

УДК 621.432.3

В.А. ПЫЛЕВ¹, А.В. БЕЛОГУБ², Д.К. ОБОДЕЦ³¹ *Национальный технический университет «ХПИ», Украина*² *ПАО «АВТРАМАТ», Харьков, Украина*³ *ООО «Горизонт 12», Харьков, Украина*

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РЕСУРСНОЙ ПРОЧНОСТИ ПОРШНЯ ЛЕГКОМОТОРНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В работе проведен анализ существующих методов оценки ресурсной прочности поршней ДВС. Выполнен анализ конструкции поршня, как ресурсопределяющей детали, легкомоторного авиационного двигателя и на его основании выбрана методика оценки его ресурсной прочности. Рассмотрены 12-ти и 4-х режимные стационарные модели эксплуатации вертолета, на основании которых разработана нестационарная модель нагружения поршня авиационного ДВС Lycoming IO-390 при его использовании на вертолете. По результатам работы сформулированы вывод о возможности применения этого двигателя на вертолете, рекомендации по уровню ресурсной прочности и продлению его ресурса.

Ключевые слова: *сверхлёгкая авиация, ресурсная прочность, поршень, температурное поле, модель эксплуатации.*

Введение

Сверхлёгкая авиация (СЛА) – летательные аппараты, максимальная взлетная масса которых не превышает 495 кг и максимальная калиброванная скорость сваливания (минимальная скорость полета) у них не более, чем 65 км/ч.

В настоящее время СЛА активно применяется во многих сферах, где использование иной техники является менее эффективным либо вовсе нецелесообразно. В качестве энергетической установки для СЛА чаще всего применяются двигатели внутреннего сгорания (ДВС). В связи со специфическими условиями эксплуатации к этим двигателям предъявляются жесткие требования, в первую очередь, по надежности и ресурсным показателям при высоких уровнях форсирования и минимальных массе и габаритных размерах.

Поскольку поршень является одной из наиболее теплонапряженных деталей ДВС, то обеспечение именно его ресурса во многом определяет ресурс двигателя в целом и представляется одной из важнейших проблем, которая требует своего решения в процессе, как проектирования перспективных двигателей, так и их модернизации.

В настоящее время разработаны и используются на практике методики оценки ресурсной прочности и продления ресурса поршней ДВС наземных транспортных средств [1 – 5], а также теплонапряженных элементов авиационных газотурбинных двигателей [6 – 8]. Аналогичные работы, учитывающие специфику эксплуатации ДВС для СЛА, практически отсутствуют. Таким образом, прогно-

зирование ресурсной прочности поршней для таких двигателей является актуальной задачей.

Цель и задачи исследования. Целью исследования является создание методики прогнозирования ресурсной прочности поршней ДВС для СЛА.

Задачами работы являлось разработка нестационарных моделей эксплуатации СЛА для их использования в оценках ресурса поршней с учетом гарантированного обеспечения последнего на стадии проектирования, а также оценка возможности установки самолетного двигателя на вертолет.

В качестве объекта исследования выбран поршень самолетного двигателя Lycoming IO-390, предназначенного для установки на вертолет производства компании «Горизонт 12».

Анализ существующих методов оценки ресурсной прочности поршней ДВС

Условия работы двигателей (в частности авиационных) характеризуются цикличностью нагружения, связанной с запусками, остановами и изменениями режимов работы в процессе полета. Указанная цикличность является основным ограничителем ресурса высоконагруженных элементов камеры сгорания (КС), в нашем случае – перегретых кромок на донце поршня. При этом эффекты малоциклового характера составляют около 10% всех дефектов авиационных двигателей [9]. Определяющая роль цикличности нагружения в ограничении ресурса подчеркивает важность изучения и разработки методов повышения ресурсной прочности деталей и узлов двигателей.

Каждый цикл низкочастотного нагружения, как изменение режимов работы двигателя, характеризуется своим уровнем максимальных и минимальных температур и напряжений, продолжительностью и величиной наложенных высокочастотных напряжений. Эти факторы оказывают влияние на характеристики сопротивления малоциклового усталости и ползучести материалов. Так как количество циклов может быть велико, то необходимо иметь методы прогнозирования ресурсной прочности деталей при известной модели эксплуатации двигателя. При этом сведения о реальных полетных циклах нагружения позволяет решить задачу продления ресурса.

Исходными данными для оценки ресурсной прочности поршня являются его температурное состояние и выбранная модель эксплуатации. Информация о температурном состоянии поршня может быть получена путем натурного эксперимента или с помощью численного моделирования. Первый способ не всегда применим ввиду его сложности и дороговизны, поэтому на практике используют численное моделирование, в частности, с помощью метода конечных элементов. Задача решается, как правило, в трехмерной постановке с использованием соответствующих граничных условий (ГУ) теплообмена. Последние, для выбранной конструкции двигателя и поршня, могут быть приняты по данным литературных источников, либо идентифицированы по результатам экспериментального исследования, включая двигатели-аналоги [10].

Среди факторов, которые влияют на разрушение деталей КС, основными считаются:

- малоцикловая термическая усталость, которая определяется наличием переходных процессов аperiodического нагружения двигателя;
- многоцикловая термомеханическая усталость, обусловленная высокочастотным периодическим изменением значений параметров рабочего тела в цилиндре;
- процесс ползучести материала, который имеет место как на стационарных режимах, так и в переходных процессах работы двигателя;
- релаксация термоупругих напряжений, сопровождаемая процессом ползучести в условиях ограничения деформации последнего.

Все перечисленные факторы непосредственно определяются конкретными технологическими циклами работы двигателя определенного назначения, т.е. является функцией модели его эксплуатации. При этом вероятность количественной оценки времени работы до разрушения термонапряженного элемента КС, в первую очередь, зависит от достоверности принятой схемы деформирования материала в рассматриваемой зоне. Исследования, представленные в [2] свидетельствуют, что основной

вклад в разрушение материала поршня вносят начальные и конечные этапы переходных процессов наброса-сброса нагрузки. Первые характеризуются уровнем температур поршня, близким к предшествующему стационарному режиму и забросами (либо просадками) термических напряжений. Вторые – уровнями температур и термических напряжений, близких к последующим установившимся режимам работы двигателя, как тяжелым, так и частичным. При этом важно, что в процессе циклического нагружения двигателя между двумя стационарными режимами процесс разрушения материала поршня существенно интенсифицируется тогда, когда уровень термонапряженности поршня на частичном стационарном режиме достаточен для протекания процессов ползучести материала и релаксации термических напряжений [3].

Вопрос потери прочности материала практически всегда связывают с представлениями о накоплении повреждений. Принимается, что их величина устанавливает долю исчерпания ресурса детали в относительных единицах, т.е. может изменяться в пределах $d = 0 \dots 1$.

Оценку ресурсной прочности поршней в зонах локальных экстремумов напряженности выполняют на основе учета совместного накопления повреждений материала, вызванных усталостью и ползучестью:

$$d_{fs} = \sum_k \frac{1}{N_{fk}} + \frac{1}{U^*} \sum_k U_k = 1, \quad (1)$$

где k – совокупность всех циклов низкочастотного нагружения детали до наступления предельного состояния материала; N_{fk} – количество циклов до разрушения, вызванных усталостью в условиях единичного k -го цикла нагружения; U_k – энергия рассеивания при ползучести, вызванная единичным k -ым циклом нагружения; U^* – критическая величина энергии рассеивания при ползучести.

Здесь величины N_{fk} , U_k устанавливают, соответственно, используя уравнение Поспишила и теорию упрочнения при ползучести [2,3]. Тогда расчетный ресурс конструкции P^* для принятой продолжительности модельного цикла нагружения $\tau_{ц}$ определяется как $P^* = k \tau_{ц}$. При этом каждый цикл термонагружения поршня в переходном процессе работы двигателя разбивается на расчетные подинтервалы, для которых устанавливают величины суммарных эквивалентных температур и напряжений:

$$t_i^k = \bar{t}_i^k + 0,7 \Delta \tilde{t}_i^k, \quad (2)$$

$$\sigma_i^k = \bar{\sigma}_i^k + 0,7 \Delta \tilde{\sigma}_i^k. \quad (3)$$

Величины \bar{t}_i^k и $\bar{\sigma}_i^k$ отвечают решению задачи низкочастотного нагружения детали, а размахи $\Delta \tilde{t}_i^k$, $\Delta \tilde{\sigma}_i^k$ – высокочастотного.

В зависимости от особенностей конструкций тонкостенных поршней бензиновых ДВС и массивных поршней дизелей обобщенный метод (1-3), имеет определенный уровень упрощений. Это позволяет с большой эффективностью его использовать на практике.

Исследования показали, что на усталостную прочность массивных поршней дизельных двигателей больше влияние оказывают термические напряжения, в то время как для тонкостенных поршней определяющим фактором являются механические напряжения [2].

В данном исследовании поршень двигателя Lycoming IO-390 отнесен к толстостенным, и оценка его ресурсной прочности осуществлялась по обобщенной методике без учета механических напряжений.

Пути решения проблемы

Для решения поставленных в работе задач необходимым является разработка методики получения совокупности теоретических переходных процессов эксплуатационного нагружения поршня. Первичной информацией здесь является стационарная модель эксплуатации двигателей определенного назначения. На сегодня такие модели разработаны для широкого класса двигателей, они представляют собой трехмерные диаграммы с установленными характерными полигонами эксплуатации [11]. Указанные полигоны характеризуются относительными от номинальных значениями крутящего момента, или мощности, частоты вращения коленчатого вала, а также долей времени работы двигателя на определенном полигоне от полного времени его эксплуатации на всех полигонах.

На основе стационарной модели разрабатывают нестационарные. Соответствующая методика, основанная на концепции гарантированного обеспечения ресурса, приведена в [2].

В качестве исходных данных для создания модели эксплуатации двигателя СЛА обычно принимают типовой профиль полета. Он представляет собой полный летный цикл от взлета до посадки с указанием режима работы двигателя и времени наработки на конкретном режиме.

Типовой профиль полета показывает, что при выполнении целевой задачи СЛА возникает совокупность циклических режимов работы двигателя, при которых происходят определенные набросы и сбросы нагрузки. Важно, что реальные условия эксплуатации СЛА могут отличаться от типовых и быть более тяжелыми. Поэтому, исходя из концепции гарантированного обеспечения ресурса принято, что нестационарная модель нагружения поршня должна отличаться от его нагружения в условиях типового

профиля полета СЛА и может быть построена на основе совокупности полигонов стационарной модели согласно методике [2].

Стационарная модель эксплуатации вертолета представлена в табл. 1. Видно, существует множество режимов работы двигателя с близкими значениями относительной мощности. Это позволяет создать относительно простую теоретическую стационарную модель эксплуатации вертолетного двигателя, не противоречащую концепции обеспечения гарантированного ресурса поршня. Такая модель представлена в табл. 2.

На основе стационарной модели эксплуатации табл. 2. и реально возможных переходных режимов работы двигателя СЛА по методике [2] получаем нестационарную модель эксплуатации, приведенную в табл. 3. Такая модель представляет собой совокупность циклических переходных процессов работы двигателя между режимами i , $i+1$ и суммарную наработку в данном переходном процессе P_i . Исходя из концепции гарантированного обеспечения ресурса принятое время цикла $\tau_{ци}$ соответствует времени прогрева и охлаждения поршня в указанных переходных процессах. Оставшаяся часть ресурса двигателя приходится на установившийся режим работы и холостой ход. Исходя из принятой концепции, указанные режимы практически не влияют на накопление повреждений и в расчете не участвуют.

Аналогичным образом получена нестационарная модель эксплуатации легкомоторного самолета, также представленная в табл. 3.

Для расчета накопленных повреждений в зоне КС поршня использована методика [2]. Для этого необходимо рассчитано термонапряженное состояние конструкции для каждого режима работы двигателя. При этом граничные условия изменяются в соответствии с режимом.

В качестве примера на рис. 1 представлено температурное поле поршня при работе двигателя на номинальном режиме.

Имея максимальные температуры для каждого из режимов, и имея нестационарную модель эксплуатации, переходим к определению ресурсной прочности поршня.

Результаты вычислений показали, что накопленные повреждения для самолетного двигателя составили $d = 0,76$, а для вертолетного – $d = 0,86$. Результаты расчетов свидетельствуют о том, что на протяжении эксплуатации двигателя при заданном ресурсе $P = 2500$ часов, накопленные повреждения не вызывают разрушения поршня.

Здесь ценность полученных результатов заключается не в абсолютной величине накопленных повреждений, и как следствие ресурса, а в относительной величине.

Таблица 1

Стационарная модель эксплуатации вертолета

№ режима	Типовой профиль полета	Режимы	Относительная мощность	Относительная наработка	Время наработки, ч
1	Взлет и контрольное висение	Холостой ход	0	0,025	62,5
2		Взлёт	0,75	0,01	25
3	Набор высоты горизонтального полета	Набор высоты (вертикальный взлёт)	0,98	0,06	150
4		Набор высоты и горизонтальный полет	0,9	0,102	255
5	Полет по маршруту	Горизонтальный полет (крейсерская скорость)	0,75	0,49	1225
6		Горизонтальный полет (максимальная скорость)	1	0,05	125
7		Маневры	1	0,01	25
8	Снижение, зависание и посадка	Снижение и горизонтальный полет	0,68	0,102	255
9		Снижение (вертикальное снижение)	0,5	0,041	102,5
10		Зависание	0,95	0,08	200
11		Разворот в режиме висения	0,96	0,02	50
12		Посадка	0,95	0,01	25

Таблица 2

Теоретическая стационарная модель эксплуатации вертолетного поршневого двигателя

№ режима	Режимы	Относительная мощность	Относительная наработка	Время наработки, ч
1	Набор высоты (вертикальный взлёт)	1	0,332	830
	Набор высоты и горизонтальный полет			
	Горизонтальный полет (максимальная скорость)			
	Зависание			
	Разворот в режиме висения			
	Маневры			
2	Горизонтальный полет (крейсерская скорость)	0,75	0,602	1505
3	Снижение и горизонтальный полет	0,68	0,102	255
4	Снижение (вертикальное снижение)	0,5	0,041	102,5

Таблица 3

Нестационарная модель эксплуатации авиационного поршневого двигателя

№ п/п	Режим i	Режим i+1	Наработка Pi, ч.
Вертолетный ДВС			
1	0,68	1	510
2	0,75	1	1150
3	0,5	0,75	205
Самолетный ДВС			
1	0,86	1	205
2	0,74	1	315
3	0,62	0,86	215
4	0,5	1	405

Имя модели: Piston ГУ по В.А.Пылеву 1
 Имя исследования: Исследование 1
 Тип эпоры: Термическая Термический1
 Временной шаг: 1

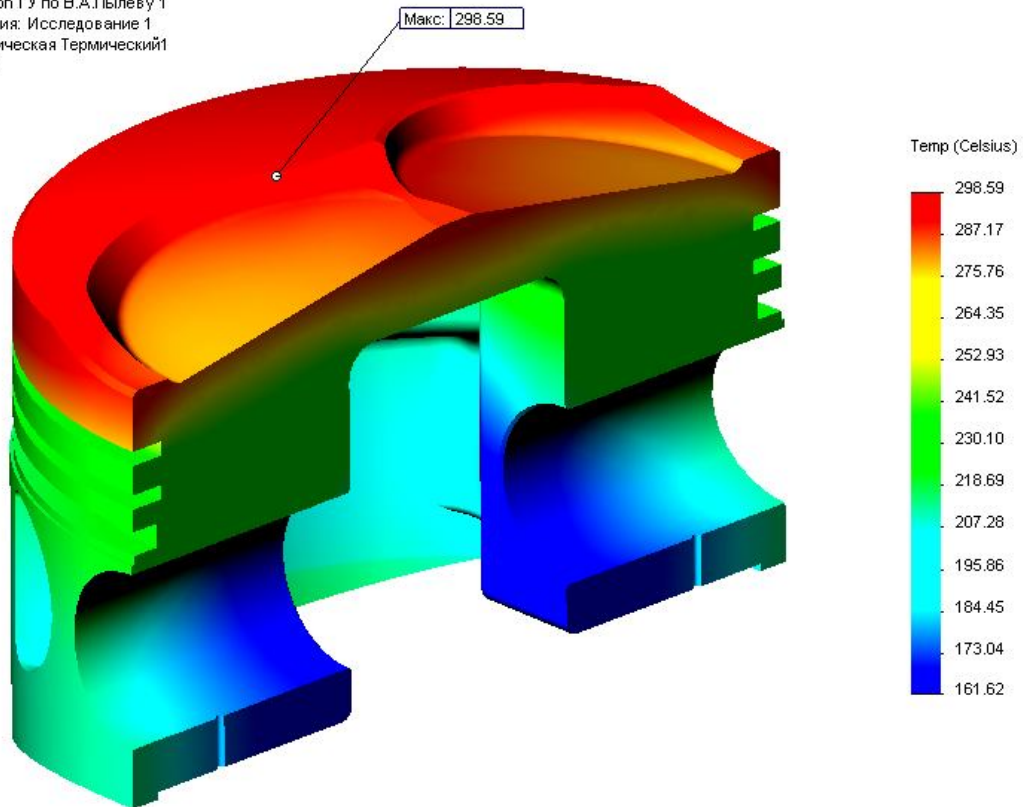


Рис. 1. Температурное поле поршня на номинальном режиме работы ДВС

Поскольку при установке самолетного двигателя на вертолет меняется лишь условия его нагружения, то судя по небольшой разнице в накопленных повреждениях можно сделать вывод, что данный двигатель по критерию ресурсной прочности сохранит свой гарантированный заводом изготовителем ресурс.

Разработка рекомендаций по продлению ресурса авиационного поршневого двигателя

Выполненные исследования показали, что приведенные условия эксплуатации двигателя обеспечивают заданный ресурс поршня. Однако, при разработке метода прогнозирования ресурсной прочности элемента камеры сгорания применена концепция гарантированного обеспечения ее ресурсной прочности. Важно, что время цикла $\tau_{ц}$ принято с учетом полного прогрева поршня, а модель эксплуатации имитирует возможные наиболее неблагоприятные условия работы поршня. Таким образом, в условиях реальной эксплуатации будут иметь определенные отличия как собственно параметры переходных процессов, так и значение $\tau_{ц}$. Это означает, что истинная ресурсная прочность будет превышать заданный ресурс. В таком случае могут быть применены методики мониторинга и продления ресурса,

используемые для газотурбинных авиационных двигателей, что позволяет разрабатывать индивидуальные ремонтные планы и вовремя предупреждать о наступлении предельного состояния поршня, а в перспективе – других теплонапряженных деталей СЛА.

Литература

1. Оценка ресурсной прочности поршня в САПР с учетом эксплуатационных режимов работы двигателя [Текст] / В.В. Матвеев, В.А. Пылев, А.Н. Клименко, А.А. Котуха // Двигатели внутреннего сгорания. – 2012. – №1. – С. 120-124.
2. Пылев, В.О. Автоматизоване проектування поршнів швидкохідних дизелів із заданим рівнем тривалої міцності [Текст]: моногр. / В.О. Пылев. – Х.: Видавничий центр НТУ «ХПИ», 2001. – 332 с.
3. Пылев, В.А. Особенности термомеханического нагружения и учета ресурсной прочности тонкостенного поршня бензинового ДВС [Текст] / В.А. Пылев, А.В. Белогуб // Двигатели внутреннего сгорания. – 2010. – № 2. – С. 74-81.
4. Исследование прочности материалов поршней ДВС в условиях циклического и термомеханического нагружений [Текст] / Д.П. Сиявский, С.С. Городецкий и др. // Проблемы прочности. – 1976. – № 7. – С. 3-9.
5. Современные дизели: повышение топливной экономичности и длительной прочности [Текст] /

А.Ф. Шеховцов, Ф.И. Абрамчук, А.П. Марченко, Н.Ф. Разлейцев и др. / под ред. А.Ф. Шеховцова. – К.: Техника, 1992. – 272 с.

6. Упрощенный метод мониторинга выработки ресурса авиационных ГТД [Текст] / Н.А. Шимановская, Д.Ф. Симбирский, И.Л. Гликсон, С.И. Шанькин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 10. – С. 119-122.

7. Симбирский, Д.Ф. Разработка и исследование методов диагностики теплового состояния элементов двигателей летательных аппаратов [Текст]: автореф. дис. ... д-ра техн. наук: 01.04.14 / Симбирский Дмитрий Феодорович; Институт технической теплофизики АНУССР. – К., 1976. – 41 с.

8. Олейник, А.В. Концепция разработки систем эксплуатационного мониторинга выработки ресурсов авиационных ГТД [Текст] / А.В. Олейник, Д.Ф. Симбирский, А.В. Шереметьев // *Авиационно-*

космическая техника и технология. – 2005. – № 10. – С. 37-41.

9. Кочеров, Е.П. Расчет показателей надежности деталей турбины авиационного ГТД [Текст]: учеб. пособие / Е.П. Кочеров, А.С. Виноградов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 34 с.

10. Белогуб, А.В. Поддержка жизненного цикла тонкостенных поршней ДВС на основе технологии интегрированного проектирования и производства [Текст] / А.В. Белогуб // *Восточно-европейский журнал передовых технологий*. – 2010. – № 3. – С. 27-40.

11. Парсаданов, И.В. Повышение качества и конкурентоспособности дизелей на основе комплексного топливно-экономического критерия [Текст]: моногр. / И.В. Парсаданов. – Х.: Издательский центр НТУ «ХПИ», 2003. – 244 с.

Поступила в редакцию 1.06.2013, рассмотрена на редколлегии 14.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. 203 С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет ии. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПРОГНОЗУВАННЯ РЕСУРСНОЇ МІЦНОСТІ ПОРШНЯ ЛЕГКОМОТОРНОГО АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

В.О. Пильов, О.В. Белогуб, Д.К. Ободець

У роботі проведено аналіз існуючих методів оцінки ресурсної міцності поршнів ДВЗ. Виконано аналіз конструкції поршня, як ресурсовизначальної деталі, легкомоторного авіаційного двигуна та на його підставі обрана методика оцінки його ресурсної міцності. Розглянуто 12-ти і 4-х режимні стаціонарні моделі експлуатації вертольота, на підставі яких розроблена нестационарна модель навантажування поршня авіаційного ДВЗ Lycoming IO-390 при його використанні на вертольоті. За результатами роботи сформульовані висновки про можливість застосування цього двигуна на вертольоті, рекомендації за рівнем ресурсної міцності і продовженню його ресурсу.

Ключові слова: надлегка авіація, ресурсна міцність, поршень, температурне поле, модель експлуатації.

PREDICTING THE RESOURCE STRENGTH OF PISTON SMALL-ENGINE AIRCRAFT ENGINES

V.A. Pylov, A.V. Belogub, D.K. Obodets

The paper analyzes the existing methods for assessing the resource durability of ICE pistons. Analysis the design of the piston, as resource determining part of the small-engine aircraft engine, and on the basis of this chosen method estimating its resource durability. Examined 12 and 4-mode stationary model of the helicopter, on which basis was developed unsteady model of the loading the piston of aircraft engine Lycoming IO-390 which used in a helicopter. By the result we have made conclusions that it is possible to use this engine in helicopter, also makes recommendations by the level of resource durability and prolong its life.

Keywords: ultra-light aircraft, the resource strength, the piston, the temperature field, model of operation.

Пильов Владимир Александрович – д-р техн. наук, проф., и.о. зав. каф. НТУ «ХПИ», Харьков, Украина.

Белогуб Александр Витальевич – д-р техн. наук, технический консультант ПАО «АВТРАМАТ», Харьков, Украина,

Ободец Дмитрий Константинович – инженер-конструктор ООО «Горизонт 12», Харьков, Украина.