

УДК 621.4(075.8)

В.И. РОДИТЕЛЕВ¹, В.Г. НЕСТЕРЕНКО²¹ *ОАО «Московское машиностроительное предприятие им. В.В. Чернышёва», Россия*² *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Россия*

КОНСТРУКТИВНЫЕ СПОСОБЫ СНИЖЕНИЯ СТОИМОСТИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВРД

Приводятся результаты исследований модульности отечественных и иностранных ВРД, предназначенных для установки на военные и гражданские ЛА, отличающихся принятыми при проектировании конструктивными решениями их узлов и деталей. Рассматривается показатель «стоимость жизненного цикла» (СЖЦ) изделия авиационной техники (АТ), объединяющий затраты на разработку, испытания, производство и эксплуатацию авиационных ВРД. Показана целесообразность разделения горячей части отечественных ВРД на большее число модулей, чем это имеет место в настоящее время. Отмечено, что использование параметра СЖЦ, например, при проведении НИОКР, позволяет найти компромисс между требованиями улучшения основных характеристик двигателя, а также конструкции и технологии его производства с учётом возможного снижения расходов на его эксплуатацию и ремонт.

Ключевые слова: *воздушно-реактивный двигатель, модуль, газогенератор, двухконтурный двигатель, компрессор, турбина, камера сгорания, производство, ремонт, стоимость.*

Введение

Методология проектирования современных авиационных ВРД требует создания модульных конструкций, которые позволяют оперативно заменять повреждённые в процессе эксплуатации узлы и блоки на новые. Благодаря этому существенно снижается СЖЦ двигателя, поскольку при наличии эксплуатационных повреждений заменяется только один повреждённый узел, а не весь двигатель в целом. Однако установленная в настоящее время система эксплуатации по ресурсу в часах и циклах не в полной мере соответствует возможности продления назначенного ресурса при замене повреждённых модулей на новые, поскольку величины назначенного ресурса определяются по результатам длительных испытаний двигателя хотя и модульной конструкции, но модули, получившие повреждения в процессе длительных испытаний, не заменяются. Таким образом реальные условия эксплуатации в этой части не моделируются. Современные авиационные ВРД 4-го поколения, и тем более перспективные конструкции 5-го поколения, при наличии реальной модульности и взаимозаменяемости, могли бы эксплуатироваться не по назначенному ресурсу, а по методологии эксплуатации с периодической заменой повреждаемых модулей. В этом случае в формуляре двигателя должна указываться замена повреждённых модулей по данным встроенного или наземного диагностического контроля. В этом слу-

чае, в конце периода эксплуатации, может сохраниться без замены только один, так называемый «базовый» модуль двигателя. При проектировании модульных конструкций авиационных ВРД необходимо выполнять множество требований. Так, например, необходимо компактно располагать на наружном контуре агрегаты и всю наружную обвязку, по возможности объединять их в блоки, иметь разъёмы жёстких трубопроводов в местах стыка сопрягаемых модулей, желательно применять гибкие конструкции трубопроводов, как это сделано в ТРДДФ F119-PW100.

Важно также обеспечить в эксплуатации не только контроль работоспособного состояния, но и конструктивную взаимозаменяемость узлов внутреннего контура ТРДД, особенно узлов его горячей части, имеющих максимальную теплонпряжённость и минимальный ресурс работы. Наша задача критически проанализировать данные по разделению на модули конструкции различных отечественных и иностранных авиационных ВРД, насколько это деление соответствует статистике повреждаемости и данным дифференцированного ресурса его отдельных узлов. Такой подход даёт возможность выявить имеющиеся резервы по снижению СЖЦ [1] отечественных авиационных ВРД. Актуальность задачи по снижению СЖЦ отечественной авиационной техники особенно проявилась во время недавнего тендера в Индии, где принимали участие лучшие истребители мира.

Как видно из данных, представленных в табл. 1, минимальную стоимость владения имеет участвовавший в тендере новый российский истребитель МиГ-35МК. Однако, при сопоставлении его СЖЦ, например, с французскими и европейским истребителями, оказалось, что она существенно больше, что связано не только с меньшим, примерно в три раза, ресурсом отечественной силовой установки, но и необходимостью существенного улучшения всех показателей его эксплуатационной технологичности. Особо следует отметить тот факт, что ресурс двигателя М 88-3 и планера самолёта Rafale одинаков и равен 6000 ч. К этому уровню отечест-

венная авиационная промышленность только стремится.

Из данных, представленных в табл. 1, следует обратить внимание на то, что в двух ЛА их силовая установка (СУ) состоит из одного двигателя. Это ТРДДф F/A-18E/F Super Hornet и JAS 39 NG(IN). Безусловно, стоимость эксплуатации и ремонта, а, следовательно, и СЖЦ однодвигательной СУ будет существенно меньше, чем в двухдвигательной СУ, однако требование боевой живучести для военных ЛА является более значимым, поэтому большинство боевых ЛА, как это видно из табл. 1 проектируются с двумя двигателями.

Таблица 1

Сравнительные характеристики самолётов и двигателей, принимавших участие в индийском тендере MMRCА

Название:	Dassault Rafale	Eurofighter Typhoon	F-16IN Super Viper	F/A-18E/F Super Hornet	JAS 39 NG(IN)	МиГ-35 МК
Страна:	Франция	Германия Италия Испания Великобритания	США	США	Швеция	Россия
Производитель:	Dassault Aviation	Eurofighter GmbH	Lockheed Martin	Boeing Defense, Space & Security	Saab AB	РСК „МиГ“
Максимальная взлётная масса:	24 500 кг	23 500 кг	21 800 кг	29 937 кг	14 300 кг	29 000 кг
Двигатель:	2 × Snecma M88-3	2 × Eurojet EJ200	1 × GE F110-132	2 × GE F414-400	1 × GE F414G	2 × РД-33МКВ
Тяга на форсаже:	2 × 90,0 кН	2 × 90,0 кН	1 × 144,0 кН	2 × 98,0 кН	1 × 98,0 кН	2 × 88,3 кН
Стоимость, 2011 год:	от \$85 до \$124 млн. в зависимости от комплектации	\$120 млн.	\$50,0 млн.	\$55,0 млн.	\$48,0 млн.	~\$45,0 млн.

1. Особенности оценки и выбора конструктивных параметров авиационных двигателей с учётом СЖЦ

Параметр СЖЦ авиационного двигателя должен рассматриваться на всех стадиях работ по созданию двигателей новых поколений или модификаций уже существующих и находящихся в эксплуатации конструкций. Общее представление о включении модели расчёта и управления СЖЦ в общую систему проектирования можно получить из рассмотрения рис. 1. Здесь применены следующие сокращения: ТТХ ЭТХ – тактико-технические характеристики и эксплуатационно-технические характеристики; ТО и Р – техническое обслуживание и ремонт; СНК,СНО – средства наземного контроля и наземного обслуживания.

Анализ имеющегося опыта создания перспективных ТРДД нового поколения указывает на необходимость совершенствования и применения следующих узлов и элементов конструкций: высокоэффективного редуктора, имеющего КПД не менее 99%, подшипников скольжения на сателлитах, упрочнённых шевронных передач, встроенной диагностики; маломощного широкохордного вентилятора с пониженной окружной скоростью $U_k = 200 \dots 320$ м/сек, КПД 91..92% и облегчёнными, полыми или углепластиковыми, рабочими лопатками; высокоэффективной охлаждаемой ТВД, с уменьшенными величинами радиальных зазоров за счёт активных способов их экономичного регулирования, конструктивных способов снижения втеканий воздуха в проточную часть из воздушных полостей и вторичных потерь энергии газа, лопатками, имеющими

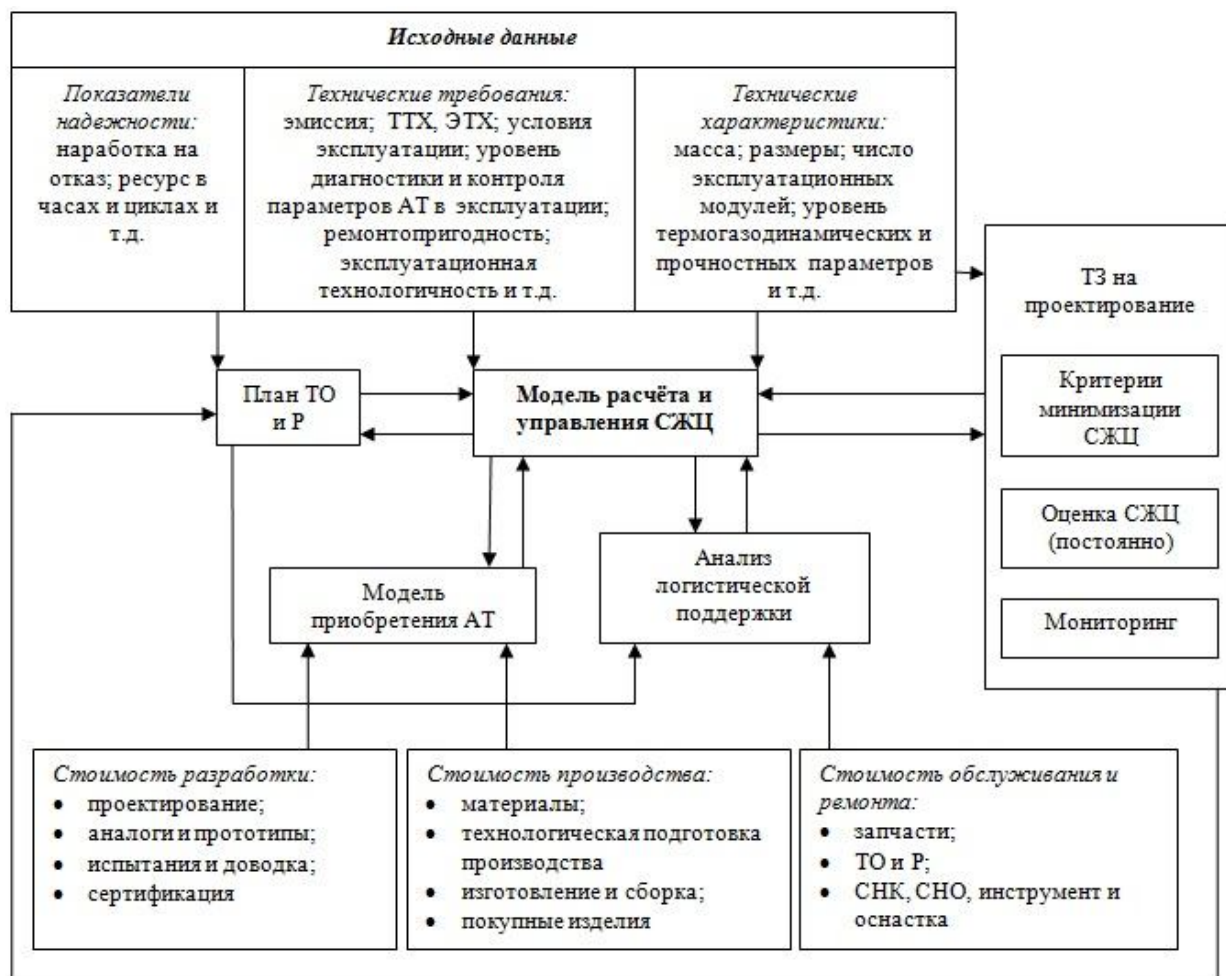


Рис. 1. Блок-схема модели расчёта и управления СЖЦ авиационного изделия для заданных в ТЗ на проектирование условий эксплуатации

развитую перфорацию, и т.д.; высокоэффективной малоступенчатой ТНД с большой величиной работы в ступени; малоступенчатых КНД и КВД с применением высоконапорных ступеней типа «блиск»; наземного контроля и наземного обслуживания; малоэмиссионной высокотемпературной камерой сгорания и т.д.; лёгких высокоэффективных звукопоглощающих конструкций с воздухопроницаемыми органопластиками, которые обеспечивают снижение шума на 10...15 дБ; САУ, интегрированной с системами управления полётом и технической диагностики и т.д. Таким образом, из перечисленных выше задач первые две относятся к редукторным ТРДД с большой степенью двухконтурности, а остальные определяют техническое совершенство и уровень показателей технического уровня любого современного ВРД.

Применение вибрационной диагностики для авиационных двигателей дает значительный эффект на всех стадиях жизненного цикла двигателей. Это оценка качества конструкторских и технологиче-

ских решений при проектировании, контроль качества изготовления и сборки, прогноз ресурса двигателей при серийном производстве и ремонте, своевременное выявление повреждений, контроль технического состояния двигателей в эксплуатации. Технологии диагностирования, разработанные в рамках НИР, могут применяться как для двигателей магистральных самолетов, так и для вертолетных двигателей и редукторов.

Рассмотрим процесс формирования конкурентноспособного, с точки зрения параметра СЖЦ, двигателя в целом. На рисунке 2 показана блок-схема такого процесса, включающая исходные данные и ряд показателей, существенных для гражданской авиации. Вместе с тем, надо отметить, что реализация требования по снижению СЖЦ в значительной степени основывается на возможности технического совершенствования конструкций АД, технологии их изготовления, эксплуатации и ремонта. Приведём несколько различных примеров, связанных с формированием и оценкой СЖЦ.

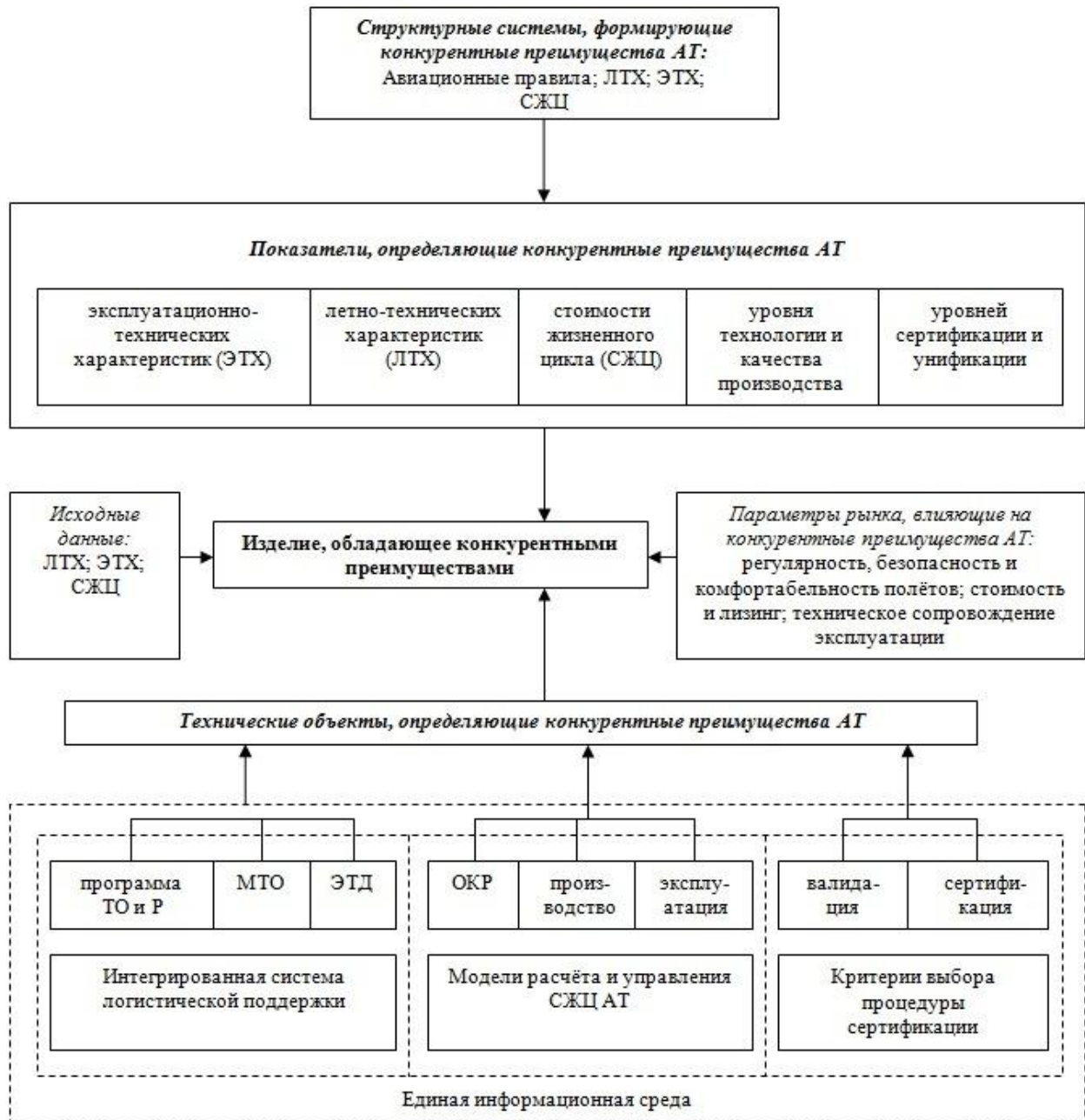


Рис. 2. Блок – схема процесса разработки конкурентно способного с точки зрения СЖЦ изделия

Так, например, для проекта нового вертолёта Ми-38 заключено соглашение с французской фирмой Сафран об использовании современного ТВлД Ардиден 1Н. Кроме того, его модификация, двигатель Ардиден 3G, может быть установлен на другом новом российском вертолёте Ка-62. Анализ технических характеристик семейства ТВлД Ардиден показывает, что они отличаются низкой ценой изготовления и затрат на эксплуатацию, при высоких технических показателях, соответствующих лучшим ТВлД данной категории - класса мощности, как Т800 и RTM390.

Проанализируем проблему оценки СЖЦ для таких исходных данных.

Рассматриваемые двигатели, в отличие от аналогичного по параметрам российского двигателя ВК 117В, спроектированы с низкой температурой газа перед турбиной - 1273К и имеют неохлаждаемую турбину, также как и в хорошо известном другом российском ТВлД ТВЗ-117. Для компенсации пониженной температуры газа перед турбиной, при заданной мощности, двигатель Ардиден был несколько переразмерен по расходу воздуха. По данным разработчика, увеличение его массы составило только 10% по сравнению с конструкцией, имеющей высокотемпературную турбину. В то же время применение турбины с неохлаждаемыми рабочими лопатками снижает стоимость двигателя почти в два

раза, опять-таки по утверждениям разработчика [2]. Очевидно, что такая оптимизация «масса-стоимость» исключительно полезна и должна широко применяться.

Другой пример относится к обоснованию выбора двухступенчатой турбины в проекте нового российского ТРДД ПД 14, предназначенного для самолёта МС-21. Как известно, одним из самых важных факторов, снижающих СЖЦ двигателя, является существенное сокращение числа его деталей, поэтому выбор 2-х ступенчатой турбины каскада высокого давления в двигателе ПД-14 противоречит принципу минимизации СЖЦ. Разработчик проекта поясняет своё решение желанием повысить КПД турбины. Однако, имеются и другие соображения: меньшая высота рабочей лопатки турбины и связанный с этим обстоятельством больший относительный уровень конечных потерь энергии газа, могли бы быть вполне компенсированы за счёт пространственного профилирования как сопловой, так и рабочей лопатки этой турбины, как это было реализовано в одноступенчатой ТВД ТРДД SAM 146, спроектированной специалистами фирмы Снекма.

Третий пример компромиссных решений, определяемых задачами по минимизации параметра СЖЦ, иллюстрируется широким применением в современных новых разработках и модифицированных конструкций ВРД рабочих колёс КНД и КВД типа «блиск» и «блинд» [3]. Эти конструкции были первоначально применены в ряде иностранных ТРДДф, например, в М-88.3, EJ 200, F119 PW 100 и в новой модификации вентилятора отечественного ТРДДф АЛ31ф. Там же реализовано уменьшенное число ступеней вентилятора, три ступени вместо четырёх, что реализовано также во многих конструкциях вентиляторов других иностранных ТРДДф, см. Таблицу 1.6 в [4] и позволяет снизить СЖЦ.

Следует также обратить внимание на очень высокий уровень максимальной температуры газа перед турбиной газогенератора в современных ТРДДф военного назначения, где параметр СЖЦ не так актуален. Так в серийных двигателях США 4-го поколения, например, в ТРДДф F-414 Growth и F119-PW-100, максимальная величина температуры газа перед турбиной достигает величины в 1950К. Немного отстают европейские проектировщики, где в двигателях М 88.3 и EJ200 величина, этого характерного параметра, свидетельствующего о высоком техническом уровне разработки, равна 1850 К.

В заключение данного раздела необходимо отметить, что блок схемы, представленные на рис. 1 и 2, носят информативный характер и не отражают весь комплекс сложного процесса по поиску приемлемого компромисса между безусловными

требованиями совершенствования конструкции и технических параметров двигателей новых поколений, их стоимости и возможности создания в заданные сроки. Актуальность и значимость применения параметра СЖЦ в настоящее время связана с тем, что от одного поколения к другому поколению финансовые затраты на создание научно-технического задела и проведение НИОКР, а также на разработку новых технологий и подготовку производства существенно увеличиваются. Поэтому переход на новые и прогрессивные методы эксплуатации и ремонта авиационных ВРД, при наличии действенного встроенного контроля, определяющего временные границы безопасной эксплуатации его узлов и деталей, снижающие его СЖЦ, имеет важное практическое значение.

2. Модульность конструкций современных авиационных ВРД

Рассматриваются конструктивные особенности узлов и модулей современных отечественных и иностранных ВРД, предназначенных для эксплуатации на гражданских и военных ЛА. Сложность замены повреждённых модулей ВРД в эксплуатации заключается в том, что узлы и детали эксплуатирующегося двигателя несколько изменяют свои размеры и конфигурацию их деталей в местах стыка сопрягаемых модулей. Имеет место овализация корпусных деталей, появляется несоосность отдельных узлов ротора и т.д. В связи с этим, при установке новых модулей применяются в стыках фланцев кососрезанные вставные кольца, шайбы со смещёнными относительно их оси отверстиями, позволяющие компенсировать овализацию корпуса, методы сохранения исходной балансировки при замене повреждённых роторных деталей и т.д. При проектировании необходимо обеспечить большую жёсткость корпуса, например, за счёт применения фасонных рёбер, как это выполнено в ТРДДф EJ 200. Для снижения стоимости изготовления таких конструкций в серийном производстве за рубежом применяют тонкостенное литьё, обеспечивающее необходимые размеры и форму. С другой стороны, современные ВРД имеют большую, практически двойную, разницу в ресурсе холодных и горячих узлов двигателя. Очевидно, что в этих условиях горячая часть двигателя должна иметь несколько большее число модулей, чем холодная. Их замена в эксплуатации должна быть запланирована в первую очередь, очевидно, без выполнения подгоночных и балансировочных работ. Статорные узлы должны иметь горизонтальные разлёты, обеспечивающие возможность доступа к узлам ротора и т.д. Приведём несколько конкретных примеров разделения

отечественных и иностранных конструкций на отдельные модули.

Двухвальный ТРДД SAM 146 состоит из трёх основных модулей: модуль вентилятора и бустера, куда входят четыре отдельных подмодуля; модуля газогенератора, разделённого на восемь подмодулей; модуля ТНД, включающего три подмодуля. Дополнительно имеется модуль привода агрегатов, включающий два подмодуля и модуль системы выхлопа, состоящий из подмодуля смесителя и центрального тела. Общее число взаимно заменяемых в эксплуатации узлов 19, из них к горячей части ТРДД относится 10. Двигатель спроектирован с учётом возможности реализации большого ресурса, в 20 тысяч циклов. Конструктивная схема продольного разреза газогенератора ТРДД SAM 146 показана на рис. 3.

Двигатель имеет межвальный подшипник между ротором ТНД и ТВД, при этом цапфа диска ТВД интенсивно охлаждается, и это препятствует короблению наружной обоймы подшипника, как это имеет место в аналогичном узле отечественного ТРДДф АЛ 31ф. Жаровая труба камеры сгорания этого двигателя выполнена с креплением на корпусе в её выхлопной части и только касается, а не опирается на сопловый аппарат ТВД. Благодаря этой конструкции камера сгорания может быть разделена на два модуля: один - корпус камеры сгорания с диффузором компрессора и выносным коллектором; другой - её жаровая труба. Отдельными модулями являются также СА ТВД, ротор ТВД и узел соплового аппарата ТНД. Разборка модулей горячей части этого ТРДД производится с его выхлопной части, поэтому для её осуществления двигатель должен быть снят с ЛА. К сожалению, это общий недостаток имеющих конструкции современных модульных ВРД.

Рассмотрим далее особенности модульности конструкции военного ТРДДф EJ 200. Этот двигатель состоит из 14-ти модулей, представленных на рис. 4. Его газогенератор включает четыре модуля: поворотного ВНА КВД (№ 4); КВД (№5), соединённого с корпусом модуля камеры сгорания (№ 6), который соединён с узлом СА ТВД коллектором подвода охлаждающего воздуха к этому СА; ротор ТВД (№ 7). Очевидна не оптимальность такого деления турбины горячей части двигателя на отдельные модули по сравнению с ТРДД SAM 146. Приведенное выше описание поясняет рис. 5, где представлена конструктивная схема горячей части ТРДДф EJ 200, без его выхлопных узлов: смесителя, форсажной камеры и сопла. Модульность конструкций двух отечественных ТРДДф. АЛ-31 и РД 33, спроектированных по принципиально схожим конструктивным схемам, мы не рассматриваем в связи с тем, что газогенератор этих двигателей спроектирован как базовый, не разделяемый на составные части модуль, что безусловно требует перепроектирования с точки зрения реализации критерия минимизации СЖЦ в этих ТРДДф.

В заключение остановимся на модульности конструкции серийного комбинированного ТРДДф США пятого поколения, представленного на рис. 6. Улучшенная эксплуатационная технологичность и ремонтпригодность ТРДДф F119-PW-100 объясняется тем, что он имеет самое большое число модулей – 29, каждый из которых, по утверждению проектировщика, может быть снят за 20 мин. Как уже было отмечено выше, в этой СУ применены гибкие трубопроводы, которые составляют 40 % всех магистралей, и хотя стоимость и занимаемый объем гибких трубопроводов выше, чем жестких, они более удобны для их технического обслуживания.

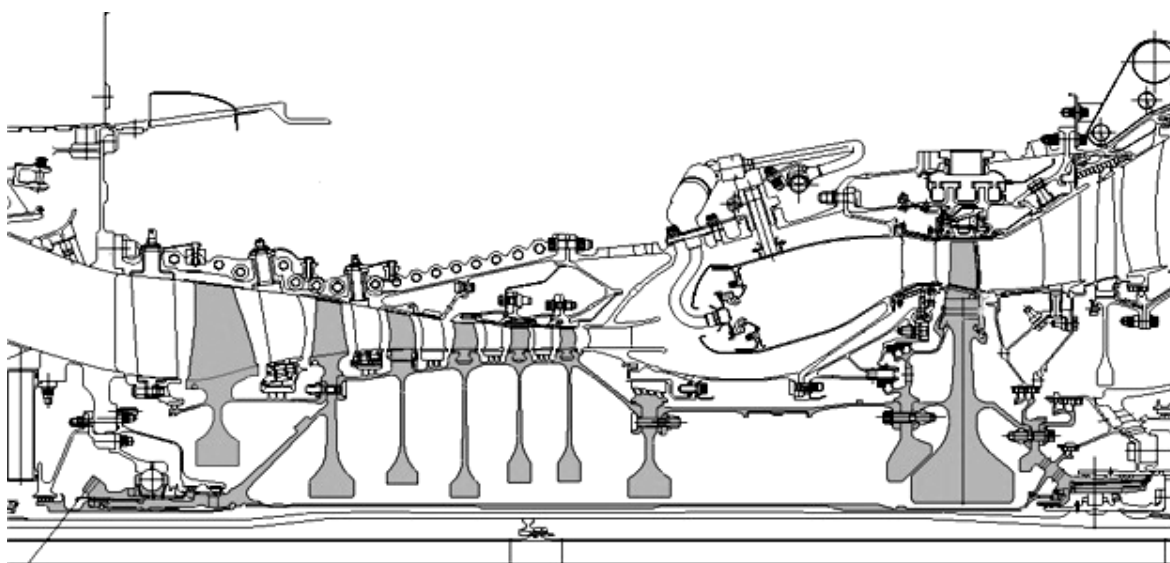


Рис. 3. Газогенератор ТРДД SAM 146 с ротором высокого давления, ступенями ТНД и межвальным подшипником

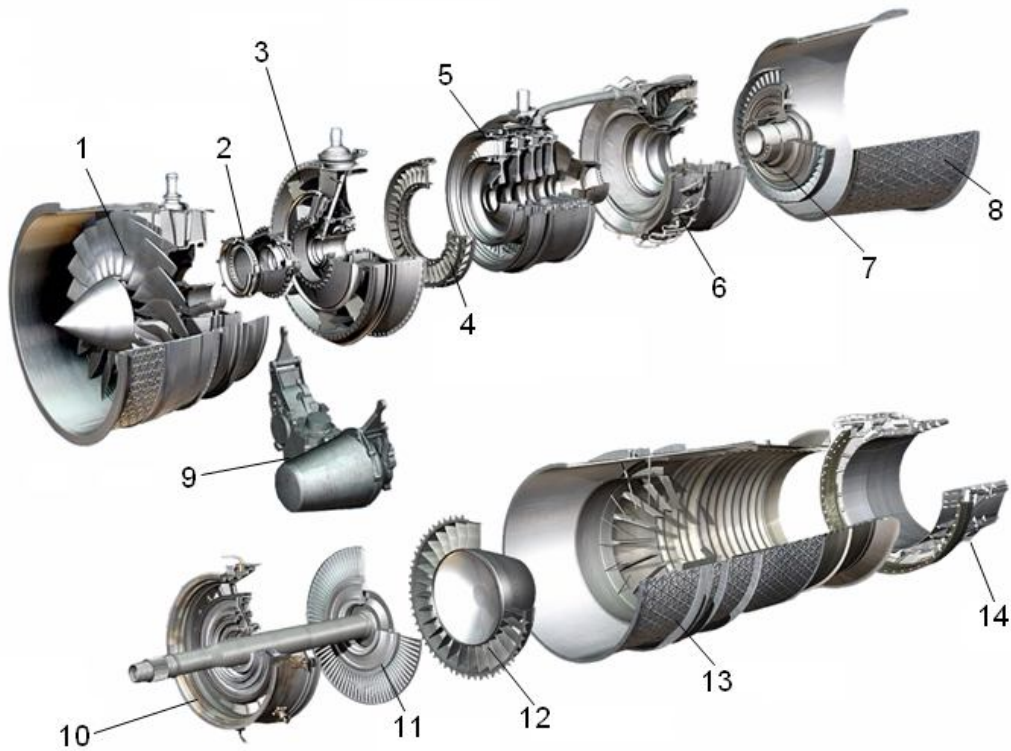


Рис. 4. Модули ТРДДф EJ 200:
1, 2, 3, 4, 5, 8, 9 – холодная часть; 6, 7, 10, 11, 12, 13, 14 – горячая часть

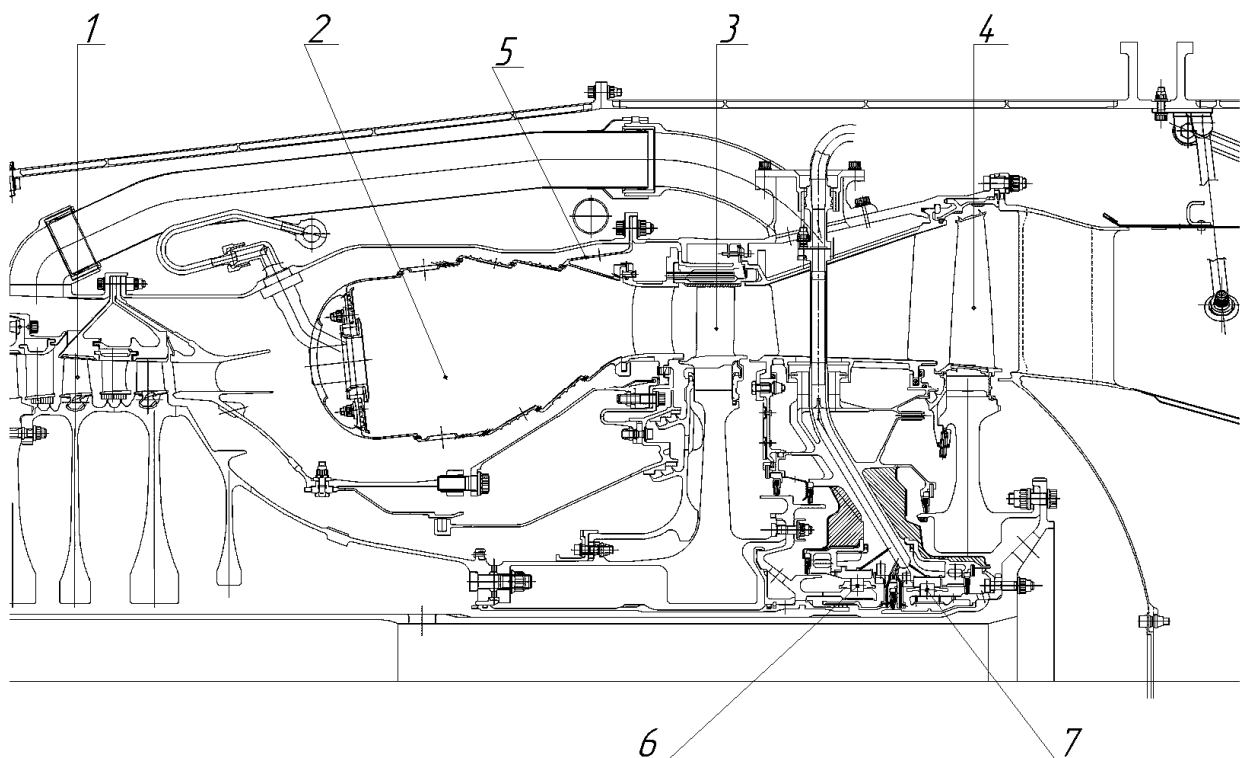


Рис. 5. Продольный разрез горячей части ТРДДф EJ 200 без его выхлопных узлов:
1 – КВД; 2 – КС; 3 – ротор ТВД; 4 – ротор ТНД; 5 – крепление жаровой трубы;
6 и 7 – опоры роторов ТВД и ТНД.

Силовая установка самолета X-35

(по материалам фирмы Локхид Мартин)



Рис. 6. Комбинированная СУ с ТРДДФ F 119, выносным вентилятором и поворотным на 90° соплом

3. Создание «семейства» двигателей как фактор снижения СЖЦ

Одним из самых действенных способов снижения СЖЦ является создание семейства двигателей на основе блоков и узлов базового двигателя. Наиболее известный метод – это использование базового газогенератора. Однако в настоящее время широкое распространение получили и другие способы проектирования «родственных» конструкций. Наиболее близкими по конструкции узлов является семейство, созданное на преобразовании ТВД в ТВЛД или наоборот. В качестве примера рассмотрим семейство двигателей, созданных на основе самолётного двигателя ТВД ТВ7-117, схема деления на модули которого показана на рис. 7. Такого вида схемы чётко фиксируют изменения, происходящие в составе комплектующих модулей двигателя. Аналогичная «семейственность» была реализована при проектировании рассмотренного выше комбинированном двигателе F-119. Конечно, хотелось бы, чтобы один и тот же двигатель применялся на множестве летательных аппаратов в течение как можно более длительного времени. Возможно, что мировым рекордсменом такой востребованности являются модификации двигателя ТВ3-117, известного в основном своим длительным применением на вертолётах фирмы Миля и Камова. Одна из его модификаций ТВ3-117ВМА-СБМ1 разработана для самолёта, в нём использован ранее спроектированный редуктор двигателя АИ-24.

Заключение

Анализ СЖЦ показывает, что минимум этого параметра обеспечивается в основном увеличенными значениями ресурса всех основных узлов ВРД и модульным проектированием наиболее повреждаемых узлов. К этим узлам относится вся горячая часть двигателя.

Модульные двигатели требуют повышенной точности изготовления и сборки, при которой, например, не должны использоваться подшипники селективной сборки, подбираемые для каждой сборки индивидуально в стяжном устройстве соединений валов компрессора и турбины конструкции, компенсирующие отклонения размеров соединяемых деталей и др.

Уровень ремонтпригодности проектируемого ВРД должен позволять производить замену повреждённых модулей в основном в эксплуатации, «на крыле» и «под крылом». Для выполнения этих работ необходимо организовать специальные бригады из работников серийных предприятий, имеющих необходимую квалификацию и оснастку, как это выполняет в настоящее время английская фирма Роллс-ройс.

Рекомендуется значительно увеличить число модулей всех узлов горячей части отечественных ВРД, предназначенных для военных и гражданских ЛА.

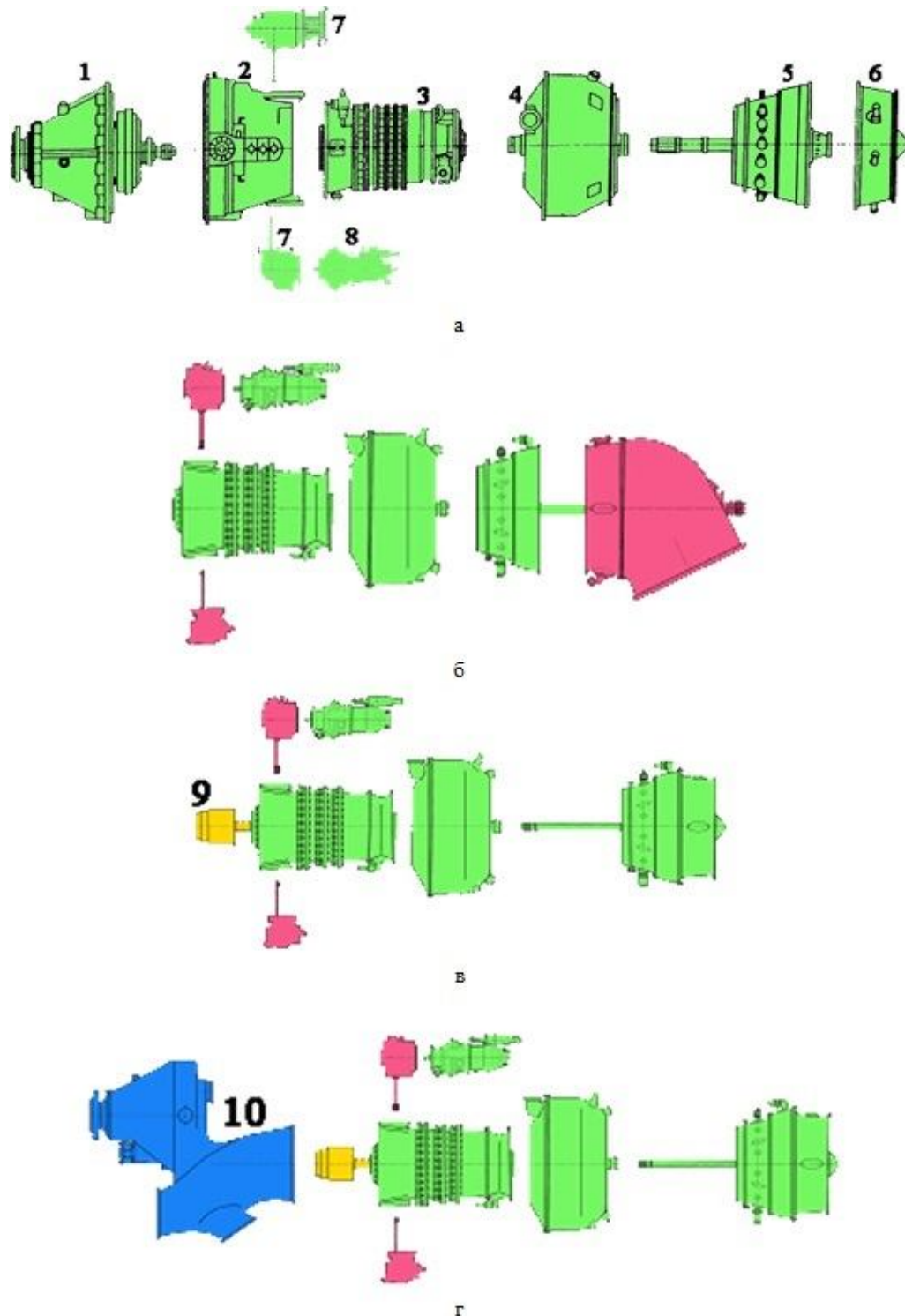


Рис. 7. Модули семейства двигателей ТВ7-117:

а – базовый двигатель (самолётный); б – вертолётный с выводом мощности назад; в – вертолётный с выводом мощности вперёд; г – Самолётный, на базе вертолётного с выводом мощности вперёд;
 1 – редуктор; 2 – корпус входной; 3 – компрессор осевой; 4 – турбокомпрессор высокого давления;
 5 – силовая турбина; 6 – выходное устройство; 7 – коробки приводов; 8 – воздушный стартер;
 9 – выводной вал; 10 – выносной редуктор по типу PW-127

Литература

1. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных ГТД и энергетических

установок в системе CALS технологий: учеб. в 3 кн. Кн. 3: Эксплуатация и надёжность ГТД и ЭУ [Текст] / Н.Н. Сиротин, Е.Ю. Марчуков, А.Н. Сиротин, А.Б. Агульник. – М.: Наука, 2012. – 616 с.

2. *Иностранные авиационные двигатели, 2005 [Текст]: справ. ЦИАМ / под общ. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. – 592 с.*

3. *Иноземцев, А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. в 5 кн. Кн. 2: Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные*

устройства [Текст] / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – 368 с.

4. *Карасёв, В.Н. Моделирование динамики и вопросы интеграции силовых установок самолётов вертикального взлёта [Текст]: моногр. / В.Н. Карасёв. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 184 с.*

Поступила в редакцию 1.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник Н.Н. Сиротин, Научно-исследовательский центр эксплуатации и ремонта авиационной техники, Люберцы, Московская обл., Россия.

КОНСТРУКТИВНІ СПОСОБИ ЗНИЖЕННЯ ВАРТОСТІ ЖИТТЄВОГО ЦИКЛУ СУЧАСНИХ І ПЕРСПЕКТИВНИХ ПРД

В.І. Родителев, В.Г. Нестеренко

Наведено результати досліджень модульності вітчизняних та іноземних ПРД, які призначено для установки на військові та цивільні ЛА, що відрізняються прийнятими при проектуванні конструктивними рішеннями їх вузлів і деталей. Розглянуто показник «вартість життєвого циклу» (ВЖЦ) виробу авіаційної техніки (АТ), який об'єднує витрати на розробку, випробування, виробництво і експлуатацію авіаційних ПРД. Показано доцільність розділення гарячої частини вітчизняних ПРД на більшу кількість модулів, ніж це має місце в поточний час. Відмічено, що використання параметра ВЖЦ, наприклад, при проведенні НДОКР, дозволяє знайти компроміс між вимогами покращення основних характеристик двигуна, а також конструкції і технології його виробництва із урахуванням можливого зниження витрат на його експлуатацію і ремонт.

Ключові слова: повітряно-реактивний двигун, модуль, газогенератор, двоконтурний двигун, компресор, турбіна, камера згоряння, виробництво, ремонт, вартість.

CONSTRUCTIVE WAY TO LOWER LIFE CYCLE COST OF MODERN AND ADVANCED AIR PROPULSION ENGINE

V.I. Roditelev, V.G. Nesterenko

Results of researches of modularity domestic and foreign APE, intended for installation on military and civilian aircraft, differing by the constructive decisions of their units accepted at design and details are resulted. The parameter «cost of life cycle» (CHL) products of aviation technics (AT), uniting expenses for development, tests, manufacture and operation aviation APE is considered. The expediency of division of a hot part domestic APE on greater number of modules is shown, than it takes place now. Use of parameter CHL is noted, that, for example, at carrying out of research and development, allows to find the compromise between requirements of improvement of the basic characteristics of the engine, as well as a design and technology of its manufacture in view of possible decrease in expenses on its operation and repair.

Key words: air-propulsion engine, module, gas generator, turbofan, fan, compressor, turbine, combustor, manufacture, repair, cost.

Родителев Владислав Игоревич – заместитель управляющего директора ОАО «Московское машиностроительное предприятие им. В.В. Чернышёва», ОДК, Москва, Россия, e-mail: roditelev-70@mail.ru.

Нестеренко Валерий Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), Москва, Россия, e-mail: valerinesterenk@yandex.ru