На правах рукописи
УДК 621.436

КАЛИНИН Алексей Олегович

ПОВЫШЕНИЕ ВЫНОСЛИВОСТИ ШАТУНОВ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВЫСОКОФОРСИРОВАННОГО ДИЗЕЛЯ

Специальность 05.04.02 – Тепловые двигатели

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2013

Работа выполнена в ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана» на кафедре «Поршневые двигатели».

Научный руководитель **Краснокутский Андрей Николаевич**,
кандидат технических наук,
доцент кафедры «Поршневые двигатели»,
ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет Н.Э. Баумана»

Официальные оппоненты **Станкевич Игорь Васильевич**,
доктор технических наук,
профессор кафедры «Прикладная математика»,
ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет Н.Э. Баумана»

Панин Валерий Иванович,
кандидат технических наук,
ООО «Компоненты двигателей»

Ведущая организация ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова»

Защита диссертации состоится « 30 » мая 2013 г. в 16:00 на заседании диссертационного совета Д212.141.09 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Рубцовская наб., д.2/18, Учебно-лабораторный корпус, ауд. 947.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Ваши отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просим направлять по адресу: 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д212.141.09.

Автореферат разослан « 25 » апреля 2013 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
кандидат технических наук,
доцент Тумашев. Р.З.

ОБЩИЕ ПО ТЕКСТУ СОКРАЩЕНИЯ

ВС – воздушное судно,
КШМ – кривошипно-шатунный механизм,
МКЭ – метод конечных элементов,
НДС – напряженно-деформированное состояние,
СМЦУ – сверхмногоцикловая усталость,
ЦПГ – цилиндро-поршневая группа.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность диссертационной работы обусловлена необходимостью разработки перспективных технологий при создании типоразмерного ряда поршневых авиационных двигателей с удельной массой 0,5-0,75 кг/л.с., литровой мощностью 80-105 л.с./л, минимальным удельным расходом топлива 190-220 г/кВт·ч при детальной модернизации шатунной группы. До настоящего времени не создано авиационных дизелей, соответствующих современным высоким требованиям со стороны производителей ВС к характеристикам и надежности двигателей, а также надежных методик прогнозирования выносливости деталей при эксплуатации в условиях сверхдлительных ресурсов, соответствующих области СМЦУ металлов. Шатунная группа является одним из основных направлений в поршневом двигателестроении, т.к. она определяет базовые характеристики двигателя в целом, в первую очередь надежность, экономичность, габаритные и весовые характеристики.

Целью работы является разработка надежной конструкции шатуна для высокофорсированного авиационного дизеля при соответствии требованиям по мощности, удельным характеристикам и ресурсу.

Для достижения указанной цели необходимо решение следующих задач. Разработка конструкции шатуна, выбор материала и новейших технологий производства шатуна. Определение альтернативного технологического комплекса при применении новейших технологий производства. Оценка выносливости шатунов при применении различных технологических комплексов. Разработка экспериментальной методики повышения выносливости шатунов из титановых сплавов высокофорсированных авиационных дизелей. Проведение ресурсных и лабораторных испытаний, включающих исследование микроструктуры и физических свойств сплавов.

Предметом исследования является шатун двигателя внутреннего сгорания из титанового сплава, работающий в условиях высоких нагрузок и сверхдлительных ресурсов.

Теоретическая и методологическая база включает методы теории прочности для определения НДС и оценки выносливости деталей, а также экспериментальные методы усталостных испытаний деталей машин.

Научная новизна и положения, выносимые на защиту. Определены параметры микроструктуры титанового сплава ВТ6 и представлен

конструкторско-технологический комплекс, обеспечивающий надежную работу шатунов из титанового сплава для высокофорсированного высокоресурсного авиационного дизеля. Разработана экспериментальная методика ускоренных испытаний для определения конструкторско-технологического комплекса, обеспечивающего максимальную долговечность шатунов при использовании новейших технологий.

Практическая значимость результатов. Разработан шатун установочной партии для авиационного дизеля, соответствующего требованиям по литровой мощности и экономичности, проходящего предсертификацонные и летные испытания. Доказана надежность шатуна из титанового сплава ВТ6 для высокофорсированного высокоресурсного авиационного дизеля. Разработаны технические задания на сравнительные усталостные и ресурсные испытания шатуна для 12-цилиндрового высокофорсированного авиационного дизеля RED A03 с целью подтверждения соответствия современным авиационным требованиям и получения двигателем RED A03 сертификата типа.

Реализация и апробация работы. По акту о внедрении результатов диссертации результаты работы внедрены в конструкцию и производство установочной серии шатунов для 12-цилиндрового высокофорсированного авиационного дизеля RED A03 производства фирмы RED Aircraft GmbH, Германия. Проведены наземные и летные испытания двигателя, подтвердившие надежность разработанной конструкции.

Публикации. По результатам исследований опубликовано 2 работы, вошедшие в диссертацию.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, основных выводов и заключения, списка использованной литературы и приложений. Общий объем работы составляет 153 страниц, включая 135 страниц основного текста, 62 рисунка, 26 таблиц. Список использованной литературы включает 93 наименования.

В первой главе рассмотрены современные авиационные дизели и их технический уровень. Показано преимущество применения титановых сплавов для производства шатунов. Рассмотрены свойства и характеристики сопротивления усталости титанового сплава ВТ6, методы производства шатунов, а также требования к надежности шатунов по безопасной эксплуатации авиационных дизелей.

Требования к авиационным дизелям состоят из комплекса, включающего высокую взлетную мощность, низкий удельный вес и длительный ресурс, что представляется техническим заданием на разработку двигателя. Современные авиационные дизели, имеющие сертификат типа, обладают средней литровой мощностью (67,5–87,5 л.с./л), взлетной мощностью до 350 л.с., высоким удельным весом (0,78–1,1 кг/л.с.) при относительно низком ресурсе (1200–1500 ч). В некоторых сегментах легкой авиации требуется увеличение взлетной мощности до 500 л.с. или более при минимальном весе, а также достижение удельного веса 0,65 кг/л.с. и менее. Данные характеристики могут быть достигнуты применением легких сплавов

с высокой удельной прочностью. Также показано влияние весовых характеристик шатуна из титанового сплава на снижение массы двигателя в целом и развесовку ВС.

Важную роль в формировании требований играет анализ видов и последствий отказов. Самые высокие требования представлены в области гражданской авиации, где поломка шатуна может привести к катастрофе ВС вследствие полной потери мощности (тяги) силовой установки. Область воздушного транспорта в рамках данной работы рассматривается как основная. В этой области обеспечение прочностной надежности и ресурса деталей имеет первостепенное значение, предъявляя наивысшие требования к конструкции деталей для безопасной и надежной эксплуатации ВС.

Широкое распространение среди сплавов с высокими прочностными характеристиками для деталей ответственного назначения, особенно в авиастроении и аэрокосмической технике получили титановые сплавы ВТ5-1, ВТ6 (Ti-6Al-4V), SP700. На воздушном транспорте не существует ни одного серийного двигателя с сертификатом летной годности, имеющего в конструкции шатуны из титанового сплава.

В связи с разбросом свойств титановых сплавов в широких пределах, рассмотрена актуальность связи механических свойств с параметрами микроструктуры сплава. Также важным остается метод получения требуемой структуры сплава. В технологии изготовления шатунов из титановых сплавов для высокофорсированных двигателей особое внимание уделяется поверхностному упрочнению.

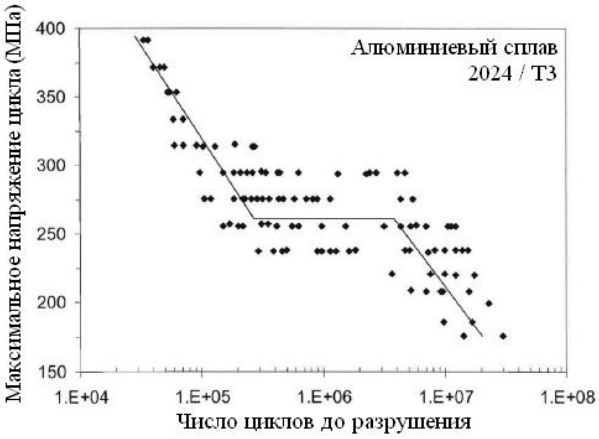
Из всех используемых технологических методов наибольший интерес представляет объемное деформирование, т.к. данный метод обеспечивает максимальные характеристики выносливости сплава Ti-6Al-4V. Наряду с традиционными способами деформирования в авиастроении используется штамповка в зоне сверхпластичности, также позволяющая существенно увеличить коэффициент использования материала.

Поиск оптимальных технологических процессов направлен на повышение характеристик сопротивления усталости, надежные значения которых определяются статистическими методами усталостных испытаний и используются в методах оценки выносливости деталей. Для последних важным является вид кривой усталости или ее определенные точки, например, точка перегиба, ордината которой рассматривается как физический предел выносливости, соответствующий базе испытаний 10^7 – $2{\cdot}10^7$ циклов.

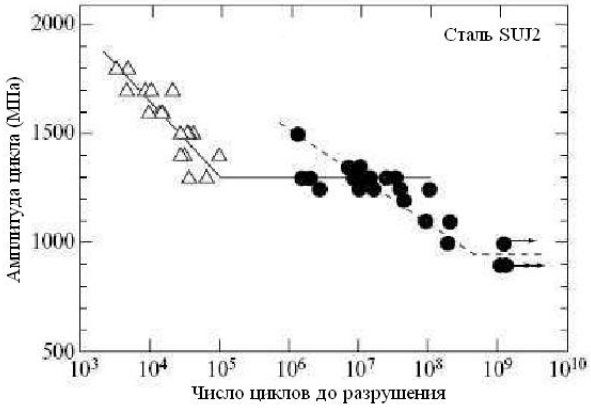
В работах ряда отечественных и зарубежных НИИ установлено явление падения предела выносливости некоторых сплавов, в т.ч. и титановых при числе циклов выше 10^7 (рис.1).

В ходе исследований установлено, что разрушение происходило при меньших, чем предел выносливости, напряжениях. Очаги зарождения трещин образцов находились в подповерхностном слое, указывая на изменение механизма зарождения усталостных трещин, соответствующее для различных сплавов рубежу 10^7 – 10^9 циклов. Данная область в литературе

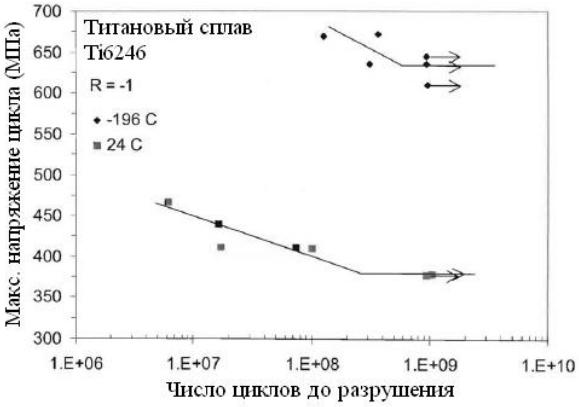
названа гигацикловой или сверхмногоцикловой усталостью (англ.: very high cycle fatigue или ultra-high cycle fatigue), которая на текущий момент остается мало изученной.



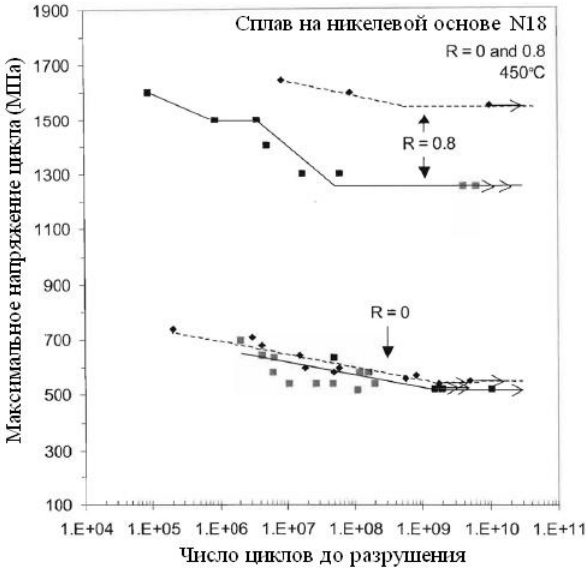
А



Б



В



Г

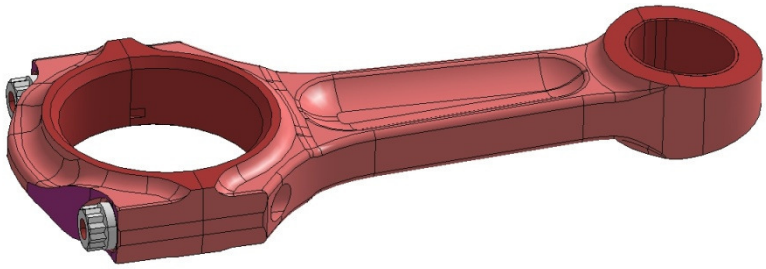
Рис.1. Кривые выносливости сплавов в области СМЦУ:
а – алюминиевый сплав 2024/Т3, б – подшипниковая сталь SUJ2, в – титановый сплав Ti6246, г – сплав на никелевой основе N18.

По результатам обзора технического уровня современных авиационных дизелей, требований к надежности шатунов, характеристик выносливости титановых сплавов и влияющих на них факторов, а также степени изученности области СМЦУ, сделан вывод об отсутствии надежных статистических данных для проведения оценки и повышения выносливости шатунов, работающих в условиях сверхвысоких ресурсов. Таким образом, показана актуальность разработки надежной конструкции шатуна и экспериментальной методики оценки выносливости шатунов из титановых сплавов высокофорсированных дизелей.

Во второй главе определены конструкция и технологические этапы производства шатуна для представленного далее высокофорсированного авиационного дизеля RED A03, а также эксплуатационные нагрузки и их

продолжительность. Проведена оценка и сравнение выносливости шатунов с учетом принятых технологических комплексов.

По проведенному анализу конструкций шатунов, находящихся в эксплуатации в современных высокофорсированных дизелей как для наземного, так и для воздушного применения (Austro Engine AE300, Thielert Aircraft Engines TAE-125-01 и TAE-125-02-99, BMW N47D20/N47D20S, Mercedes-Benz OM628), разработана конструкция шатуна из титанового сплава ВТ6 с двутавровым сечением (рис. 2) ввиду высокой жесткости в плоскости движения шатуна, а также высокой технологичности при обработке резанием при мелкосерийном производстве.



А

Б

Рис. 2. Твердотельная модель разработанного шатуна (а) и обработанный резанием полуфабрикат шатуна (б).

Анализом поломок шатунов показано, что причиной чаще всего оказываются гидроудар или усталостные повреждения. Первая причина вызвана недопустимыми нагрузками со стороны поршневой головки шатуна вследствие чрезмерного давления в камере сгорания. Вторая обусловлена низкими характеристиками усталости шатуна, причем усталостные разрушения установлены в основном в стержне шатуна или под поршневой головкой. Поэтому далее оценка выносливости проведена для области перехода со стержня шатуна на поршневую головку.

С целью уменьшения величины действующих напряжений в зонах перехода с центральной стенки шатуна на головки рассматривалось усиление конструкции ребрами жесткости различной конфигурации. По приведенным результатам оценки НДС шатуна его конструкция с двутавровым сечением

без дополнительных элементов признана более технологичной и принята основной.

Для обеспечения высокой выносливости шатунов определен основной технологический комплекс (получение полуфабриката из вальцованной плиты; термическая обработка полуфабриката; обработка резанием; травление; дробеструйное упрочнение; финиш торцев и зеркал кривошипной и поршневой головок). С целью повышения характеристик сопротивления усталости и технологичности шатуна при серийном производстве определен альтернативный технологический комплекс (объемное деформирование в условиях сверхпластичности с дальнейшим старением; травление; дробеструйное упрочнение; черновая обработка резанием торцев и зеркал кривошипной и поршневой головок; финиш торцев и зеркал кривошипной и поршневой головок).

По анализу условий эксплуатации двигателя на ВС в качестве расчетного режима принят режим максимальной продолжительной мощности с продолжительностью, соответствующей 100% ресурса двигателя. При определении НДС шатуна расчетными нагрузками приняты нагрузки на взлетном режиме с введением коэффициента, увеличивающего амплитуду напряжений цикла, для учета кратковременных явлений (например, перегрузок) или потенциала форсировки двигателя.

Установлены 4 опасные зоны в рассматриваемой области поршневой головки с вероятностью возникновения усталостных повреждений по результатам определения НДС шатуна с помощью МКЭ при растягивающей и сжимающей нагрузках. Показана достаточность и далее проведена оценка выносливости для каждой зоны для одного расчетного режима с максимальной продолжительностью в течение всего ресурса (от 2000 ч), соответствующего области СМЦУ.

Основными методами оценки выносливости детали при знакопеременных нагрузках являются сравнение действующих напряжений с допускаемыми или сравнение требуемого числа циклов эксплуатации при данной амплитуде нагружения с допустимым.

К первым относятся расчеты степени нагруженности детали и коэффициентов запаса выносливости. Степень нагруженности (1) определяется отношением действующей амплитуды цикла (S_a) к допустимой ($S_{AK,T}$) с учетом необходимого коэффициента безопасности (j_D). Коэффициент запаса выносливости (2) представляет отношение предела выносливости (σ_R) к максимальному действующему напряжению цикла (σ_{max}).

$$a_{AK} = \frac{S_a}{S_{AK,T}/j_D}, \quad (1)$$

$$n_\sigma = \frac{\sigma_R}{\sigma_{max}}, \quad (2)$$

Допустимые параметры цикла в обоих случаях рассчитываются по известному пределу выносливости при симметричном цикле и

чувствительности к асимметрии цикла. При оценке выносливости ведется сравнение полученных значений с 1, т.е. $a_{AK}<1$, $n_{\sigma}>1$. При этом считается, что деталь может проработать неограниченное число циклов, если эти неравенства верны.

Ко второму методу относится теория накопления повреждения по закону Палмгрена-Майнера, согласно которому усталостное повреждение происходит при равенстве расчетного или требуемого числа циклов предельному числу циклов нагружения детали. При наличии i нагружений закон записывается суммой накопленных повреждений, представленных отношением расчетного и предельного чисел циклов для детали при i-том расчетном случае. Сумма накопленных повреждений должна быть меньше 1, хотя для некоторых материалов, в т.ч. металлов, установлено, что разрушение происходит при значениях сумм накопленных повреждений, отличных от 1.

В Центральном институте авиационного моторостроения им. П.И. Баранова были положены основы для уточненных методик определения параметров кривых усталости, а также коэффициентов чувствительности к концентрации напряжений и асимметрии цикла различных сплавов, в т.ч. титановых. Проведенными экспериментальными исследованиями показаны области наилучшей корреляции данных зависимостей и результатов испытаний, хотя последние проводились в области многоцикловой усталости.

Сопоставлением методов показано, что проведение оценки выносливости определением максимальной степени нагруженности по (1) с использованием высоких коэффициентов безопасности является достаточным. При этом показана необходимость определения значений пределов выносливости в области СМЦУ.

Результатом оценки выносливости разработанной конструкции показано, что конструкция шатуна является надежной в области требуемого ресурса в 3000 ч. Данный результат является предварительным заключением о выносливости шатуна. Также показано, что имеет место незначительная разница между полученными значениями уровня нагруженности для основного и альтернативного технологических комплексов.

Ввиду отсутствия статистически проверенных характеристик сопротивления СМЦУ титановых сплавов необходимы подтверждение данных результатов ресурсными испытаниями шатуна и разработка экспериментальной методики для сравнения основного и альтернативного технологических комплексов. Кроме того, ресурсными испытаниями шатуна устанавливается не только подтверждение заключения о выносливости шатуна как результата расчета, но и экспериментальное доказательство надежности разработанной конструкции в рамках требований части 33 Авиационных правил.

В третьей главе приведены характеристики высокофорсированного авиационного дизеля RED A03 и силовой установки. Показано влияние весовых характеристик шатуна на снижение нагрузок в ЦПГ и КШМ, а также

снижение габаритных размеров авиационного дизеля. Приведены результаты исследований микроструктуры образцов рассмотренных материалов, испытаний образцов на растяжение, ресурсных испытаний шатуна.

В существующем флоте ВС легкой авиации требуется применение дизелей со взлетной мощностью от 450 л.с. (328 кВт) с межремонтным интервалом от 2000 ч. При этом данный авиационный дизель должен иметь удельный вес в пределах 0,5-0,75 кг/л.с. Фирмой RED Aircraft GmbH, Германия, в настоящее время проводится сертификация высокофорсированного авиационного дизеля взлетной мощностью 500 л.с., разработанного с учетом данных требований.

Данный двигатель является V-образным 12-цилиндровым двигателем с рабочим объемом 6134 см^3, работающим на дизельном топливе или авиационном керосине JET-A (рис. 3). Система охлаждения – жидкостная, система смазки – с сухим картером, галереей откачивающих насосов и одним нагнетательным насосом. Управление газообменом осуществляется четырьмя распределительными валами с верхним расположением, по одному впускному и выпускному валу на каждую головку блока цилиндров. Для повышения надежности и снижения массы двигателя система регулировки фаз газораспределения не предусмотрена. Система питания – типа Common Rail с одним топливным насосом высокого давления и одной топливной магистралью на каждый ряд цилиндров. Максимальное давление в топливной магистрали составляет 1600 бар. Система наддува – одноступенчатая: в составе двигателя имеется по одному турбокомпрессору на каждый ряд цилиндров. Двигатель оснащен электронным блоком управления, соответствующим авиационным требованиям по дублированию систем для увеличения надежности в эксплуатации. Также, для существенного уменьшения вероятности полной потери мощности, системы охлаждения, питания, подготовки свежего заряда и выпуска отработавших газов каждого ряда цилиндров разделены. Силовая установка с данным двигателем включает понижающий редуктор для привода воздушного винта, электрический стартер и два генератора.

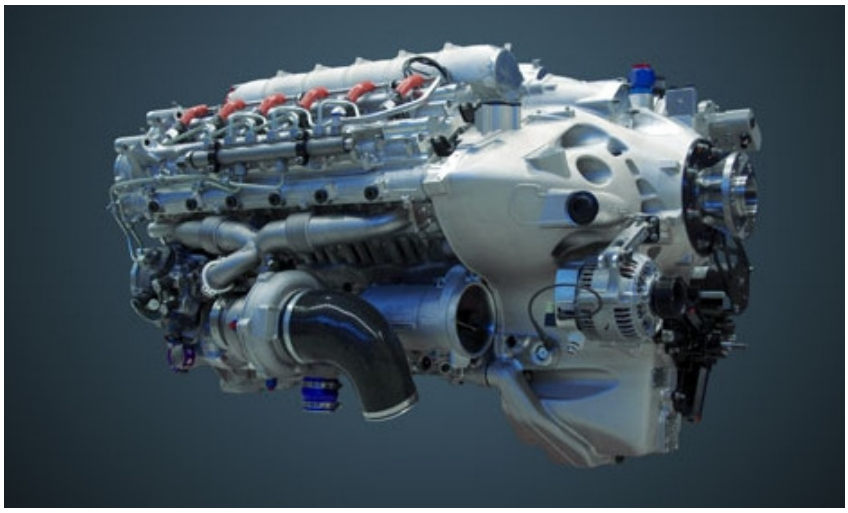
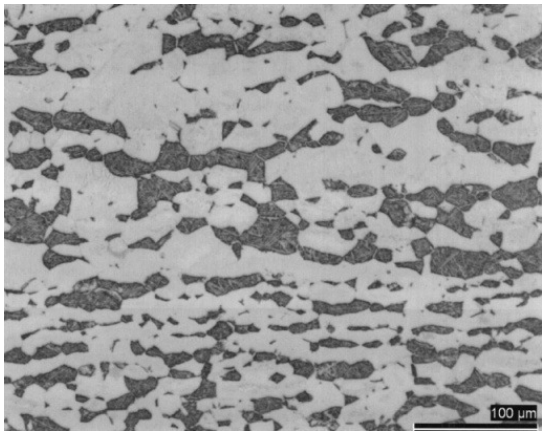


Рис. 3. Общий вид авиационного дизеля RED A03.

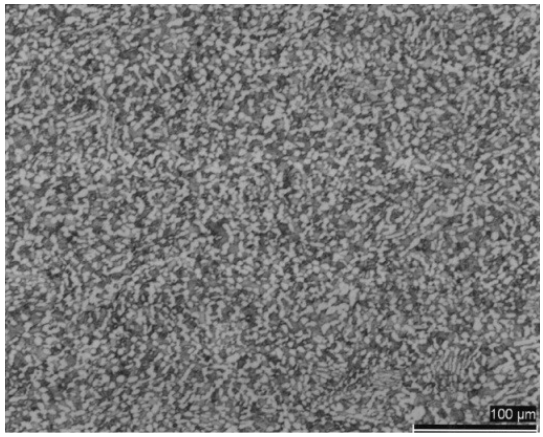
Установлено, что при применении разработанных шатунов из сплава ВТ6 по сравнению со сталью изменение массы 12-цилиндрового авиационного дизеля составляет около 4,2 кг, а также достигается уменьшение размеров картера двигателя и высоты блока цилиндров. При сохранении уровня уравновешенности подобного двигателя данные шатуны способствуют снижению массы коленчатого вала, в зависимости от его геометрии, примерно на 2 кг.

Показано, что снижение массы шатуна способствует уменьшению износа как шатунного подшипника, устанавливаемого в крышке шатуна и воспринимающего в основном инерционные нагрузки, так и поршня и втулки цилиндра. Снижение износа этих деталей вызвано уменьшением инерционных нагрузок, которое может составлять примерно 30–35% для шатунного подшипника и 7–9% для втулки цилиндра.

Приведены результаты исследований на электронном микроскопе микроструктуры образцов, полученных из серийного шатуна (установочная серия) и штампованной заготовки (рис. 4). Результатами данных исследований показаны минимальные требования к микроструктуре сплава, обеспечивающей в совокупности с технологическим комплексом надежность разработанных шатунов.



А



Б

Рис. 4. Микроструктура образцов:
а – из сплава Ti-6Al-4V, полученного из шатуна установочной серии (закалка в $\alpha+\beta$-области с последующим старением); б – из сплава ВТ6 (объемная деформация в $\alpha+\beta$-области с последующим старением).

Для испытаний на растяжение из стержней шатуна и штампованной заготовки были изготовлены гладкие образцы с круглым сечением, радиусными переходами с рабочей части на захваты.

У образцов, полученных из шатунов (заготовка – вальцованная плита), установлены немного более высокие условный предел текучести и предел временного сопротивления при меньших значениях относительного удлинения и сужения, чем у образцов из штампованных заготовок. Также установлено, что у полученных из шатунов образцов наблюдается характер излома, свойственный хрупким материалам, у образцов, полученных из штампованных заготовок, – пластичный (рис. 5).

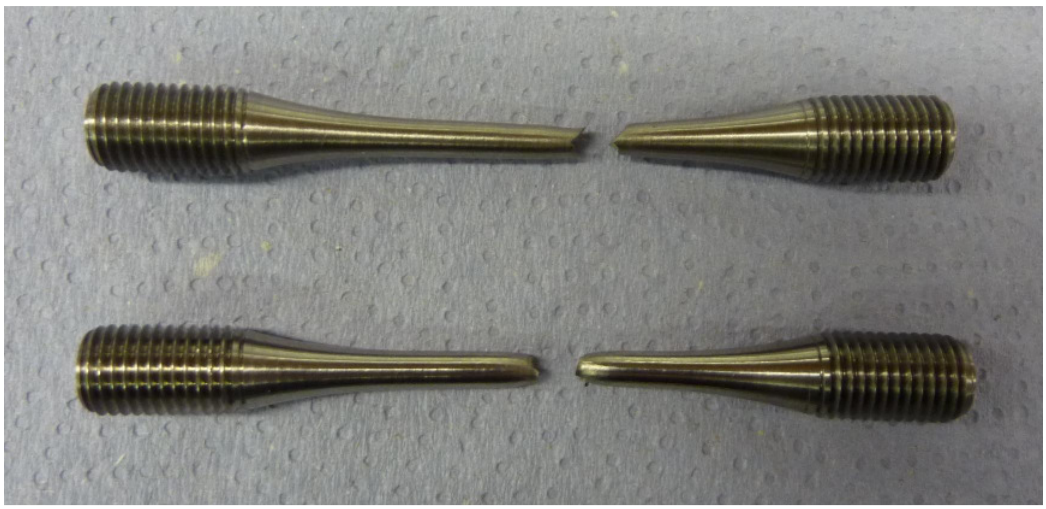


Рис. 5. Вид изломов образцов, полученных из шатунов (вверху) и штампованных заготовок (внизу).

В соответствии с требованиями к конструкции шатуна со стороны фирмы-производителя двигателей, а также авиационных правил, доказательство надежности шатуна приведено результатами ресурсных испытаний. При этом целью испытаний являлось доказательство соответствия или превосходства ресурса испытанного шатуна над необходимым ресурсом двигателя в 3000 ч.

Объектом испытаний являлся шатун, соответствующий требованиям чертежа детали установочной партии на стадии разработки высокофорсированного авиационного двигателя RED A03.

На этапе проектирования двигателя RED A03 для доказательства надежности шатуна были учтены более высокие требования по нагружению шатуна по сравнению с эксплуатационными. Задавалось более высокое максимальное давление сгорания, а также большая угловая скорость коленчатого вала, что способствовало увеличению амплитуды напряжений цикла. Кроме того, при определении максимальной и минимальной сил, действующих на шатун в течение одного цикла, не было принято во внимание уменьшение их абсолютных значений силами, действующими на поршень во время продувки камеры сгорания, и силами инерции соответственно.

База испытаний определена по режиму максимальной продолжительной мощности и составила $N_1=3{,}375\cdot10^8$ циклов.

Закрепление шатуна проводилось в специальных захватах, позволяющих на всем периоде испытаний обеспечивать подвод масла в максимально нагруженные зоны контакта (при сжатии) подшипников и пальцев захватов. Также во время испытаний проводилось измерение температуры стержня шатуна контактным датчиком для остановки испытаний в случае значительного роста температуры.

Испытания проводились на машинах с электромагнитным резонансным возбуждением при установившейся частоте 91,2 Гц. Исходя из количества прототипов двигателей и, соответственно, необходимого объема

серии шатунов, а также стоимости производства установочной серии, число шатунов для оценки ресурса установлено в количестве 2 единиц.

Во время проведения испытаний число циклов нагружения шатуна устанавливалось на уровне 10% от необходимого числа циклов нагружения N_1, затем 10^7 циклов нагружения (табл. 1) для промежуточного контроля шатуна и захватов на отсутствие деформаций и достаточность смазки. Далее испытания проводились до достижения числа циклов N_1.

Таблица 1.

Результаты ресурсных испытаний шатуна (выдержка из протокола испытаний)

№*	F_m, кН	F_a, кН	f, Гц	Число циклов	Примечания
2	-46,64	57,89	92,32	3 491 034	без разрушения
3	-46,6	57,89	91,16	10 000 000	без разрушения
1	-46,64	57,89	91,24	330 537 408	без разрушения

* Номер обработки результатов испытаний.

Достигнутое число циклов по протоколу испытаний составило N = 330 537 408 циклов. Отличие достигнутого числа циклов N от необходимого N_1 объясняется погрешностью округления необходимого ресурса в техническом задании на испытания, при этом оно соответствует 2938 ч эксплуатации шатуна на режиме максимальной продолжительной мощности и нагрузках, превышающих эксплуатационные.

Результаты испытаний показали, что шатуны выдержали требуемые техническим заданием нагрузки без усталостных повреждений. Также по постоянству температуры в зоне измерения и колебаний частоты нагружения в допустимых пределах исключено изменение физических и механических свойств шатунов в течение испытаний.

Изготовленные шатуны были установлены на прототипах указанного ранее двигателя RED A03, прошедших комплекс наземных и летных испытаний. Результатами данных испытаний показано достижение двигателем RED A03 требуемых характеристик по взлетной мощности, удельному эффективному расходу топлива и удельному весу. По результатам промежуточной проверки после 250 ч стендовых ресурсных испытаний двигателя на режиме максимальной продолжительной мощности не было обнаружено недопустимых повреждений или следов износа деталей шатунной группы, что отражено в акте о внедрении результатов работы.

Четвертая глава посвящена разработке экспериментальной методики повышения выносливости шатуна высокофорсированного дизеля, основанной на планировании сравнительных усталостных испытаний.

Для определения технологического комплекса, обеспечивающего наиболее высокие характеристики сопротивления усталости, разработан план сравнительных ускоренных усталостных испытаний образцов предложенной конструкции по методу Локати. Условия испытаний определены по

значениям эксплуатационных сил в шатуне высокофорсированного дизеля RED A03 и их продолжительности при требуемом ресурсе 3000 ч и, как следствие, средних напряжениях цикла σ_m = -128 МПа.

Необходимая продолжительность первой ступени, соответствующая требуемому ресурсу двигателя, составляет $3{,}38 \cdot 10^8$ циклов, при этом требуемое время испытаний составляет около 42 дней при частоте нагружения 91 Гц и автономной работе оборудования. Продолжительность первой ступени сравнительных усталостных испытаний принимается равной $N_1 = 1{,}2 \cdot 10^8$ циклов, предполагая, что изменение характера кривой усталости сплава ВТ6 при переходе из многоцикловой в сверхмногоцикловую область усталости происходит до принятого числа циклов.

Амплитуда напряжений цикла определена как ожидаемый предел выносливости на базе испытаний 10^9 циклов. Принимая во внимание различия в расположении мест зарождения усталостных повреждений в области много- и сверхмногоцикловой усталости, а также влияние на их зарождение состояния поверхностного слоя, амплитуда напряжений цикла первой ступени составила σ_a = 500 МПа.

Приращение амплитуды напряжения по достижению продолжительности первой ступени испытаний N_1 принимается: $\Delta\sigma$ = 2 МПа каждые 10^5 циклов, где $10^5 = \Delta n$ – длительность второй и последующих ступеней испытаний. При этом предполагается, что принимаемое приращение амплитуды позволит плавно увеличивать нагрузку для исключения возможности образования повреждений вследствие резкой перегрузки образцов.

С целью минимизации погрешности, вызванной отклонениями от номинальных размеров образцов, планом испытаний предусматривается корректировка нагрузки по фактическому диаметру образца с целью достижения идентичных значений напряжений по испытываемым образцам. Для сопоставления результатов испытаний с параметрами микроструктуры образцов при планировании испытаний предусмотрено исследование микроструктуры обеих частей каждого образца в наиболее близкой к излому зоне после завершения испытаний (разрушения образцов).

Также предложены конструкции образцов для данных испытаний, предусматривающие идентичные технологические этапы, как при производстве шатунов (основной и альтернативный технологические комплексы). Для исключения нагружения резьбы захватов в условиях знакопеременного цикла подвод сжимающей нагрузки к рабочей части образца должен осуществляться специальными захватами испытательной машины строго к торцам образца.

На основании высокой продолжительности испытаний предусмотрено проведение испытаний на резонансных испытательных машинах. Для повышения точности указано на использование оборудования для измерения нагружения с суммарной погрешностью не более ±0,5% от измеренного значения. Также во время испытаний необходимо измерение

температуры в рабочей части образца с целью доказательства равных температурных условий испытаний всех образцов.

В качестве критерия сравнения характеристик сопротивления усталости вводится сравнение значений средних ресурсов образцов каждого материала. Кроме того, по методу Локати возможно определение предела выносливости на базе 10^9 циклов с последующим сравнением полученных значений.

Отдельно рассмотрена верификация методики и результатов. Данная методика сравнительных испытаний предусматривает одинаковые и независимые от свойств материалов условия испытаний. Поэтому при соблюдении всех условий испытаний сравнение средних ресурсов и рассчитанных пределов выносливости будет являться правомерным.

Полученные значения средних пределов выносливости должны быть верифицированы методом испытаний по Велеру для их использования в расчетах деталей на выносливость на базе 10^9 циклов. Надежность метода Локати также должна быть доказана при различных параметрах первой ступени испытаний для определения влияния погрешности их определения на значения предела выносливости. Кроме того, могут потребоваться и иные критерии оценки надежности данного метода, например, фрактографический анализ.

По разработанной методике составлено техническое задание на сравнительные ускоренные усталостные испытания, что также отражено в акте о внедрении результатов работы.

По ряду проведенных в последние годы работ выявлена тенденция развития металлургии титановых сплавов, направленная на увеличение характеристик сопротивления усталости сплавов и ресурсов изделий: создание нанокристаллических или ультрамелкозернистых структур.

Увеличение долговечности изделия достигается также за счет модифицирования поверхностного слоя, например, дробеструйного упрочнения, обеспечивающего торможение зарождения и развития усталостных трещин на поверхности изделия. Сильное влияние на расположение очага зарождения, а также на скорость распространения трещин от очага зарождения к поверхности могут оказывать интенсивность пластической деформации (модификации поверхностного слоя), глубина модификации и др., которые являются следствием различных режимов поверхностной обработки. Указана необходимость учета влияния на долговечность эксплуатационных параметров, например, асимметрии цикла нагружения, а также их последовательность и комбинация.

На данном основании предлагается исследование различных технологических комплексов с целью определения оптимального из применяемых в современном авиастроении.

На примере исследования 40 технологических комплексов (сочетания различных параметров микроструктуры и модификации поверхностного слоя) продолжительность испытаний согласно приведенной

программе сравнительных ускоренных усталостных испытаний достигает 624 дней при автономной работе испытательного оборудования.

С целью сокращения времени возможно использование испытательного оборудования для испытаний на сверхвысоких (ультразвуковых) частотах, например, с пьезоэлектрическим возбуждением. На машинах данного типа время проведения испытаний может быть сокращено до 3,12 дней по приведенной выше программе на частоте 20 кГц.

Установлено, что значения пределов выносливости, полученные при испытаниях на сверхвысоких частотах (> 20 кГц), отличаются от полученных при частотах до 1 кГц. На данном основании указана необходимость верификации результатов при проведении испытаний на сверхвысоких частотах.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

В ходе исследования получены следующие результаты:

1. Разработана конструкция шатуна из титанового сплава ВТ6 для впервые созданного 12-цилиндрового высокофорсированного авиационного дизеля RED A03 взлетной мощностью 500 л.с., удельным весом с редуктором 0,66 кг/л.с., минимальным удельным расходом топлива 210 г/кВт·ч.
2. Разработанная конструкция шатуна для 12-цилиндрового высокофорсированного авиационного дизеля RED A03 обеспечивает по сравнению с применяемыми в современных авиационных дизелях сталями:
   - снижение массы шатуна на 0,35 кг (44%);
   - снижение массы коленчатого вала на 2 кг;
   - как следствие, снижение массы двигателя на 6,2 кг;
   - уменьшение размеров картера двигателя и высоты блока цилиндров.
3. Разработан альтернативный технологический комплекс, включающий производство заготовок шатунов методом объемного деформирования в условиях сверхпластичности с последующей химической и дробеструйной обработками.
4. Уточнены условия и методика расчета выносливости шатуна при заданном ресурсе, с помощью которых проведена оценка предела выносливости на базе, превосходящей требуемый ресурс.
5. Проведена оценка выносливости шатунов при применении предложенных технологических комплексов, по результатам которой установлено незначительное различие выносливости шатунов.
6. Проведены лабораторные исследования и испытания образцов, а также ресурсные испытания шатунов, подтвердившие работоспособность шатуна для заданного ресурса на режиме максимальной продолжительной мощности и нагрузках, превышающих эксплуатационные.
7. Разработана экспериментальная методика и определены условия проведения сравнительных ускоренных усталостных испытаний в области сверхмногоцикловой усталости для определения оптимального технологического комплекса с целью повышения выносливости шатуна.

Данные результаты сводятся к следующим выводам и рекомендациям:

1. Использование полученных расчетно-экспериментальными методами результатов позволяет впервые созданному 12-цилиндровому высокофорсированному авиационному дизелю RED A03 достичь предъявляемых к данному двигателю современных высоких требований по взлетной и максимальной продолжительной мощности, а также обеспечивает улучшение его массо-габаритных характеристик.
2. Разработанная конструкция шатуна из титанового сплава ВТ6 является надежной для применения в высокофорсированном авиационном дизеле с требуемым ресурсом 3000 ч. Поэтому область применения титанового сплава ВТ6 с учетом необходимых технологий производства может быть расширена сегментом высокофорсированных авиационных дизелей, работающих в т.ч. в условиях сверхвысоких ресурсов.
3. Разработка шатунов из титановых сплавов и увеличение их надежности для эксплуатации в высокоресурсных двигателях, соответствующих современным наиболее высоким требованиям к надежности – требованиям авиационных правил, – требует многостороннего подхода: определение конструкции, применение передовых технологий производства полуфабрикатов и деталей, определение характеристик сопротивления сверхмногоцикловой усталости металлов, а также применение надежных методов ускоренных усталостных испытаний и соответствующего испытательного оборудования.
4. Успешно проведенные наземные и летные испытания авиационного дизеля RED A03 подтверждают работоспособность разработанной конструкции шатуна.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам данной работы в рамках разработанного конструкторско-технологического комплекса и проведенных расчетно-экспериментальных исследований создана надежная конструкция шатунов из титанового сплава ВТ6 для применения в высокофорсированном высокоресурсном авиационном дизеле, соответствующем современным авиационным требованиям. Разработанным экспериментальным методом сравнительных ускоренных усталостных испытаний возможно исследование повышения выносливости шатунов при применении различных технологий производства.

Основное содержание диссертации отражено в следующих публикациях:

1. Калинин А.О., Краснокутский А.Н. Применение титановых сплавов для шатунов высокофорсированных авиационных дизелей // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2011. № 9.

2. Краснокутский А.Н., Калинин А.О. Оценка и сравнение долговечности шатунов из стали и титанового сплава высокофорсированного авиационного дизеля // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 8.

Формат бумаги А4, цифровая печать
Тираж – 100 экз.
Отпечатано в «ФотоЭлемент»
Москва, ул. Фридриха Энгльса д.3-5 стр.2