

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ МНОГОРЕЖИМНЫХ САМОЛЕТОВ

*Д.т.н. А.Б.Агульник¹, к.т.н. И.В.Кравченко¹, к.т.н. А.А.Яковлев¹,
к.т.н. М.Ю.Вовк², д.т.н. Лещенко И.А.², к.т.н. Ю.В.Зиненков³, А.А.Горбунов¹,
А.А.Новоселова¹, А.П.Склярова¹,*

¹ФГБОУ МАИ, г.Москва, филиал ПАО «ОДК-УМПО» ОКБ им. А.Люльки,
г.Москва, ³ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина»,
г.Воронеж

Создание перспективного авиационного двигателя для многорежимного самолета требует проведения большого объема вычислительных работ, связанных с решением оптимизационных задач по выбору его схемы и параметров. При этом значительное влияние оказывают условия компоновки двигателя на самолете, геометрия входного и соплового устройств. Для решения этой задачи необходимо создание программно-математического инструментария, позволяющего:

- проводить термодинамические расчеты различных схем двигателей на всех режимах работы при различных программах управления;
- использовать различные способы задания характеристик элементов двигателя, прежде всего – компрессоров (заданные характеристики, рассчитанные по обобщенным полуэмпирическим моделям, рассчитанные по сложным 3D моделям и т.д.);
- осуществлять расчеты не только характеристик двигателя по внутренним параметрам, но и эффективных характеристик силовой установки при согласовании с характеристиками входного и соплового устройств, определяемых различными способами (заданные характеристики, рассчитанные по обобщенным полуэмпирическим моделям, рассчитанные по сложным 3D моделям и т.д.);
- интегрировать рассчитанные характеристики силовой установки с программой расчета летно-технических характеристик самолета.

Авторами проведен анализ существующих программных средств, итогом которого стало решение о использовании программного комплекса ThermoGTE [1], решающего задачи термодинамического расчета параметров и характеристик двигателя и программного комплекса «Самолет-Двигатель» [2]. Расчет характеристик компрессора может осуществляться как по обобщенной модели Р.М.Федорова [3], так и с применением 3-х мерных решений в программном комплексе Numesa [4]. Характеристики воздухозаборных устройств также могут рассчитываться либо по обобщенным полуэмпирическим моделям [5], либо по 3-х мерным расчетам в среде ANSYS[6]. Архитектура создаваемого интегрального программно-

математического комплекса должна быть открытой для возможных модификаций и замен отдельных его элементов.

При создании данного программно-математического комплекса авторами решались задачи:

- сравнительный анализ различных вариантов двигателей на базе изделия 117С в системе самолета с заданной геометрией входного устройства;
- анализ параметров и характеристик перспективного трехконтурного двигателя.

Авторами также разрабатывались учебно-методические основы организации в МАИ учебного класса, оснащенного созданным программно-математическим комплексом для внедрения в процесс подготовки кадров авиадвигательной отрасли. Поскольку процесс подготовки специалиста в ВУЗе по данной специальности занимает срок более 6 лет, то в процесс обучения необходимо внедрять технологии разработки двигателей не 5-го поколения, а предполагаемых технологий 6-го поколения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шмотин Ю.Н., Кикоть Н.В., Кретинин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С. Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолета с независимо управляемым третьим контуром // Насосы. Турбины Системы. 2016. №2, с.40-48.

2. Луковников А.В. Технология формирования оптимального предварительного облика силовых установок летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА серия «Эксплуатация воздушного транспорта». 2008. №134, с.16-24

3. Федоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров: монография / Воронеж: изд.-полиграф. центр «Научная книга», 2015. – 220с.

4. Маракуева О.В., Ворошнин Д.В. Использование CFD методов при решении задач гидроаэродинамики лопаточных машин / Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференция молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении», ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», 26 – 28 мая 2015г., Москва., с.97–99

5. Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов / ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. 2002г. – 177с.

6. Минин О.П., Юрлова Н.Ю., Лещенко И.А. Методика проектирования входного устройства силовой установки интегральной компоновки дозвукового летательного аппарата с применением методов многокритериальной оптимизации // Насосы. Турбины Системы. 2017. №1, с.85-92.