

УДК 621.63

В.Т. ШЕПЕЛЬ

ОАО «Научно производственное объединение «Сатурн», Рыбинск, Россия

ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА СЕРТИФИКАЦИИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В докладе рассматриваются особенности отечественной и зарубежной сертификации авиационных ГТД. Показано, что Федеральные авиационные правила FAR-33 положены в основу Российских Авиационных правил (1994 г.). В редакции 2004 г. частично учтены и требования Европейских Авиационных правил CS-E. Формирование сертификационного базиса осуществляется на основе сертификационных листов соответствия. Показан механизм оформления сертификационных несоответствий. Показано, что наибольшее различие существует в определении ресурса деталей с ограниченным сроком службы. Управление ресурсом в CS-E достигается использованием трех планов: инженерного, производственного и эксплуатационного. Главной особенностью сертификационных испытаний ГТД является использование консервативного подхода, который основывается на том, что высокую степень уверенности в безопасности и надежности конструкции можно обеспечить за счет приложения заведомо больших нагрузок, чем те, которые использовались при проектировании с учетом возможных отказов. Показано, что ускорение сроков сертификации обеспечивается зачетностью сертификационных испытаний с первого раза, что достигается использованием большого объема инженерных испытаний, увеличением количества двигателей, предназначенных для целей сертификации, широким использованием поузловых сертификационных испытаний и термомеханического моделирования и расчетного анализа.

Ключевые слова: сертификация, авиационный двигатель, нормы летной годности, соответствие, испытания.

Введение

Сертификация – это подтверждение анализом, сравнительным анализом и/или испытаниями того, что идеология, заложенная при проектировании авиационного двигателя, и производственные возможности изготовителя отвечают требованиям безопасности и охраны окружающей среды, изложенным в Нормах летной годности. Выдача Сертификата Типа является официальным подтверждением того, что летная годность авиационного двигателя продемонстрирована до его ввода в эксплуатацию. Нормы летной годности, изложенные в авиационных правилах (АП), представляют свод требований, процедур и норм, выполнение которых является обязательным условием обеспечения безопасности полетов и охраны окружающей среды. Сертификация типа авиационной техники является обязательной и проводится под надзором государственных органов. В России таким органом является Авиационный регистр Межгосударственного авиационного комитета (АР МАК), в Европе – Европейское агентство авиационной безопасности (European Aviation Safety Agency (EASA)), а в США – Федеральная авиационная администрация (Federal Aviation Agency (FAA)).

В процессе сертификации авиационного двига-

теля наработка достигает от 6000 до 7000 часов, наработка основных деталей до 20000 циклов. Общее количество специальных испытаний превышает 40. Для прохождения сертификации обычно требуется от 8 до 10 двигателей, как минимум, с 4-мя переборками каждого из них. Испытания на летающей лаборатории по длительности занимают от 200 до 250 часов. На сертификацию обычно уходит от 1,5 до 2 лет. Общее количество сертификационных документов, в том числе сертификационных запросов на проведение сертификационных испытаний (Certification Test request (CT)) и сертификационных отчетов (Certification report (CR)) в процессе сертификации двигателя достигает 250 единиц. Учитывая актуальность задачи, в настоящем докладе представлен отечественный и зарубежный опыт сертификации авиационных двигателей.

Основная часть

Федеральные авиационные правила США (Federal Aviation Regular (FAR-33)) положены в основу Российских авиационных правил АП-33 (1994г.). В редакции 2004 г. частично учтены и требования Европейских авиационных правил (Certification Specification for Engine (CS-E)). Процедуры типовой сертификации авиационных двигате-

лей изложены в соответствующих Частях 21 авиационных правил. Авиационные правила в основном гармонизированы, особенно это касается АП 33 и FAR 33. Некоторые различия есть между АП 33 и CS-E, например, в CS-E отсутствует, пункт 33.90. «Первоначальное техническое обслуживание». Существует различие в пунктах 33.68 «Противообледенительная защита», 33.88 «Испытания при повышенной температуре», в определении ресурса критических деталей CS-E 515 «Особо ответственные детали двигателя».

Существующие расхождения в нормах летной годности при сертификации могут быть нивелированы выпуском документа CRI (Certification Review item) – соглашения между авиационными властями и промышленностью по отдельным вопросам сертификации. Причиной выпуска CRI могут быть расхождения в нормах летной годности или их недостаточная детализация.

Важную роль при сертификации играют рекомендательные циркуляры, содержащие разъяснения тех или иных пунктов норм летной годности, включая и описание методов подтверждения соответствия. Рекомендательные циркуляры содержат руководящие материалы и приемлемые, но не единственные методы демонстрации соответствия.

Основным документом, регламентирующим процесс сертификации, является сертификационный базис, который представляет комплекс требований к летной годности и охране окружающей среды, распространяемый на данный образец авиационного двигателя, включая и требования специальных технических условий (при необходимости).

При сертификации авиационного двигателя на соответствие нормам CS-E сертификационный базис публикуется в CRI. В процессе сертификации CRI с сертификационным базисом может как дополняться, так и уточняться путем выпуска новых CRI.

Важным дополнением сертификационного базиса являются документы соответствия техническим требованиям (Certification Compliance Statement (CCS)). Сертификационный лист соответствия отражает требования определенного пункта норм летной годности CS-E и содержит описание методов установления соответствия двигателя данным требованиям. Каждый сертификационный лист соответствия и изложенные в нем методы установления соответствия одобряются авиационными властями. В соответствии с одобренными авиационными властями CCS, разработчик выполняет сертификационные работы с целью подтверждения соответствия двигателя требованиям сертификационного базиса. В данном документе 1-й пункт содержит описание требований норм для сертифицируемой модели двигателя; 2-й пункт – предлагаемые средства установ-

ления соответствия; 3-й – содержит ссылки на СТ, CR; 4-й – извещение об изменениях.

После того, как листы соответствия будут одобрены EASA, составляется контрольный перечень соответствия (Compliance check list (CCL)), включающий все методы установления соответствия к выполнению и закрытию каждого CCS. Контрольный перечень соответствия также указывает, какой двигатель, модуль, агрегат будет использован для установления соответствия (испытания, анализ, сравнительный анализ или совместное их применение). Данный документ аналогичен используемой AP МАК контрольной таблице соответствия.

Запрос на сертификационные испытания содержит описание стратегии установления соответствия и логическое обоснование для любого отклонения от процесса сертификации. В СТ заявляется перечень деталей типовой конструкции и модулей, сертифицируемых в данном испытании, обосновываются отклонения деталей испытываемой конструкции от типовой.

Под типовой понимается конструкция образца авиационной техники (включая характеристики и эксплуатационные ограничения), соответствие которых требованиям сертификационного базиса установлено в результате сертификации.

Важным документом, используемым при сертификации, является (Certification deviation statement (CDS)). Это справка, содержащая обоснования сертификационных несоответствий, выявленных после одобрения СТ авиационными властями. После выпуска CDS приоритет уже не за СТ, а за CDS. Причиной выпуска CDS являются: неверно выбранные режимы, стендовые условия, не адаптированные к испытанию, замена некоторых деталей. В CDS надо показать, что допущенные отклонения не повлияют на цели и результаты испытания. В сертификационном отчете указывается номер CDS, и он прилагается к отчету.

Важная роль в процессе сертификации принадлежит системе управления конфигурацией, включающей в себя процессы управления и контроля за техническими изменениями конструкции с момента передачи спецификации типовой конструкции двигателя в EASA, а также процесс изменения технических требований на этапе разработки двигателя до начала сертификации и после получения сертификата типа.

Сертификационные испытания являются предметом специального отчета, сводящего воедино всю имеющуюся информацию по установлению соответствия. Цель сертификационного отчета – составить и документально оформить информацию для доказательства того, что сертифицируемая модель

двигателя отвечает требованиям Норм летной годности.

Процесс сертификации кроме сертификационных испытаний требует проведения большого объема инженерных испытаний. Если испытания проводятся не на основе сертификационного запроса, то они определяются как инженерные. Хотя инженерные испытания не являются сертификационными, но их результаты могут быть использованы при оформлении сертификационных отчетов. Если инженерные испытания являются частью процесса демонстрации соответствия, то они также обязательны для исполнения в процессе сертификации. Таким образом, инженерные испытания позволяют продемонстрировать соответствие некоторым специфическим требованиям, заложенным в конструкцию, и тем самым снижают риск при проведении сертификационных испытаний.

Комплекс сертификационных испытаний подразделяется на испытания полноразмерных двигателей, компонентные испытания, поузловые испытания и испытания агрегатов.

Особенностью сертификационных испытаний авиационных двигателей является использование консервативного подхода, который основывается на том, что высокую степень уверенности в безопасности и надежности конструкции можно обеспечить за счет приложения заведомо больших нагрузок, чем те, которые использовались при проектировании с учетом возможных отказов. Например, разгонные испытания наиболее нагруженного диска турбины должны подтвердить соответствие пункту CS-E 840(b) при выдерживании в течение 5-ти минут на испытательных оборотах без разрушения. При этом необходимо выбрать самую неблагоприятную комбинацию свойств материала и размерных допусков для наиболее критического режима двигателя. Например, при испытаниях необходимо использовать диск с наихудшим размерным сочетанием допусков, приводящим к увеличению массы, выше его критического сечения и к ее снижению ниже критического сечения. При выборе предельных испытательных оборотов необходимо использовать минимальные свойства материала (3σ для кривой малоциклового усталости) и учитывать максимальный вес набора имитаторов рабочих лопаток, если испытания проводятся в атмосферных условиях. По разрезке контрольных колец, вырезанных из материала заготовок, оценивается разброс свойств, и при необходимости уточняются кривые деформационного упрочнения. Испытательные обороты при сертификационных испытаниях равны оборотам при забросе в результате разрушения вала турбины на наиболее критическом режиме работы двигателя, умноженным на поправочный коэффициент, равный отноше-

нию расчетных оборотов разрушения в условиях испытаний к расчетным оборотам разрушения в условиях двигателя.

Для компонентных испытаний, включающих некоторое количество деталей одного и того же функционального назначения, необходимо провести отбор представительных образцов, сертификационные испытания которых закрывают весь перечень применяемых на двигателе деталей одного и того же функционального назначения, но имеющих разные режимы использования в эксплуатации. При этом должна быть выбрана некоторая система классификационных признаков. Например, при выборе представительных образцов гибких шлангов для проведения сертификационных испытаний учитывается тип конструктивного исполнения, диаметр шланга и его назначение (топливные, масляные, дренажные). При выборе испытательных режимов в каждой из вышеперечисленных групп отбираются шланги с минимальным расходом, максимальной рабочей температурой и давлением рабочего тела. В качестве рабочих жидкостей выбираются те, которые используются на двигателе или аналогичные им.

При проведении сертификационных огневых испытаний необходим анализ противопожарных перегородок на огнепроницаемость (пункт CS-E 130(d)) с целью выявления наиболее уязвимых мест конструкции и изготовления, представительных образцов, моделирующих эти зоны.

Сертификация агрегатов и комплектующих наиболее отличающийся вид сертификационных испытаний при сертификации двигателя на требования АП 33 и CS-E. Агрегат – это укрупненный унифицированный узел двигателя, обладающий полной взаимозаменяемостью, самостоятельно выполняющий отдельные функции. Сертификация агрегатов проводится в соответствии с генеральным планом сертификации агрегатов GCP (Generation certification plan). На каждый агрегат составляется сертификационная матрица соответствия на основе рекомендуемой и состоящей из 25 пунктов. При этом выбираются только те пункты рекомендуемой сертификационной матрицы, которые распространяются на сертифицируемый агрегат.

В СТ обязательно указывается номер сборочного чертежа, а сам агрегат должен иметь идентификационную табличку.

Важным документом, связанным с сертификационными испытаниями, является декларация соответствия (Statement of conformity). Цель данного документа – заявить, что сертификационные испытания будут выполнены с использованием испытательной установки, соответствующей утвержденному запросу на испытания. Кроме того, к декларации прилагаются технические условия на сборку, в ко-

торых описывается назначение указанного объекта, а также сведения о сборке, включающие название модуля, условия комплектования, чертежные номера деталей.

Ресурс деталей с ограниченным сроком службы. К таким деталям относятся роторные детали, при разрушении которых не обеспечивается локализация обломков внутри корпуса двигателя. Так как отказ критических деталей двигателя может привести к опасным последствиям, то необходимо принимать соответствующие меры, чтобы избежать возникновения отказов этих деталей. Для этого, в соответствии с разделом CS-E 515, необходимо разработать и представить в EASA три Плана (Engineering Plan, Manufacturing Plan, Service Management Plan). Такой подход обусловлен тем, что понятие ресурса относится не ко всему двигателю, а только к его критическим деталям.

Инженерный план (Engineering Plan) базируется на положении, что комбинации нагрузок, свойства материалов, влияние окружающих условий и условий эксплуатации в достаточной степени известны или прогнозируемы с помощью обоснованных расчетов, испытаний или опыта эксплуатации, и разрабатывается, чтобы своевременно снять с эксплуатации критическую деталь двигателя с невыработанным назначенным ресурсом до наступления опасного последствия. В связи с этим важную роль имеет оценка допустимости повреждений в пределах назначенного ресурса критических деталей, приводящих к возможности разрушения из-за отклонений, связанных со свойствами материалов, условий изготовления и технического обслуживания.

Допустимый размер трещины может быть определен с помощью программного комплекса DARWIN. Для этого определяется количество циклов, при котором коэффициент интенсивности напряжений достигает своего предельного значения. Учитывая рекомендуемый коэффициент запаса при росте трещины равный 2, определяется ресурс для наиболее критической области критической детали.

План изготовления (Manufacturing Plan) устанавливает особые производственные требования и ограничения на изготовление критических деталей двигателя со свойствами, диктуемыми инженерным планом. В плане изготовления конкретной детали необходимо учитывать все характеристики детали, которые формируются в процессе изготовления: от получения исходного сырья для материала до сдачи готовой детали. Особое внимание при этом уделяется тем процессам изготовления, которые являются существенными с точки зрения обеспечения ресурса

детали, и которые не должны изменяться без должного подтверждения. Поскольку при сертификации двигателя сертифицируются и технологические процессы, то любые изменения технологических процессов и методов изготовления должны проводиться только после всестороннего анализа и одобрения. При обнаружении несоответствий изготовленной детали требованиям чертежей, необходима оценка влияния отклонения на ресурсные возможности критической детали.

План управления эксплуатацией (Service Management Plan) устанавливает эксплуатационные технологические процессы технического обслуживания и ремонта, которые обеспечивают поддержание на требуем уровне свойств критических деталей, заданных инженерным и производственным планами.

В результате реализации этих планов выявляются ограничения, которые публикуются в разделе «Ограничения летной годности» Инструкции по поддержанию летной годности.

Заключение

Требования методологии допустимости повреждений критических деталей при установлении ресурсов по отношению к дефектам материала, дефектам, вносимым при производстве и в эксплуатации, включены в европейские Нормы летной годности посредством параграфа CS-E 515. Для снижения опасности нелокализованных разрушений в соответствии с CS-E 515 при сертификации, Заявитель должен представить авиационным властям три документа: Технический план, План изготовления и План управления эксплуатацией.

При назначении испытательных режимов сертификационных испытаний вместо допусков на поддержание режима целесообразно назначать не жесткие ограничения в виде неравенств $\leq, \geq$, поскольку назначение допусков представляет существенно более сложную задачу. Такие ограничения соответствует консервативному принципу назначения испытательных режимов.

Единственным способом ускорения сроков сертификации является обеспечение зачетности сертификационных испытаний с первого раза, что достигается высокой степенью доведенности двигателя с использованием большого объема инженерных испытаний, увеличением количества двигателей, предназначенных для целей сертификации, более широким использованием паузовых сертификационных испытаний и термомеханического моделирования и расчетов.

Поступила в редакцию 18.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, ведущий инженер КО «Анализ и управление ресурсом» В.А. Бука-
тый, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия.

УЗАГАЛЬНЕННЯ ДОСВІДУ СЕРТИФІКАЦІЇ АВІАЦІЙНИХ ГТД

В.Т. Шепель

У доповіді розглядаються особливості вітчизняної і зарубіжної сертифікації авіаційних ГТД. Показано, що Федеральні авіаційні правила FAR-33 покладені в основу Російських Авіаційних правил (1994 г). У редакції 2004 р. частково враховані і вимоги Європейських Авіаційних правил CS-E. Формування сертифікаційного базису здійснюється на основі сертифікаційних листів відповідності. Показаний механізм оформлення сертифікаційних невідповідностей. Показано, що найбільша відмінність існує у визначенні ресурсу деталей з обмеженим терміном служби. Управління ресурсом в CS-E досягається використанням трьох планів: інженерного, виробничого і експлуатаційного. Головною особливістю сертифікаційних випробувань ГТД є використання консервативного підходу, який ґрунтується на тому, що високий ступінь упевненості в безпеці і надійності конструкції можна забезпечити за рахунок додатку свідомо більш великих навантажень, ніж ті, які використовувалися при проектуванні з урахуванням можливих відмов. Показано, що прискорення термінів сертифікації забезпечується заліковістю сертифікаційних випробувань з першого разу, що досягається використанням великого об'єму інженерних випробувань, збільшенням кількості двигунів, призначених для цілей сертифікації, широким використанням повузлових сертифікаційних випробувань і термомеханічного моделювання і розрахункового аналізу.

Ключові слова: сертифікація, авіаційний двигун, норми льотної придатності, відповідність, випробування.

GENERALIZATION OF AVIATION GAS TURBINE ENGINES CERTIFICATION EXPERIENCE

V.T. Shepel

In the report features of domestic and foreign aviation gas turbine engines certification are considered. It is shown, that Russian Aviation rules (1994 year) are based on Federal aviation rules FAR-33. European Aviation rules CS-E requirements are in part taken into account in edition of 2004. Formation of certification basis is realized on the base of certification sheets of compliance. The mechanism of certification deviations registration is shown. It is shown, that the greatest deviation exists in definition of limited life details resource. Resource management in CS-E is reached by using of three plans: engineering, production and operation. The main feature of gas turbine engines certification tests is using of the conservative approach which is based on that it is possible to provide a high degree of confidence of design safety and reliability due to applying of undoubtedly big loadings, than what were used at designing with provision for possible refusals. It is shown, that terms of certification acceleration is provided by certification tests passing by first time, that is reached by using of great amount of engineering tests, increasing engines quantity intended for the certification purposes, wide using of engineering certified tests and thermomechanical modelling and the calculation analysis.

Key words: certification, aviation engine, airworthiness rules, compliance, tests.

Шепель Вячеслав Тимофеевич – д-р техн. наук, профессор, начальник КО «Сертификации авиационных ГТД и промышленных ГТУ» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: sshepel@yandex.ru.