

УДК 629.7.03

**И.Ф. КРАВЧЕНКО, А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ, А.В. ЯКОВЕНКО***ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина***РАЗВИТИЕ МЕТОДИКИ УПРАВЛЕНИЯ ДОВОДКОЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ УБС**

*Приведен метод доводки авиационных газотурбинных двигателей. В основе метода лежат статистические данные по испытаниям и математическая модель доводки, которые позволяют устанавливать связь между наработкой, количеством выявленных и устранённых дефектов на двигателе. Показана возможность применения метода, позволяющего оптимизировать процесс доводки для авиационных ГТД с малой степенью двухконтурности. Этот метод применён для доводки двигателя АИ-222К-25Ф на основании результатов ресурсных испытаний и доводки двигателя-прототипа АИ-222-25. Установлена возможность сокращения периода испытаний. Определены границы поля доводки для авиационных ГТД с малой степенью двухконтурности.*

*Ключевые слова:* двигатель, ЭЦИ, испытания, ресурс, наработка, дефекты.

**Введение****Обзор работ в области управления процессом доводки двигателей****1. Постановка задачи управления доводкой**

Значительное время при создании авиационных ГТД занимает этап доводки двигателя, который включает в себя параметрическую, конструкционную и прочностную доводку узлов, систем и отдельных деталей. Сущность процесса доводки можно сформулировать как движение в направлении снижения степени незнания особенностей двигателя.

Доводка является методом решения вопросов, имеющих проблемный характер, решение которых в настоящее время не доведено наукой до уровня методик и алгоритмов. В то же время на этапе доводки устраняются недостатки и ошибки, допущенные на стадии проектирования и выпуска рабочей документации двигателя [4].

Во время доводки выявляются дефекты, устранение которых позволяет повысить надежность двигателя при его последующем использовании на летательном аппарате. Эти дефекты могут быть выявлены при проведении специальных работ и проверок двигателя, а также в ходе длительных и эквивалентно-циклических испытаний. Темпы выявления и устранения дефектов (темпы доводки двигателя), а также количество выявленных дефектов существенным образом зависят от используемого набора специальных испытаний, от качества проектирования двигателя.

Основными задачами доводки двигателя являются выявление неисправностей (дефектов) двига-

теля, действующих механизмов повреждаемости деталей и узлов, отладка систем двигателя и проверка их работоспособности. Доводка двигателя может занимать продолжительный период времени и требовать значительных материальных затрат на проведение большего количества испытаний как двигателя в целом, так и отдельных его узлов и элементов. Эти испытания проводятся как на стендах, так и в летных условиях; они могут быть как кратковременными, так и длительными с целью выявления дефектов двигателя и достижения заданных параметров двигателя, в том числе ресурса.

В работе [1] предложен подход, позволяющий сократить время доводки двигателя и уменьшить материальные затраты на ее выполнение. Он основан на анализе и выявлении закономерностей опыта доводки двигателей-прототипов и последующем использовании этих закономерностей для сокращения материальных и временных затрат на доводку нового двигателя.

Основной целью данного подхода является минимизация временных и материальных затрат на проведение стендовых и иных видов испытаний двигателей в процессе их доводки.

При наличии двигателя-прототипа, имеющего аналогичное назначение, подобную конструктивно-силовую схему, одинаковое количество каскадов и близкую степень двухконтурности, становится возможным сокращение затрат на проведение доводки двигателя. Конструктивные отличия в деталях и узлах двигателя в настоящее время с достаточной достоверностью учитываются на основании компьютерного моделирования температурного и напряженно-деформированного состояний деталей и узлов.

Наличие двигателя-прототипа позволяет засчитывать его эквивалентно-циклические испытания (ЭЦИ) для вновь разрабатываемого двигателя, используя коэффициенты соответствия по длительной прочности и малоциклового усталости. Пересчет ЭЦИ двигателя-прототипа для рассматриваемого двигателя возможен благодаря идентичности силовых схем двух двигателей (количества опор роторов, конструкции корпусов опор и их связи с наружными оболочками двигателя), сходностью конструктивных решений большинства узлов и деталей, сходностью технологических процессов изготовления деталей, одинаковыми или родственными материалами и др. [4].

## 2. Математическая модель процесса доводки

В [1] на основании статистических данных и закономерностей доводки двухконтурного двигателя Д-36 выявлены основные закономерности процесса доводки, введено понятие «поле доводки двигателя», предложен метод, позволяющий оптимизировать процесс доводки применительно к рассматриваемому классу двигателей, в частности, к двигателям Д-136 и Д-18Т, в которых используются узлы двигателя-прототипа или их масштабированные аналоги.

В основе метода лежит математическая модель доводки, которая отражает связи между наработкой  $T$ , а также количеством выявленных дефектов  $D$  и назначенным ресурсом двигателя  $P$ . Эта модель формируется по данным, полученным при испытаниях двигателя-прототипа в процессе его доводки.

В работе [1] выделено два этапа доводки. Первый этап – доводка двигателя исходной компоновки. Основной задачей данного этапа является подтверждение работоспособности двигателя за ресурс, позволяющий начать летные испытания, а также в параметрической доводке двигателя, позволяющей получить его удовлетворительные высотно-скоростные и климатические характеристики.

Второй этап – доводка двигателя в компоновке летных и государственных испытаний. Основной задачей этого этапа является обеспечение надежности двигателя за назначенный ресурс. Поэтому основным видом испытаний на втором этапе являются эквивалентно-циклические испытания.

Второй этап составляет основную часть процесса доводки по времени и по количеству выявляемых дефектов. Для его описания в [1] использована линейная модель следующего вида:

$$D = D_0 + K_d \cdot (T - T_0); \quad (1)$$

$$P = P_0 + K_p \cdot (T - T_0), \quad (2)$$

где  $D_0$ ,  $T_0$ ,  $P_0$  – значения количества дефектов, наработки и достигнутого ресурса, полученные на начало второго этапа доводки.

Для двигателя Д-36 коэффициенты этой модели имеют следующие значения:  $K_d = 0,02$  дефекта/час наработки;  $K_p = 0,16$  часа ресурса/час наработки.

## 3. Количественная оценка завершенности доводки

Количественную оценку завершенности доводки автором [1] предложено выполнять на основании сравнения количества фактически выявленных дефектов при испытаниях с количеством дефектов, прогнозируемым по модели (1), (2) для заданного ресурса.

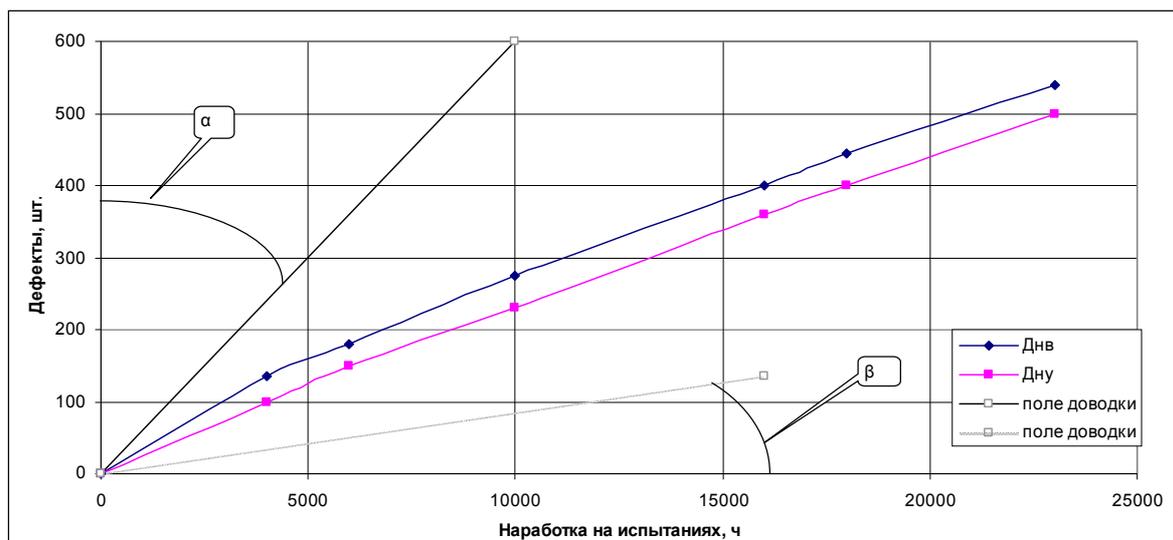
Так, например, для приведенных выше значений коэффициентов модели (1), (2) можно определить потребное время испытаний и количество дефектов, которые будут выявлены для увеличения ресурса на  $\Delta P = 1000$  часов:  $\Delta T = 6520$  часов;  $\Delta D = 125$  дефектов.

## 4. Прогнозирование доводки

Для прогнозирования доводки используется линейная модель зависимости выявленных дефектов от наработки. Это противоречит выявленному автором работы [1] нелинейному характеру данной зависимости при значительном времени стендовой наработки: интенсивность выявленных дефектов снижается и в пределе стремится не к бесконечности, а к конечному значению, соответствующему полному выявлению конструктивных дефектов. В дальнейшем проявляются только дефекты технологического характера, связанные с изменениями в процессе серийного производства. Их выявление не входит в задачи рассматриваемых этапов доводки.

Чтобы преодолеть этот недостаток, можно использовать поле доводки – область в координатах ( $T$ ,  $D$ ). Поле доводки для двигателя Д-36 [1] приведено на рисунке 1.

Его можно рассматривать как обобщенную математическую модель доводки, представленную регрессионными зависимостями (1), (2), а также верхней и нижней границами. Если линия доводки выходит за верхнюю границу, интенсивность дефектов недопустимо велика, необходимо приостановить доводку и заняться выявлением дефектов на основании анализа конструкторской и технологической документации. Если линия доводки выходит за нижнюю границу, интенсивность дефектов мала настолько, что дальнейшие затраты на испытания нецелесообразны, их необходимо окончить и продолжить доводку в эксплуатации.

Рис. 1. Поле доводки для двигателя Д-36  $\alpha, \beta$  -углы, ограничивающие поле доводки

Поле доводки нового двигателя формируется на основании известного поля доводки двигателя-прототипа.

Для этого количество дефектов нового двигателя  $D_n$  и его наработка масштабируются по известным значениям для прототипа:

$$D_n = D_p K_{осн}; T_n = T_p K_{тн}, \quad (3)$$

где  $K_{осн}$  – коэффициент конструктивной сложности и новизны;

$K_{тн}$  – коэффициент наработки.

### 5. Структурная схема управления доводкой

На рис. 2 представлена рекомендуемая в работе [1] структурная схема управления процессом доводки. Сначала формируется поле доводки двигателя-прототипа, затем оно корректируется в соответствии с формулами (3), а в дальнейшем – по результатам начала доводки нового двигателя. Последующие результаты доводки нового двигателя помещаются в поле доводки, что позволяет управлять доводкой, сравнивая фактические результаты с граничными значениями.

### 6. Недостатки существующих подходов к управлению доводкой

Таким образом, в работе предложена методика управления процессом доводки, которая позволяет рационально планировать этот сложный процесс, используя опыт доводки двигателя-прототипа, а также интегральные показатели, определяющие особенности нового двигателя по отношению к двигателю-прототипу. Однако данная методика опробована на двигателях с большой степенью двухкон-

турности Д-36 (использовался как прототип) и Д-18Т. Возможность ее применения для двигателей другого типа, в частности, для двигателей УБС с малой степенью двухконтурности, не исследована.

Используемые в выражениях (3) для коррекции поля доводки коэффициенты новизны и технической сложности существенно влияют на положение поля доводки нового двигателя. Однако методика их определения в работе [1] не приведена.

Поэтому необходимо рассмотреть возможность и особенности использования предложенной ранее концепции доводки для двигателей УБС с малой степенью двухконтурности и предложить соответствующую методику формирования поля доводки нового двигателя по известному полю доводки двигателя-прототипа.

### Управление доводкой двигателей для УБС

Одной из важнейших проблем, которую необходимо решить при создании двигателя для УБС, является проблема доводки базового двигателя и его модификаций. Известно, что период доводки является наиболее продолжительным периодом проектирования двигателя. Поэтому сокращение его продолжительности, основанное на рациональном управлении доводкой с использованием накопленного опыта, полученного на двигателях-прототипах, является одним из ключевых моментов. Как показано в разд. 1, одним из основных вопросов, которые необходимо решить для управления процессом доводки, является определение достаточного объема испытаний для обеспечения необходимого ресурса. Это позволяет вовремя перейти к этапу эксплуатации и существенно сократить затраты времени и средств на доводку.

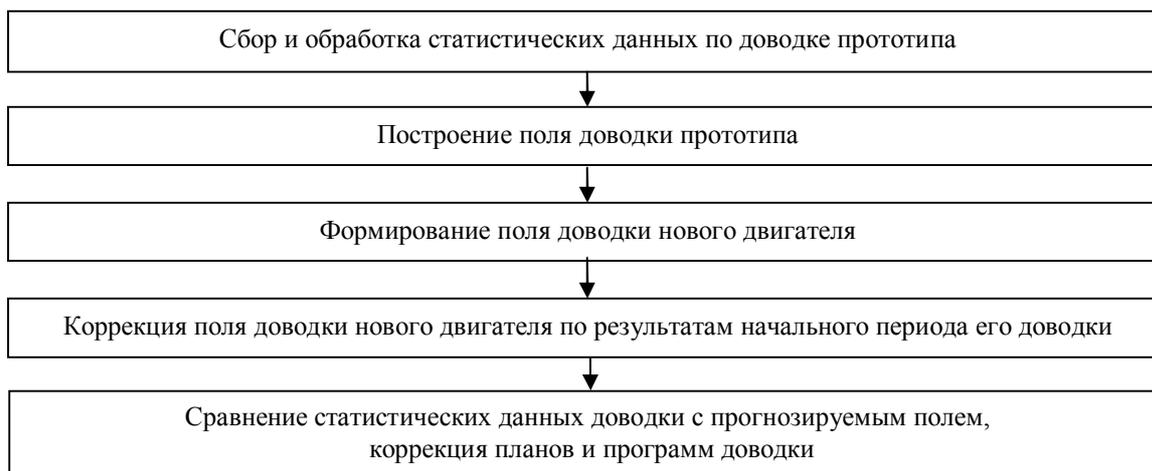


Рис. 2. Структурная схема процесса доводки

Известный подход к решению этого вопроса, предложенный Генеральным конструктором Ф.М. Муравченко, основан на использовании поля доводки. Им установлена возможность применения этого подхода к двигателям с большой степенью двухконтурности.

В данном разделе исследована возможность распространения данного метода на авиационные ГТД с малой степенью двухконтурности ( $m \approx 1$ ).

### Проверка возможности распространения концепции доводки на двигатели с малой степенью двухконтурности

Рассмотрим доводку двигателей АИ-222-25 на основании результатов ресурсных испытаний и доводки двигателя-прототипа АИ-25ТЛ и поставим в качестве основной задачу применения этого метода для доводки турбореактивного двухконтурного двигателя АИ-222К-25Ф с форсажной камерой и регулируемым реактивным соплом на основании результатов ресурсных испытаний и доводки двигателя-прототипа АИ-222-25.

Двигатели АИ-222-25 и АИ-222К-25Ф в сравнении с двигателем-прототипом АИ-25ТЛ имеют близкие по конструкции узлы:

- корпуса опор турбины и выхлопного устройства;
- наружный корпус камеры сгорания;
- разделительный корпус;
- коробку приводов двигателя;
- узлы крепления двигателя;
- внешние коммуникации.

Двигатели АИ-25ТЛ, АИ-222-25 и АИ-222К-25Ф имеют аналогичное назначение, подобную конструктивно-силовую схему, одинаковое количество

каскадов, близкую степень двухконтурности. Однако они существенно отличаются от двигателей Д-36 и Д-18Т по количеству каскадов (два вместо трех) и степени двухконтурности (1,18 вместо 5,7...6,0). Эти отличия не дают возможности непосредственного распространения указанной методики [1] доводки, разработанной для двигателей с большой степенью двухконтурности, на исследуемые двигатели с малой степенью двухконтурности. Для этого требуются дополнительные исследования, которым посвящена данная работа.

Как видно из рис. 3, наблюдается преемственность основных зависимостей для АИ-222-25 и его прототипа АИ-25ТЛ.

Отличия в углах  $\alpha, \beta$  у полей доводки АИ-222-25 и АИ-25ТЛ связаны с различными углами наклона графиков выявленных и устраненных дефектов для упомянутых двигателей.

Проведенная доводка на двигателе АИ-25ТЛ позволила выявить и устранить дефекты, характерные для этого семейства двигателей. В связи с этим, количество выявленных дефектов при доводке двигателя АИ-222-25 уменьшилось.

Свидетельством этому является увеличение угла  $\alpha$  и уменьшение угла  $\beta$ . Поля доводки повторяют основные закономерности, указанные в [1].

### Ресурсные испытания и доводка двигателя АИ-222К-25Ф

Таким образом, на примере двигателей АИ-25ТЛ и АИ-222-25 показано, что концепция управления доводкой [1] может быть распространена на двигатели с малой степенью двухконтурности (использование поля доводки двигателя-прототипа).

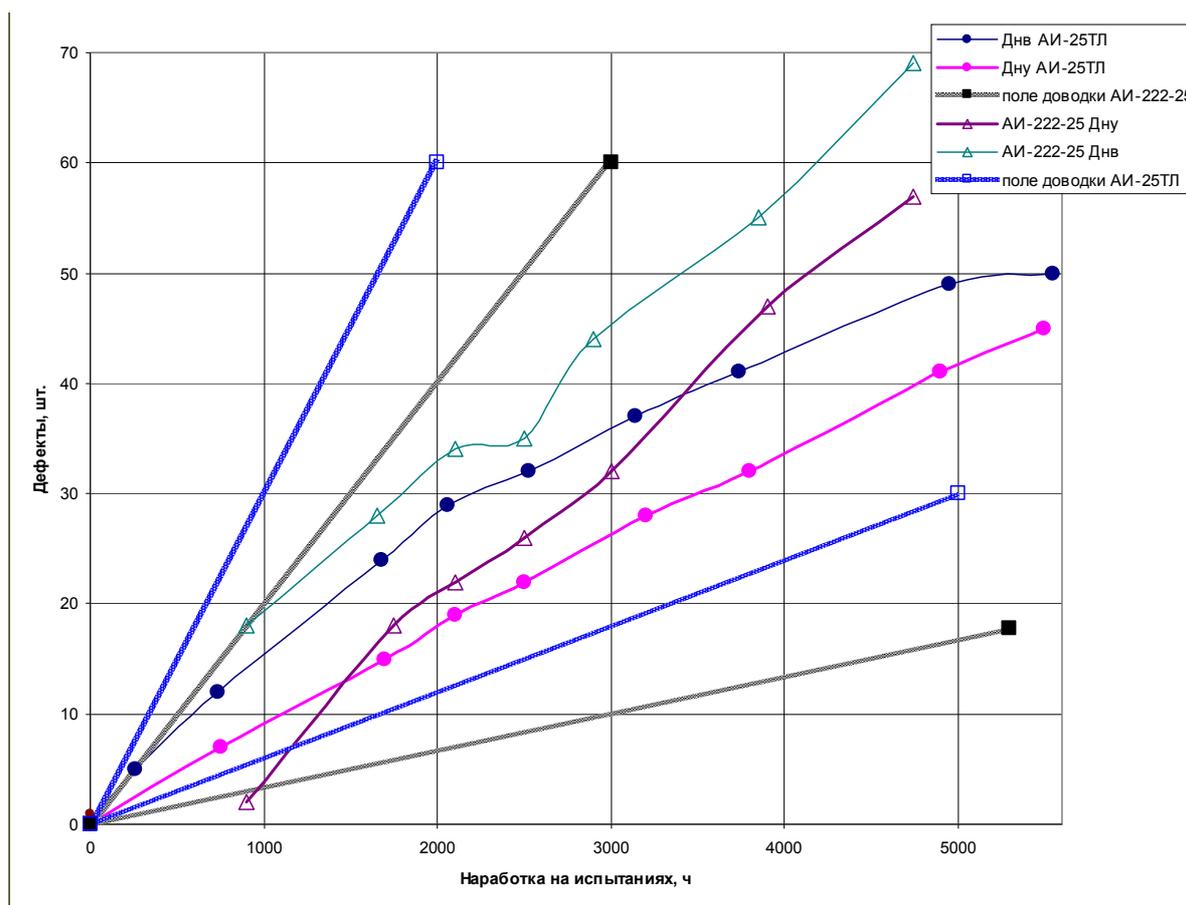


Рис. 3. Поле доводки для двигателей AI-25TL и AI-222-25

Это даёт основание для применения данной концепции к новой модификации двигателя с форсажной камерой сгорания AI-222К-25Ф.

При разработке AI-222К-25Ф в качестве прототипа естественно принять двигатель AI-222-25.

Для осуществления прогноза доводки нового двигателя – AI-222К-25Ф до заданного ресурса необходимо знать, закономерности и поле доводки прототипа (AI-222-25).

Двигатель AI-222К-25Ф отличается от двигателя AI-222-25 наличием:

- форсажной камеры сгорания;
- регулируемого реактивного сопла;
- системы автоматического управления и контроля работы двигателя.

Коэффициент относительной конструктивной сложности доводки  $K_n$  можно представить как произведение двух подкоэффициентов.

Первый связан с внедрением системы управления двигателем нового поколения – соотношение количества дефектов, связанных с системой управления, к общему числу выявленных дефектов.

Второй характеризует влияние на ожидаемое количество дефектов нового узла – форсажной камеры.

Подкоэффициент, характеризующий влияние форсажной камеры, имеет большую величину. Это

связано с новизной разрабатываемого узла для разработчика двигателя.

Ранее на разрабатываемых двигателях не использовалась форсажная камера и регулируемое реактивное сопло.

Полученные значения коэффициентов обеспечили возможность формирования поля доводки нового двигателя – AI-222К-25Ф – и его использования для управления доводкой.

Двигатели AI-222К-25 и AI-222К-25Ф характеризуются идентичными газогенераторами и практически одинаковыми параметрами (табл. 1 и 2). Это позволяет не проводить вторую фазу доводки двигателя AI-222К-25Ф.

Характеристики некоторых основных параметров рассматриваемых двигателей с малой степенью двухконтурности приведены в табл. 1.

Все двигатели принадлежат к одному типу двигателей – ДТРД с близкими степенями двухконтурности и параметрами двигателей (табл. 1).

Как видно из табл.1 двигатели AI-25TL и AI-222-25 (AI-222К-25Ф) близки по большинству основных параметров. Увеличение тяги для AI-222-25 (AI-222К-25Ф) повлекло увеличение суммарной степени сжатия, температуры газов, частот вращения ТНД и ТВД.

Таблица 1

Параметры двигателей

Двигатель	Степень двухконтурности, $\pi$	Тяга $R$ , кгс	Суммарная степень сжатия, $\pi_{\Sigma}$	Температура газа $T_{Г^*max}$ , К	Частота вращения ТНД $n$ , об/мин	Частота вращения ТВД $n$ , об/мин
АИ-25ТЛ	1,98	1720	9,5	1230	11250	17800
АИ-222-25	1,19	2500	15,2	1480	14150	19300
АИ-222К-25Ф	1,19	2500(4200 <sup>1</sup> )	15,2	1490	14150	19300

Примечание: <sup>1</sup> - тяга двигателя при включении форсажной камеры

Двигатели аналогичны по своей конструкции и силовой схеме, что видно из следующего:

- два каскада – высокого и низкого давления;
- сходные силовые схемы двигателей;
- количество и типы основных деталей (см. табл. 2);
- шесть идентичных подшипников роторов.

Таблица 2

Количество и типы основных деталей

Тип основной детали	Количество основных деталей		
	АИ-25ТЛ	АИ-222-25	АИ-222К-25Ф
Валы компрессора	3	3	3
Диски компрессора	11	11	11
Валы турбины	2	2	2
Диски турбины	3	3	3
Корпус камеры сгорания	1	1	1
Узлы подвески	2	2	2

В соответствии с классификацией двигателей по конструктивным отличиям основных узлов, рассматриваемые двигатели имеют прямоточный газоздушный тракт, осевые компрессора низкого и высокого давлений, кольцевые камеры сгорания с диффузором на входе. Турбины обоих двигателей осевые.

Каскады высокого давления имеют одноступенчатые турбины. У АИ-25ТЛ три ступени КНД, а у АИ-222-25 (АИ-222К-25Ф) две ступени вентилятора. У АИ-25ТЛ 9 ступеней КВД, а у АИ-222-25 (АИ-222К-25Ф) 8 ступеней КВД. Турбина низкого давления у АИ-25ТЛ состоит из 2 ступеней, а у АИ-222-25 (АИ-222К-25Ф) одна ступень.

Перечисленные двигатели имеют одинаковую номенклатуру и количество основных деталей.

К основным деталям относятся детали двигателя, отказы которых вследствие недостаточной их долговечности могут привести к возникновению аварийной или катастрофической ситуации для летательного аппарата [3].

Как правило, к основным деталям относятся детали роторов компрессора и турбины, валы роторов двигателя, корпуса, работающие под давлением, трубопроводы масляной и топливной систем, элементы подвески двигателя и другие детали, работо-

способность которых, в основном, определяется истощением малоциклового долговечности.

Ниже приведена табл.2 содержащая перечень основных деталей для двигателей АИ-222-25 (АИ-222К-25Ф) и АИ-25ТЛ, демонстрирующая аналогичность и преемственность конструкции двигателей

Как видно из приведенного выше, количество и типы основных деталей для двигателей АИ-222К-25Ф, АИ-222-25, АИ-25ТЛ, силовые и конструктивные схемы всех трёх двигателей практически одинаковы, близки и их параметры, степени двухконтурности. Это позволило воспользоваться опытом доводки двигателя-прототипа (АИ-25ТЛ) для сокращения материальных и временных затрат вновь созданных двигателей АИ-222-25 и АИ-222К-25Ф. При этом для двигателя АИ-222К-25Ф вторая фаза доводки двигателя практически не понадобилась.

Для установления ресурса двигателя АИ-222К-25Ф использовались испытания двигателей АИ-222-25, АИ-222К-25 и АИ-222К-25Ф. Большое количество двигателей, участвующих в проведении испытаний, связано с необходимостью сокращения периода испытаний по требованию заказчика двигателя и одновременной доработкой различных вновь разрабатываемых систем, в частности форсажной камеры, регулируемого реактивного сопла и системы автоматического управления и контроля работы двигателя.

Одновременно с продолжением стендовых испытаний с 2010 г. начались испытания двигателей в КНР на борту самолета L-15.

Таким образом, за счёт увеличения количества двигателей обеспечено значительное сокращение потребного календарного времени для испытаний.

Аналогично двигателю-прототипу (АИ-222-25) для двигателя АИ-222К-25Ф темп выявления дефектов по наработке был самым высоким за первые 45% (до 150 часов) стендовой наработки (у прототипа – за первую треть суммарной стендовой наработки), когда было выявлено более 50% всех дефектов.

Резкие приросты количества выявленных дефектов при наработке 36 и 182 часов связаны с завершением в эти периоды очередных испытаний не-

скольких двигателей. На начальном периоде испытаний основной причиной выявленных дефектов явилось наличие форсажной камеры. График зависимости между ресурсом и выявленными дефектами представлен на рис. 4. На рис. 5 и 6 приведены графики, показывающие зависимость количества выявленных дефектов от стендовой наработки по годам доводки двигателя АИ-222К-25Ф.

Точки на рис. 3 представляют тот ресурс, который продлевался в опытной эксплуатации двигателей, установленных на самолетах L-15. На рис. 4 значительно меньше точек, чем на рис. 5, 6, 7. Это связано с тем, что ресурс назначался двигателю после накопления соответствующего объема испытаний, а не по количеству выявленных дефектов, их устранению и количеству съёмов. Упомянутые выше изменения выявленных дефектов после проведения 36 и 182 часов испытаний также отслеживаются на рис. 5 и 6. Более ярко выраженная неравномер-

ность распределения количества выявленных дефектов в зависимости от стендовой наработки и по годам испытаний связана с большей интенсивностью и краткосрочностью испытаний.

Большее количество точек выявления дефектов на рис. 7 по сравнению с рис. 4, 5, 6 связано с тем, что во многих случаях дефекты (особенно системы управления и форсажной камеры) выявлялись без переборки и останова двигателей. Как видно из приведенных рисунков, время доводки двигателя АИ-222К-25Ф по сравнению с прототипом АИ-25ТЛ существенно уменьшено. Это произошло благодаря более качественно проведенному проектированию, за счёт развития расчётно-аналитических методов и накопления опыта разработки двигателей, большой степени унификации с базовым двигателем АИ-222-25, а также в значительной мере – за счет использования разработанной концепции управления доводкой.

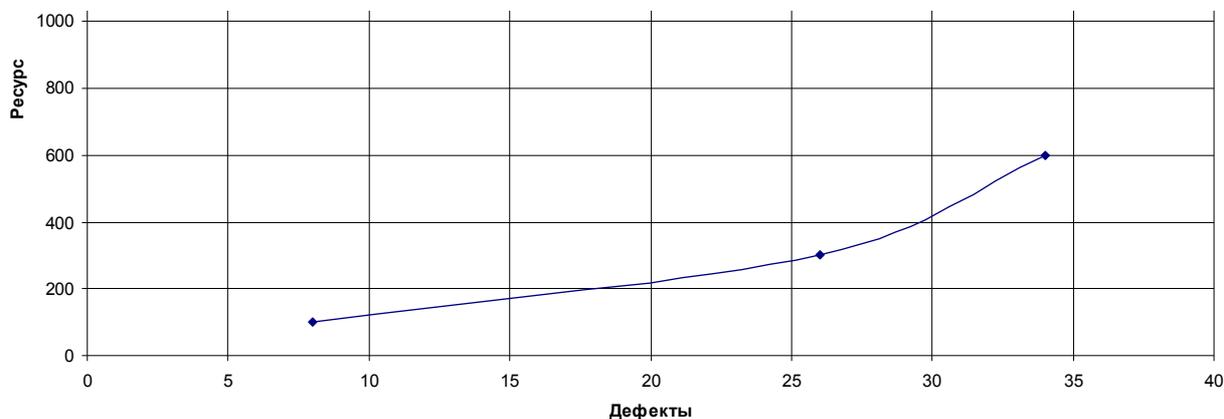


Рис. 4. Зависимость между ресурсом и выявленными дефектами для первой фазы доводки двигателя АИ-222К-25Ф

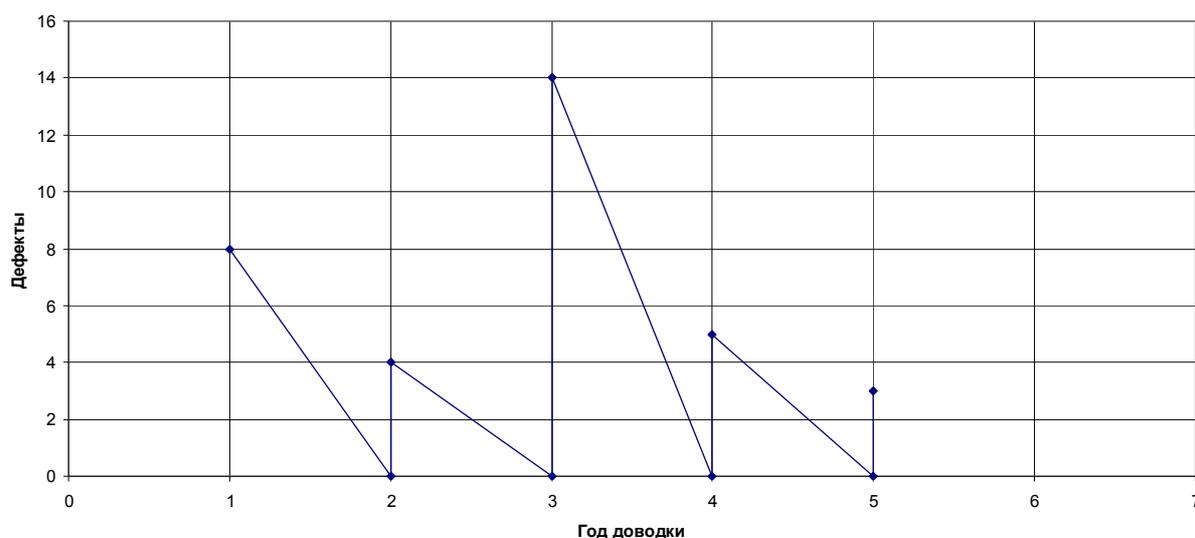


Рис. 5. Зависимость количества выявленных дефектов от стендовой наработки по годам доводки двигателя АИ-222К-25Ф

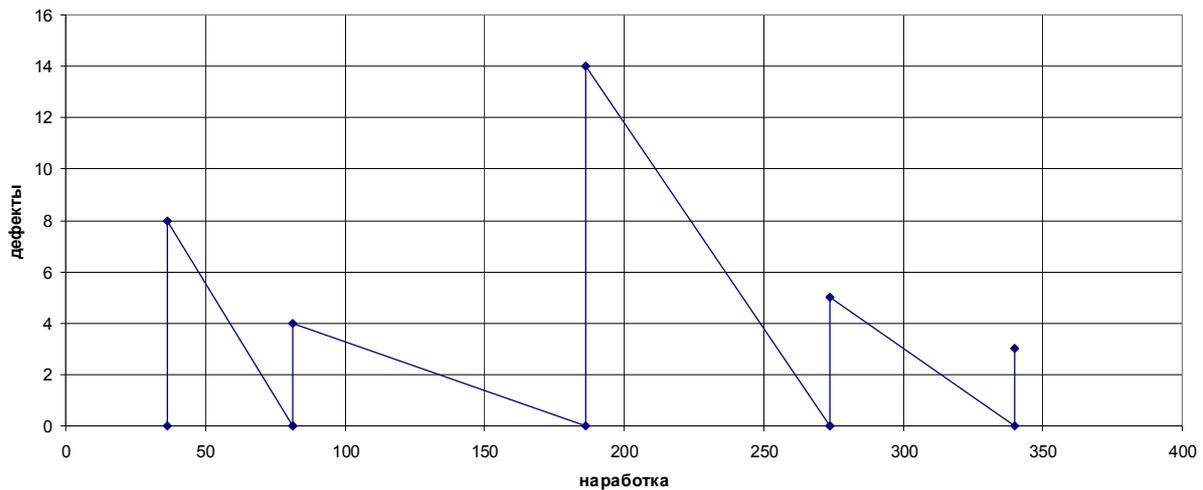


Рис. 6. Зависимость количества выявленных дефектов от стендовой наработки двигателя АИ-222К-25Ф

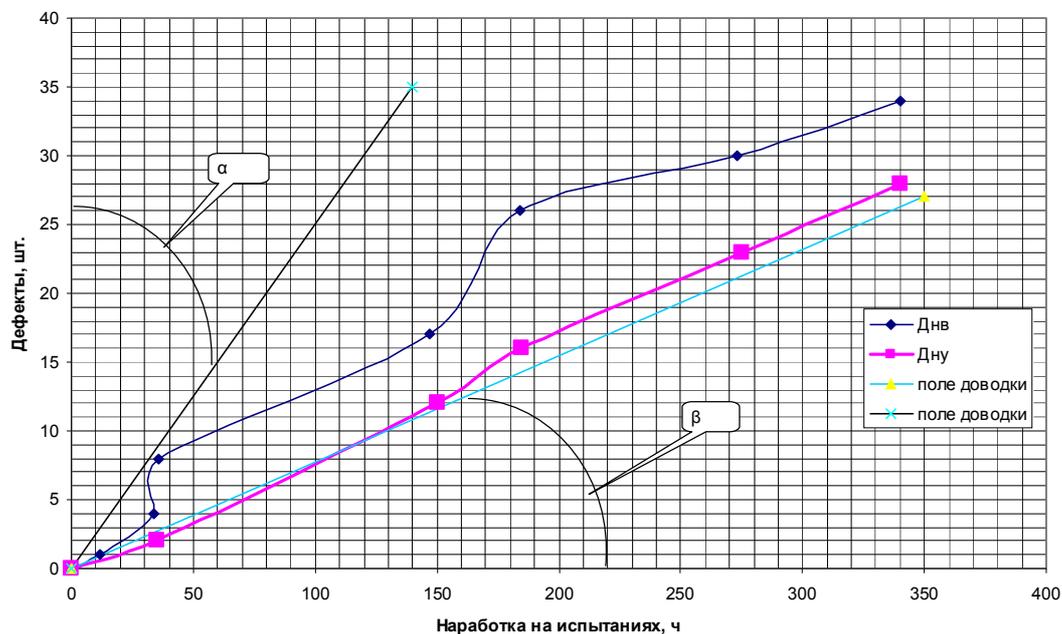


Рис. 7. Поле первой фазы доводки для двигателя АИ-222К-25Ф  $\alpha, \beta$  - углы ограничивающие поле доводки

Исходя из сказанного для коэффициента относительной конструктивной сложности доводки  $K_n$ , корректировку поля доводки на начальном этапе первой фазы следует произвести в направлении уменьшения угла  $\alpha$  и увеличения угла  $\beta$ . Это означает некоторый рост темпа выявления дефектов на начальном этапе первой фазы доводки. В дальнейшем поле доводки должно оставаться в рамках поля доводки двигателя АИ-222-25, поскольку газогенераторы у двигателя АИ-222-25 (прототипа) и АИ-222К-25Ф – одинаковые (см. таблицы 1 и 2).

Таким образом, обеспечена устойчивая тенденция сокращения потребного времени для испытаний по сравнению с ранее рассмотренными двигателями АИ-25ТЛ и АИ-222-25. Следует отметить, что для двигателя АИ-222К-25Ф осуществлена только первая фаза доводки, включающая специальные проверки и испытания по узлам форсажной камеры и

реактивного сопла, а также системы управления.

Вторая фаза доводки для двигателя АИ-222К-25Ф, в виду идентичности газогенераторов двигателей АИ-222К-25Ф и АИ-222-25 может не проводиться. При этом используются результаты второй фазы доводки двигателя АИ-222-25. Это связано (как показано ранее) с общей конструкцией газогенераторов двигателей АИ-222К-25Ф и АИ-222-25, идентичностью основных параметров этих двигателей.

Если исключить из общего количества выявленных дефектов АИ-222К-25Ф дефекты, связанные со следующими причинами:

- наличием форсажной камеры (11 дефектов);
- снижением технологической дисциплины в производстве комплектующих и узлов самого двигателя (основная причина установленная в ходе проведения работ по устранению выявленных дефектов) (3 дефекта);

- наличием системы управления двигателем нового поколения (9 дефектов),

то можно отметить уменьшение общего количества выявленных дефектов (11 против 39 для АИ-222-25), следовательно, об увеличении эффективности доводки и разработки двигателя в целом.

В связи с тем, что испытания двигателей АИ-222К-25Ф и АИ-222-25 проходили параллельно, дефекты, выявленные на одинаковом для двигателей газогенераторе, также выявлялись параллельно, что подтверждает общность второй фазы доводки

### Определение границ поля доводки АГТД

Анализируя приведенные в [1] и настоящей статье поля доводки второй фазы для двигателей Д-36, АИ-25ТЛ, АИ-222-25, можно построить следующий график (рисунок 8).

Результаты расчётно-экспериментальных работ, приведенные на графике, суммируют опыт доводки в широком диапазоне номенклатуры авиационных ГТД и параметров двигателей (в том числе и по степени двухконтурности).

График (рисунок 8) показывает, что минимальные углы -  $\alpha$  для двигателя Д-36 и угол  $\beta$  для АИ-222-25 с учетом 5% допуска могут быть приняты как границы поля доводки двухконтурных АГТД.

При попадании графика выявленных дефектов в область ограниченную углом  $\alpha$  необходимо остановить проведение испытаний для внесения изменений в конструкцию двигателя, так как подобный темп выявления дефектов не позволяет говорить о

работоспособной конструкции двигателя. При попадании графика устраненных дефектов в область ограниченную углом  $\beta$  нет необходимости в продолжении испытаний, так как прирост дефектов за единицу времени становится пренебрежимо малым. Тогда можно рассматривать возможность эксплуатации двигателей по техническому состоянию (при выполнении всех других условий перехода двигателей на эксплуатацию по техническому состоянию). То есть в результате анализа доводки двигателей Д-36, АИ-25ТЛ, АИ-222-25 установлены границы поля доводки двухконтурных АГТД.

### Заключение

Предложенная в [1] концепция решения инженерно-конструкторской задачи доводки на базе исследования двигателя с большой степени двухконтурности (Д-36, Д-18Т) может быть распространена и на двигатели меньшей размерности и степени двухконтурности – например, АИ-222К-25Ф.

По сравнению с двигателями большой степени двухконтурности доводка двигателя АИ-222К-25Ф показала меньшее количество выявленных дефектов и меньший период доводки. Это связано с накоплением опыта разработки двигателей и развитием аналитических методов анализа конструкции, в частности совершенствование компьютерного моделирования температурного и напряженно-деформированного состояний деталей и узлов, широко использовавшегося при проектировании АИ-222К-25Ф (снижение числа выявленных дефектов основных деталей по сравнению с АИ-222-25).

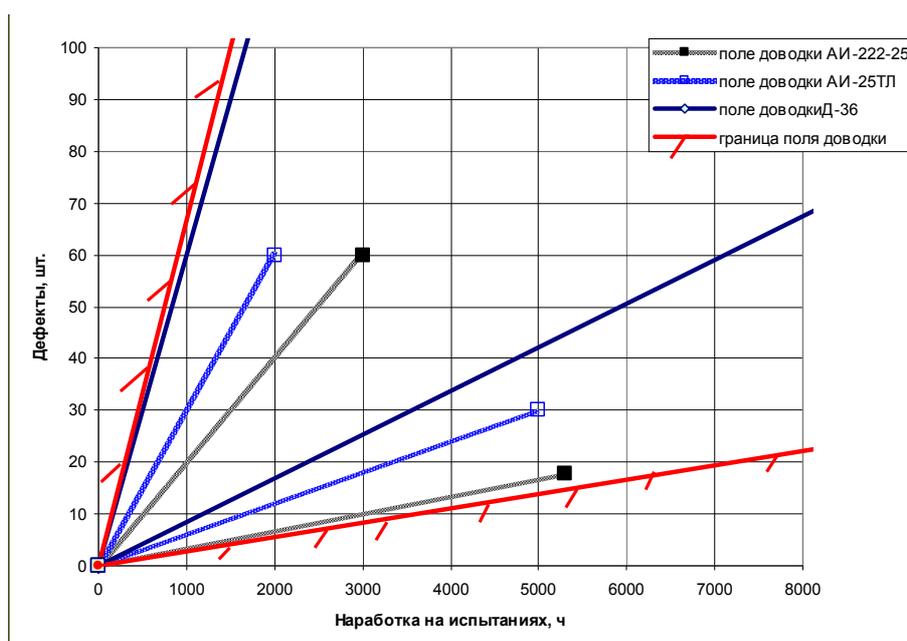


Рис. 8. Поле доводки для двигателей Д-36, АИ-25ТЛ, АИ-222-25

Показана преемственность основных зависимостей поля доводки двигателя АИ-222-25 и его прототипа АИ-25ТЛ.

Как видно из изложенного, последовательная разработка и доводка двигателей АИ-222-25 и АИ-222К-25Ф демонстрирует рост эффективности доводки и общую оптимизацию процесса проектирования и внедрения новых моделей турбореактивных двухконтурных двигателей малой степени двухконтурности.

Так, например, в результате проведенного анализа выполненной доводки двигателей-прототипов АИ-25ТЛ и АИ-222-25 вторая фаза доводки двигателя АИ-222К-25Ф может не проводиться. Это позволило значительно уменьшить материальные затраты и сократить сроки создания двигателя АИ-222К-25Ф.

В результате анализа доводки двигателей Д-36, АИ-25ТЛ, АИ-222-25 установлены границы поля доводки двухконтурных АГТД.

*Поступила в редакцию 29.05.2013, рассмотрена на редколлегии 14.06.2013*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

## Литература

1. Муравченко, Ф.М. Концепции создания и доводки семейства высокоэффективных ТРДД с большой степенью двухконтурности: дис. в форме научного доклада на соискание ученой степени докт. техн. наук: 05.07.05 / Федор Михайлович Муравченко, ХАИ – Х., 1991. – 56 с.

2. Кравченко, И.Ф. Метод решения инженерно-конструкторской задачи доводки авиационных двигателей малой степени двухконтурности [Текст] / И.Ф. Кравченко, А.В. Яковенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 8/95. – С. 31-38.

3. *Авиационные Правила АП-33 Нормы летной годности двигателей воздушных судов*. – М.: АР МАК, 2003 г. – 52 с.

4. Муравченко, Ф.М. Об особенностях прочностной доводки современных АГТД на заданный ресурс [Текст] / Ф.М. Муравченко, А.В. Шереметьев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 1999. – № 9. – С. 5-9.

## РОЗВИТОК МЕТОДИКИ КЕРУВАННЯ ДОВЕДЕННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ УБЛ

*І.Ф. Кравченко, О.В. Шереметьєв, А.В. Яковенко*

Наведено метод доведення авіаційних газотурбінних двигунів. В основу метода покладено статистичні дані що до випробування та математична модель доведення, яка дозволяє встановлювати зв'язок між наробком, кількістю виявлених та усунених дефектів на двигуні. Темпи виявлення та усунення дефектів (темпи доведення двигуна), кількість дефектів значним чином залежать від видів та комплекту спеціальних випробувань, від якості етапу проектування двигуна. Показано можливість пристосування методу, дозволяючого оптимізувати процес доведення для авіаційних ГТД з малою ступенню двоконтурності. Цей метод застосовано для доведення двигуна АИ-222-25 на базі результатів випробувань та доведення двигуна-прототипу АИ-25ТЛ. Визначено поле доведення для авіаційних двигунів з малою ступенню двоконтурності.

**Ключові слова:** двигун, ЕЦВ, випробування, ресурс, наробок, дефект.

## EVOLUTION METHOD MANAGEMENT TASK ON LIFE AVIATION ENGINE FOR CTF

*I.F. Kravchenko, A.V. Sheremetev, A.V. Yakovenko*

The state-of-the-art review of experimental researches on life aviation gas turbine engine small scale low bypass ratio. Inherently of method statistical data on test and mathematical model finishing, which allow be setted connection between running hours, amount revealed and debugged defect in engine. Rate revelation and debugged defect (rate finishing engine), amount defects essentially dependent from view and set special test, from quality stage engineering of engine. Demonstration capability application method, permitting optimize process on life aviation gas turbine engine small scale low bypass ratio. This method application for debugging engine АИ-222-25 on the ground result life test and debugging engine- prototype АИ-25ТЛ.

**Key words:** engine, ECT, test, life, running hours, defect.

**Кравченко Игорь Федорович** – канд. техн. наук, генеральный конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: progress@ivchenko-progress.com.

**Шереметьев Александр Викторович** – канд. техн. наук, начальник отдела прочности ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

**Яковенко Андрей Владимирович** – инженер-конструктор 2 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.