

# АВІАЦІЙНА Й КОСМІЧНА ТЕХНІКА

УДК 621.165+629.7

<sup>1</sup>Ю.П. Антищев, к.т.н., <sup>1</sup>И.Е. Аннопольская, к.т.н.  
<sup>1</sup>В.В. Паршин, <sup>2</sup>А.Н. Хусточка

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ДОВОДКИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

<sup>1</sup>Институт проблем машиностроения НАН Украины им. А.Н. Подгорного, г. Харьков,  
e-mail anna@ipmach.kharkov.ua<sup>2</sup>ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, e-mail 03527@ivchenko-progress.com

*Представлена новая версия информационно-инструментальной системы, реализованной в виде модельно-программного комплекса (МПК), обеспечивающего решение задач оптимизации и идентификации параметров и характеристик энергетических установок при их проектировании и доводке, инвариантная относительно исследуемых математических моделей и физических процессов. Рассмотрены подход, постановка и методы реализации задачи идентификации математических моделей авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) по экспериментальным данным. Приводятся результаты идентификации ММ двигателей АИ-25ТЛ, Д-436 ГП «Ивченко – Прогресс» полученные с помощью МПК.*

**Ключевые слова:** идентификация, оптимизация, математическая модель, газотурбинный двигатель, модельно-программный комплекс, интегрированная среда

### Введение

Создание авиационных двигателей нового поколения выдвинуло необходимость разработки программных комплексов, позволяющих повысить производительность опытно-конструкторских работ, перевести их на технологи более высокого уровня. При этом математическая модель двигателя и всех его структурных элементов динамически формируется с использованием системного анализа, многоуровневой и многокритериальной оптимизации его параметров и характеристик, системы поддержки принятия решений и предметных баз знаний, представляющих собой многофункциональные информационные системы, обеспечивающие решение широкого спектра задач различных иерархических уровней в единой интегрированной среде.

Существенным фактором, в этом случае, является применение методов математического моделирования и экспериментальных методов изучения сложных процессов на основе системного подхода и согласованного использования теоретических и экспериментальных средств исследования процессов и методов идентификации. Такой комплексный подход и создание соответствующих систем позволит во много раз быстрее и с использованием значительно большего объема информации, чем это доступно проектировщику в обычной практике, рассмотреть множество вариантов конструктивных схем, оценить их ожидаемые характеристики и на основе качественно новой технологии проектирования принять оптимальное (рациональное) решение.

Для успешного решения всего многообразия задач, возникающих в процессе создания и эксплуатации ГТД, необходимо иметь адекватную математическую модель двигателя. Для этого существует два пути: повышение уровня сложности ММ (структурная идентификация), т.е. более тщательное исследование и математическое описание особенностей физических процессов и взаимосвязей в объекте моделирования; идентификация ММ по экспериментальным данным.

Что касается первого – то чем совершеннее методика, тем труднее дается дальнейшее повышение точности ММ, причем оно всегда сопровождается значительным усложнением последних, а следовательно, методов и средств их реализации. Кроме того, по своей структуре ММ достаточно общие и часто в полной мере не отражают особенностей, характерных для конкретно проектируемых и создаваемых изделий, что, в конечном счете, опять-таки приводит к расхождению расчетных и действительных параметров двигателя.

Более технологичным и перспективным является второй путь – идентификации математической модели по результатам испытаний двигателя. При этом коррекция параметров ММ осуществляется их вариацией в допускаемом диапазоне и уточнение ее достигается только за счет изменения этих величин, без структурной идентификации ММ.

В процессе совершенствования методов идентификации пройден путь от интуитивно-логического метода до современных математических методов, реализовать которые позволили

высокопроизводительные ПЭВМ.

К наиболее часто используемым методам идентификации ММ ГТД можно отнести такие, как: наименьших квадратов; максимального правдоподобия; группового учета аргументов; уравнивания и др. [1]. Некоторые специфические подходы к идентификации моделей ГТД приведены в [2].

Большинство из указанных методов предусматривает линеаризацию или другое преобразование ММ в зависимости от реализуемого метода.

Учитывая вышесказанное, представляется актуальным разработка методологии и способов идентификации моделей ГТД на основе современных численных методов направленного поиска оптимальных решений, обеспечивающих реализацию задач условной оптимизации в совокупности с ММ двигателя, отражающей режимные факторы его функционирования.

**1. Постановка задачи идентификации.** Задачей идентификации по результатам измерения параметров двигателя является разработка поэлементной (модульной) термогазодинамической ММ максимально адекватной реальному объекту во всем диапазоне условий его эксплуатации.

Процесс идентификации ММ современных авиационных ГТД представляет собой весьма трудоемкую задачу в силу необходимости идентифицировать основные параметры, определяемые в ходе экспериментальных исследований (10...15 величин), зависящие от большого количества параметров, неконтролируемых в ходе эксперимента, значения которых могут варьироваться в процессе идентификации (30...40 величин). В связи с этим разработка методики идентификации, позволяющей снизить трудоемкость указанных работ, является достаточно актуальной задачей.

Решение этой задачи включает следующие этапы: выбор критериев идентификации и других характеристик качества модели с учетом специфики задачи; выбор структуры модели; определение параметров модели, оптимальных с позиции выбранных критериев.

Критериями идентификации являются основные параметры двигателя: тяга –  $R$ , мощность –  $N$ , расход топлива –  $G_T$ , расход воздуха –  $G_B$ , температура газов перед и за турбиной –  $T_G^*, T_T^*$ , частоты вращения роторов –  $n$ , давление (степень сжатия) и температура за компрессором –  $P_K^*, T_K^*$  и др.

В качестве объекта идентификации принята модульная (блочная) ММ второго уровня, в структуру которой входят следующие основные модули: входное устройство; вентилятор (винтовентилятор); компрессоры высокого (ВД), среднего (СД) и низкого (НД) давления;

камеру сгорания; турбины ВД, СД, НД; выхлопные устройства; переходные каналы и каналы наружного контура; система отборов и подводов воздуха на двигательные нужды; другие элементы, в зависимости от особенностей схемы двигателя.

Такая ММ появляется с момента «завязки» рабочего процесса двигателя и изменяется в процессе всего его жизненного цикла. Расчетная (проектировочная) модель является базовой для начального процесса идентификации.

Экспериментальными данными для идентификации могут быть: стендовые земные дроссельные характеристики двигателя; характеристики двигателя в условиях полета, определенные в термобарокамере (ТБК), на летающей лаборатории в самолете; характеристики промышленных ГТУ, определенные в различных условиях эксплуатации.

Кроме того, в процессе идентификации необходимо учитывать влияние на характеристики двигателя чисел  $Re$ ,  $M$ , а также теплоемкости рабочего тела (показателя адиабаты) и других факторов.

В качестве параметров, корректируемых в процессе идентификации (независимых переменных) выбраны коэффициенты моделирования  $K_\eta, K_n, K_\pi, K_G, K_{Re}$  характеристик

компрессоров и турбин в стандартных координатах  $\pi^*, \eta_{ad} = f[\lambda_U(n_{np}), \lambda_a(G_{np})]$ , площади сопел наружного и внутреннего контура, а также коэффициенты потерь энергии в них и др.

Идентификация ММ по результатам испытаний сводится к минимизации функций цели, которые представляют собой невязки между одноименными критериями идентификации (тяга –  $R$ , мощность –  $N$ , расход топлива –  $G_T$ , расход воздуха –  $G_B$ , температура газов перед и за турбиной –  $T_G^*, T_T^*$  и др.), полученными по ММ и по экспериментальным либо расчетно-экспериментальным высотно-скоростным характеристикам двигателя, например:

$$\delta_J = R_{\text{расч}} - R_{\text{эксп}}; \Phi(\delta_J, X) = \min \Phi(\delta_J, X).$$

При этом на критерии идентификации накладываются ограничения, определяемые

практически допустимым диапазоном их изменения.

Для варьируемых параметров также выбирается диапазон их изменения (т.н. параллелепипедные ограничения).

Следовательно, имеем многокритериальную задачу оптимизации с ограничениями на диапазон изменения критериев идентификации. Математически, она в векторной постановке формулируется так:

$$F_j = F_j(X_j) = \min F_j(X_j); F_j = \Phi(\delta_j X_j); X_j = (x_1, x_2, \dots, x_n);$$

$$D_j = X_j = a_i \leq x_i \leq b_i, i = 1, 2, \dots, n; q_i(X_i) \geq 0, i = 1, 2, \dots, m,$$

где  $F_j$  - функция цели;  $X_j$  - вектор варьируемых параметров;  $D_j$  - область поиска экстремума;  $a_i, b_i$  - границы изменения варьируемых параметров;  $q_i$  - ограничения типа неравенств;  $n, m$  - количество соответственно варьируемых параметров и ограничений.

**2. Реализация поставленной задачи.** Для реализации задачи используется, разработанный в ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, универсальный модельно-программный комплекс оптимизации и идентификации параметров и характеристик ММ энергетических установок *Optimum* [3].

Отличительной особенностью решения задач идентификации в рамках комплекса является отсутствие необходимости каких-либо преобразований математической модели объекта, т.е. расчет критериев идентификации, параметров и характеристик двигателя ведется по тем же алгоритмам, что и при проектировании. При этом обеспечивается согласование данных эксперимента с расчетными характеристиками испытываемого изделия в заданном диапазоне допустимых отклонений.

МПК обеспечивает решение задачи многокритериальной оптимизации направленным

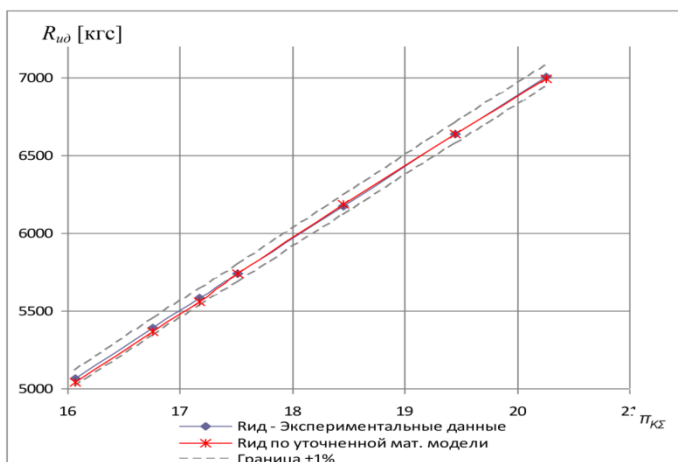


Рис. 1. Идеальная тяга

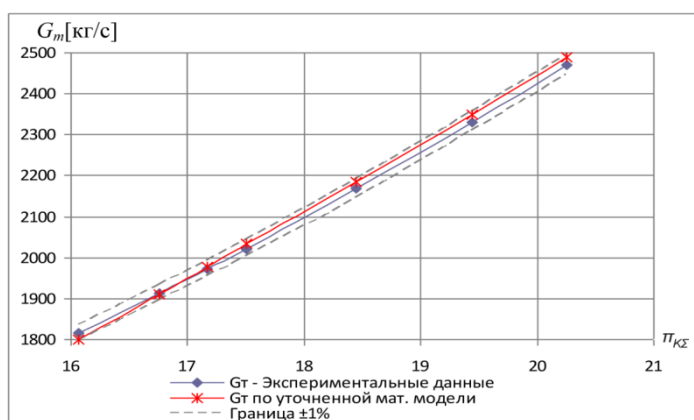


Рис. 2. Расход топлива

перебором варьируемых параметров в заданном диапазоне их изменения без свертки в аддитивный критерий, с увязкой ММ и экспериментальных данных, представленных в числовом, графическом или программном виде.

МПК обеспечивает решение задачи многокритериальной оптимизации направленным перебором варьируемых параметров в заданном диапазоне их изменения без свертки в аддитивный критерий, с увязкой ММ и экспериментальных данных, представленных в числовом, графическом или программном виде.

В качестве примера реализации разработанной методологии рассмотрим результаты идентификации ММ одной из модификаций двигателя Д-436 по экспериментальным данным [4], некоторые из них представлены на рис. 1-2.

Параметром регулирования в данном случае являлась суммарная степень сжатия компрессоров  $\pi_{кз}$ .

Следует подчеркнуть, что на первом этапе идентификация проводилась для каждой экспериментальной точки, где были определены соответствующие наборы коэффициентов моделирования, которые хранятся в архивах МПК в числовом и графическом виде. Следовательно, получен ряд адекватных ММ для конкретных точек дроссельной характеристики.

Учитывая, что основной целью идентификации является создание адекватной математической

Для этого полученные зависимости изменения каждого из коэффициентов моделирования от параметра регулирования (по всей дроссельной характеристике) аппроксимируются с помощью имеющейся в МПК программы выбора наилучшей аппроксимирующей зависимости из 36 принятых к рассмотрению уравнений, коэффициенты регрессии которых определяются методом наименьших квадратов. Все 36 уравнений аппроксимации ранжируются по величине коэффициента детерминации  $R^2$ , являющегося одним из критериев качества аппроксимации [5].

Чем выше значение  $R^2$ , тем выше качество аппроксимации экспериментальных данных для выбранной функции. Решение об окончательном выборе аппроксимирующей зависимости представляется проектировщику.

Отметим, что для каждого из режимов работы двигателя были рассмотрены несколько вариантов решения задачи идентификации из разных начальных точек. Анализ полученных результатов позволил уточнить диапазоны изменения варьируемых параметров и в итеративном процессе получить наборы корректирующих коэффициентов с плавным их распределением, позволяющим выполнить аппроксимацию аналитическими зависимостями с более высоким коэффициентом детерминации.

Выбранные по каждому из варьируемых параметров (коэффициентов моделирования) зависимости заносятся в ММ.

Ниже, в качестве примера, приведены аналитические аппроксимационные зависимости для двух из 36-ти коэффициентов моделирования и соответствующие коэффициенты детерминации. На рис. 3, 4 представлены графики изменения этих же коэффициентов полученные по результатам идентификации ММ и после аппроксимации.

$$K_{\pi} = \frac{6,83}{\pi_{K\Sigma}} \cdot \exp(0,05 \cdot \pi_{K\Sigma}); R^2 = 0,99778, K_{\eta} = \frac{1}{1,02 + 9,18 \cdot 10^{-13} \cdot \exp(\pi_{K\Sigma})}; R^2 = 0,99796$$

Для проверки адекватности скорректированной ММ был проведен расчет термогазодинамических характеристик двигателя для нескольких экспериментальных точек, при этом, коэффициенты моделирования не являлись варьируемыми параметрами,

а однозначно определялись по аппроксимационным зависимостям, введенным в модель. Полученные расчетные характеристики численно несколько отличаются от результатов идентификации, однако не выходят за границы заданного диапазона их отклонения ( $\pm 1\%$ ), что свидетельствует об адекватности разработанной модели.

Подчеркнем, что разработанная методика универсальна и может быть использована как при идентификации ММ авиационных двигателей, так и различного рода энергетических установок, ее применение для идентификации ММ авиационных ГТД по результатам экспериментальных исследований во много раз снижает трудоемкость этого процесса, а использование идентифицированных моделей позволяет повысить информативность экспериментальных исследований ГТД и способствует сокращению объема испытаний.

Очевидно, что разработанная методология идентификации является одной из составляющих системного подхода к созданию авиационных ГТД, где должна реализоваться цепочка ММ – эксперимент – идентификация – оптимизация, которая характеризуется наличием обратных связей, что приводит к необходимости ее целостного системного анализа, а следовательно и средств его обеспечивающих.

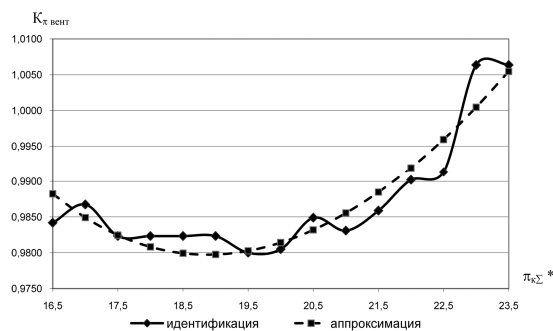


Рис. 3. Изменение коэффициента моделирования  $K_{\pi}$  вентилятора

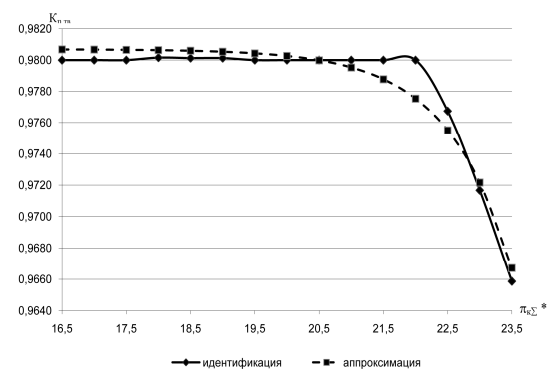


Рис. 4. Изменение коэффициента моделирования  $K_{\eta}$  турбины вентилятора

В соответствии с приведенной концепцией в ИПМаш НАН Украины совместно ГП «Ивченко-Прогресс» создается новая информационно-инструментальная система, представляющая собой сложноорганизованную интегрированную среду для оптимального проектирования и доводки авиационных ГТД, доминирующей составляющей которой является новая версия подсистемы (МПК) *Optimum*, обеспечивающая решение задач оптимизации и идентификации их параметров и характеристик.

В ее структуру входят: математические модели (проблемные задачи), отражающие физические процессы, происходящие в проектируемом объекте, методы расчета и идентификации их характеристик, параметров и критериев идентификации; экспериментальные данные, представленные в программном, числовом (табличном) или графическом виде; диалоговая система оптимизации; архив проектных решений; программно-информационный интерфейс, обеспечивающий связь между компонентами системы.

К разрабатываемой интегрированной среде (программному комплексу) были сформулированы следующие основные технические требования:

- комплекс должен быть модульным и развивающимся; обеспечивать возможность введения новых модулей, модернизацию имеющихся, изменения набора входных и выходных данных, развития системы поддержки принятия решений, дополнения и изменения ее алгоритма; с обработкой необходимой технологии использования, наполнения и развития базы знаний;
- обеспечение возможности использования имеющихся программных продуктов (предметных модулей) с минимальными доработками;
- программный комплекс должен быть многоуровневым с возможностью перехода от более простых расчетов к более сложным в автоматизированном и диалоговом режимах; должно быть обеспечено прерывание расчетов на любом уровне с выводом результатов (в текстовом, графическом или табличном виде);
- на всех уровнях следует предусмотреть многокритериальную оптимизацию рассчитываемых параметров с возможностью визуального контроля получаемых результатов;
- комплекс должен обеспечивать решение задач идентификации параметров и характеристик математической модели двигателя и его элементов по экспериментальным данным, представленным в программном, табличном или графическом виде;
- программное обеспечение должно быть технологичным в эксплуатации и доступным в обращении инженеру без специальной подготовки программиста.

Здесь математические методы, модели и вычислительная техника должны выступать как средства систематизации процесса создания и доводки ГТД на общей методологической, информационной и технической основе.

Всем приведенным выше требованиям отвечает МПК *Optimum*. Он реализован в среде разработки Delphi и оформлен в виде модульного, многооконного интерфейсного приложения, разработанного под системы Windows XP. Для нормальной его работы необходимы следующие системные ресурсы: процессор Intel или AMD с частотой 1,5 ГГц и выше, 512 Mb оперативной памяти; - 500 Mb свободного дискового пространства.

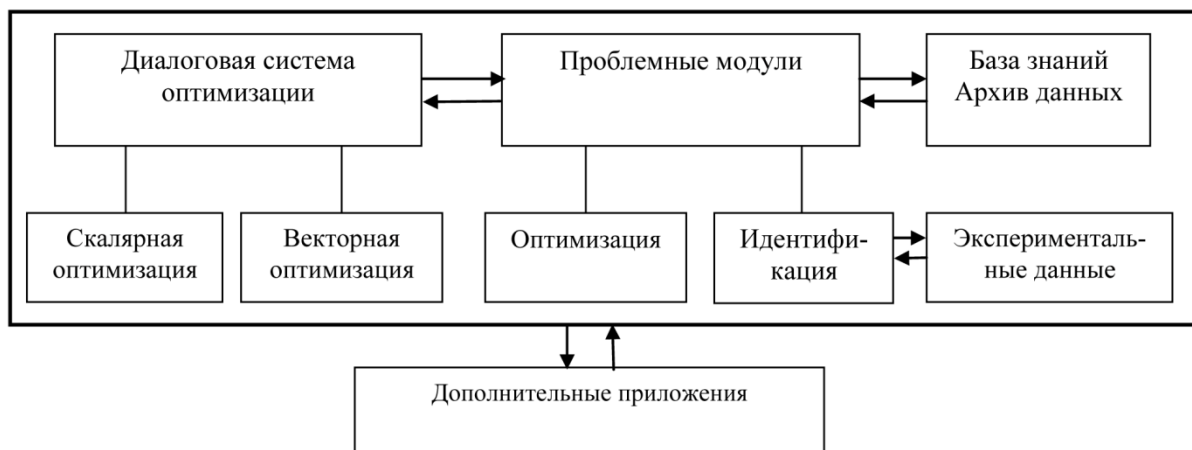


Рис. 5. Структура Optimum.

Модульность *Optimum* обеспечивает рациональное использование системных ресурсов, высокую производительность и возможность расширения новыми приложениями без внесения существенных изменений. Структура среды приведена на рисунке 5.

При разработке этого программного комплекса, в соответствии с изложенными выше требованиями, особое внимание уделялось его универсальности, т.е. возможности оперативной адаптации к решению различных задач оптимизации и идентификации. Для этого методы оптимизации, проблемные задачи и «дополнительные приложения» выполнены в виде динамически компокуемых библиотек (*dynamic link libraries*) и файлов данных, которые подключаются к среде по мере необходимости. При этом методы оптимизации и проблемные задачи связаны не только с базовой программой среды, но и непосредственно между собой, что значительно увеличивает скорость решения поставленной задачи.

Метод подключения проблемных задач как динамически компокуемых библиотек позволяет достаточно просто адаптировать математические модели, написанные на различных языках программирования, к *Optimum*. Это же относится и к привлечению других методов поиска оптимальных решений.

Создан стандартный интерфейс для всего комплекса предметных модулей с их единой организацией, а также простым способом формирования входов – выходов подпрограмм и выделения из их числа оптимизируемых и идентифицируемых параметров, состав которых может широко изменяться при исследованиях.

*Optimum* имеет также оконный интерфейс, который обеспечивает пользователю простоту и удобство доступа к ее функциям. При этом вновь вызываемые функции выполняются в новых окнах, что позволяет осуществлять различные операции одновременно и отслеживать работу программы. В процессе работы в интегрированной среде предусмотрена возможность экспортировать и импортировать исходные данные и (или) результаты расчетов в *MS Excel*, либо в текстовый файл.

Необходимо отметить, что *Optimum* имеет встроенный обработчик исключительных ситуаций, позволяющий обходить ряд ошибок, возникающих при работе проблемных задач без вмешательства пользователя. Например, при вводе данных происходит постоянный контроль на наличие логических ошибок, а в случае их обнаружения пользователю предлагаются варианты их исправления.

Диалоговая подсистема оптимизации, являющаяся фрагментом *Optimum*, используемые в ней численные методы поиска оптимальных решений, а также ее функциональные возможности при реализации задач оптимизации и идентификации параметров и характеристик энергетических установок достаточно подробно изложены в [3,5]. Отличительной особенностью новой версии подсистемы является: расширение векторов варьируемых параметров и ограничений на расчетные характеристики с 40 элементов до 512, наличие метода решения задач многокритериальной идентификации без свертки в аддитивный критерий [4], дополнительных приложений.

Несколько подробнее рассмотрим «дополнительные приложения», представляющие мощный инструмент, расширяющий возможности системы. Эти подпрограммы оформлены так же как динамически компокуемые библиотеки.

«Дополнительные приложения» включают в себя:

- Подпрограмму просмотра текстовых файлов;
- Файлы экспериментальных данных;
- Подпрограмму для загрузки экспериментальных данных, представленных в числовом и (или) графическом виде;
- Подсистему построения графиков, которая представляет собой специально разработанную функцию на основе параболических интерполяционных сплайнов, позволяющую проектировщику оценивать результаты, полученные в процессе оптимизации и идентификации параметров и характеристик создаваемого объекта;
- Подпрограмму обмена исходной и полученной информации с базой знаний и архивами данных;
- Подпрограмму выбора наилучшей аппроксимирующей зависимости.

### **Заключение**

Разработана новая версия подсистемы (МПК) *Optimum*, обеспечивающая решение задач оптимизации и идентификации параметров и характеристик авиационных и промышленных ГТД.

МПК *Optimum* внедрен на Государственном предприятии Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко и используется в реальном проектировании авиационных ГТД.

С помощью *Optimum* совместно с ГП «Ивченко-Прогресс» выполнены исследования: по оптимизации параметрических и дроссельных характеристик создаваемых перспективных двигателей с целью достижения его максимальной тяги при минимальном весе и расходе топлива; по идентификации математических моделей (ММ) ГТД АИ-25ТЛ и Д-436 по экспериментальным данным.

По результатам идентификации была разработана ММ двигателя АИ-25ТЛ [6], описывающая его характеристики во всем диапазоне режимов работы и условий эксплуатации самолета. Проведенные по ней численные исследования показали возможность увеличения ресурса без превышения максимально-допустимых значений температуры газов и частот вращения роторов.

Последующие стендовые и летные испытания полностью подтвердили расчетные характеристики двигателя, а, следовательно, и адекватность полученной ММ. В условиях высоты  $H=0$  м и  $M_p=0$  тяга увеличена на 7,5%; при  $H=0$  м;  $M_p=0,6$ ;  $t_n=+30^\circ\text{C}$  тяга увеличена на 13,6%.

На основании проведенных расчетов выполнено обоснование продления жизненного цикла серийного двигателя АИ-25ТЛ, получившего наименование АИ-25ТЛШ, для модернизированного самолета L-39 ВС Украины [7]. Применение двигателя АИ-25ТЛШ позволило улучшить маневренные и взлетные характеристики самолета, повысить безопасность маневров и полетов у естественных преград, повысить эффективность обучения летного состава. Самолёт L-39М1 с двигателем АИ-25ТЛШ прошел Государственные испытания и принят на вооружение ВС Украины.

Для двигателя Д-436-148 была разработана идентифицированная адекватная ММ [4] по результатам испытаний в барокамере Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ). В настоящее время эта модель корректируется с учетом проведенных стендовых и летных испытаний в диапазоне высот  $H = 0 \div 11600$  м и  $M_p = 0 \div 0,77$ .

Разрабатываемая ММ должна обеспечить отклонение расчетных характеристик – критериев идентификации (расход топлива, импульс тяги, давление за компрессорами высокого, низкого и среднего давления, расход воздуха, температура газов перед турбиной, частоты вращения роторов и др.) от экспериментальных данных в диапазоне  $\pm (0,5 - 1)\%$ .

Таким образом, универсальность и эффективность созданной подсистемы *Optimum*, подтверждена решением реальных задач по созданию и доводке авиационных ГТД. На ее основе в настоящее время создается сложноорганизованная интегрированная среда, содержащая одновременно как фактографическую, так и семантическую информацию, отражающую предметную область объекта проектирования, являющаяся современным инструментальным средством инженера-конструктора авиационных ГТД.

### Список литературных источников

1. Ахмедзянов А.М. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам / А.М.Ахмедзянов, Н.Г.Дубровский, А.П.Тунаков. – М.: Машиностроение, 1983. – 206с.
2. Епифанов С.В. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В.Епифанов, Б.И.Кузнецов, И.Н.Богаенко и др. – К.: Техніка, 1998. – 312с.
3. Антипцев Ю.П. Модельно-программный комплекс для решения задач оптимизации и идентификации параметров создаваемых энергетических установок / Ю.П. Антипцев, И.Е. Аннопольская, В.В. Паршин и др. // Пробл. машиностроения. 2004. –7, № 4. – С. 11 – 14.
4. Аннопольская И.Е. Создание уточненной математической модели двигателя Д-436/ И.Е. Аннопольская, В.В. Паршин, В.В. Григорьев// Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2011. – 3/10 (51) С. 62-66.
5. Тарелин А. А. Основы теории и методы создания оптимальной последней ступени паровых турбин / А.А.Тарелин, Ю.П.Антипцев, И.Е.Аннопольская. – Харьков: Контраст, 2001. – 224с.
6. Аннопольская И.Е. Идентификация параметров математических моделей газотурбинных двигателей по результатам испытаний на этапах проектирования и доводки / И.Е. Аннопольская, Ю.П. Антипцев, В.В. Паршин и др. // Пробл. машиностроения. 2004.–7, № 3. – С. 3 – 8.
7. Денисюк В.М. Обґрунтування та результати модернізації двигуна АІ-25ТЛ для літака Л-39У ВПС України / В.М. Денисюк, О.М. Хусточка // Зб. наук. пр.– К.: НЦ ВПС ЗС України, 2003.– Вип. 6.– С. 278-283.