with regard to fire safety of aviation engine are reviewed. Engineering tests results to ISO 2685:1998 of uncooled and unloaded plates of different thickness made from AK-4, 6061 aluminium alloys are given. The method of fire testing of engine components instead of full-size engine testing is provided, based on simulation of thermal and strength models. Fire test results of fan case elements are given.

Key words: fire safety, fan, simulation, fire tests.

Смирнов Дмитрий Сергеевич - начальник бригады КНД КО «Компрессор» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: sds.82@mail.ru.

Кащев Алексей Викторович - канд. техн. наук, ведущий инженер-конструктор ОАО «НПО «Сатурн «Газовые турбины», Рыбинск, Россия, e-mail: alex.kasheev@rambler.ru.

Шепель Вячеслав Тимофеевич - начальник КО «Сертификация авиационных ГТД и промышленных ГТУ» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: sshepel@yandex.ru.