ТЕХНОЛОГИЯ ТРЕХМЕРНОЙ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ВНЕШНИХ ОБВОДОВ МОТОГОНДОЛЫ АВИАЦИОННОГО ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ FLYPOINT PARAMETRICA И LS-TECH FRAMEWORK

Е.Д. Быковская, Л.С. Лаврищева, **Н.Н. Староверов**, И.И. Трубицын
ООО «ЛС-Технологии», г. Санкт-Петербург, info@ls-technologies.ru

Сегодня в авиастроении применяют трехмерную аэродинамическую оптимизацию компоновки летательных аппаратов и элементов планера. Важнейшим при оптимизации таких сложных криволинейных поверхностей, как крыло самолета, мотогондола, хвостовое оперение и фюзеляж является параметризация этих объектов. При этом создание цифровой параметрической модели самолета сопряжено с большими трудностями. Системы автоматизированного проектирования (САПР) не позволяют создавать единую криволинейную поверхность сложного объекта с возможностью управлять его формой в режиме реального времени варьированием его параметров в широких диапазонах. Кроме того, задачу усложняет наличие большого числа параметров в исходном математическом описании модели.

Отсутствие возможности эффективной параметризации элементов планера в САПР и многолетние исследования проблем параметризации обусловили создание технологии трехмерной параметрической оптимизации, базирующейся на полностью российских программных продуктах — Flypoint Parametrica и LS-TECH Framework.

В настоящей работе рассматривается применение технологии трехмерной параметрической оптимизации на примере мотогондолы турбореактивного двухконтурного двигателя административного самолета. В качестве прототипа самолета выбрана геометрия Gulfstream G600, а в качестве двигателя – модель Pratt & Whitney Canada PW815GA.

На первом этапе была построена параметрическая 3D-модель мотогондолы в программном комплексе Flypoint Parametrica. Модель представляет собой совокупность NURBS-поверхностей с гладкой стыковкой, построенных по четырем взаимно перпендикулярным осевым сечениям мотогондолы.

Параметризация модели в Flypoint Parametrica с помощью хотточек и числовых значений в параметрической секции позволяет управлять геометрией воздухозаборника и сопла в режиме реаль-

ного времени, изменяя габариты мотогондолы; размеры, форму и угол наклона носика обечайки воздухозаборника; кривизну переходных участков от носика к миделю и к горлу воздухозаборника; размеры, форму и положение горла коллекторного участка воздухозаборника; диаметр сопла наружного контура и параметры, определяющие его угол поднутрения (рис. 1). Геометрия центрального тела двигателя, а также геометрия остальных элементов компоновки самолета в данной работе не параметризируются.

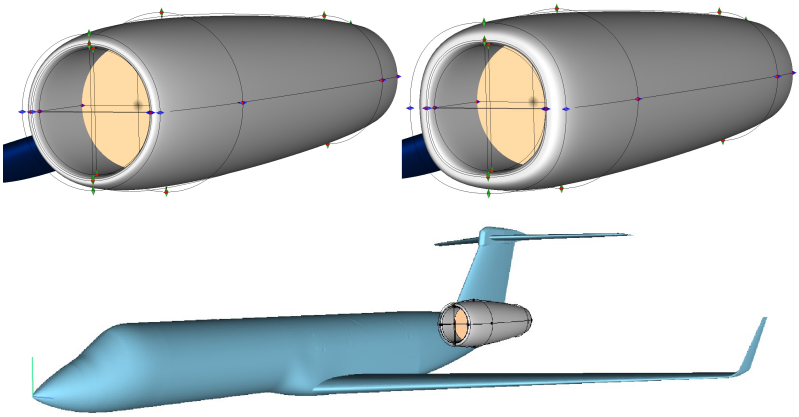

Рис. 1: Изменение параметрической модели мотогондолы двигателя в Flypoint Parametrica

Далее с целью определения аэродинамических характеристик самолета на крейсерском режиме полета было проведено численное моделирование течения газа в одном из коммерческих пакетов вычислительной гидроаэродинамики. Задача решалась в стационарной постановке с использованием уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых моделью турбулентности k-ω SST Ментера.

На границах расчетной области задавалось условие свободного потока с фиксацией давления и температуры в соответствии с условиями Международной стандартной атмосферы, а также число Маха для условий крейсерского режима полета. На диске вентилятора задавался фиксированный массовый расход воздуха, а перед соплом смешения – полное давление и температура струи отдельно в горячей и холодной части. Плотность среды рассчитывалась по модели идеального газа, вязкость — по закону Сазерленда со стандартными параметрами для воздуха.

Для оптимизационных исследований была построена неструктурированная полиэдральная расчетная сетка размерностью 1,3 млн. ячеек (№1). Безразмерный параметр $y+$ принимал значения в диапазоне от 30 до 300. Сеточная сходимость проверялась на различных моделях размерностью до 17 млн. ячеек (в т.ч. с распределением $y+$ в диапазоне от 0 до 1) и была подтверждена по интегральным параметрам оптимизации уже на сетке №1.

В рамках работы решались две оптимизационных задачи в два этапа: первый — оптимизация эффективности воздухозаборника путем повышения равномерности поля скоростей на входе в двигатель, второй — минимизация потерь эффективной тяги двигателя путем оптимизации геометрии сопла. При оптимизации ВЗ были ограничены параметры геометрии сопла, а при оптимизации сопла — параметры, отвечающие за форму воздухозаборника.

Оптимизация осуществлялась градиентным методом по метамодели, построенной на этапе анализа чувствительности. Анализ чувствительности, выполненный в широком диапазоне изменения параметров, позволил существенно редуцировать размерность оптимизационных задач, исключив параметры с влиянием на интегральные характеристики менее 1–2%. В качестве управляемых параметров при оптимизации воздухозаборника использовались характеристики, отвечающие за диаметр миделевого сечения, осевое положение горла и форму носика воздухозаборника, а на этапе оптимизации сопла — за диаметр сопла наружного контура и угол поднутрения.

Технология оптимизации и расчетная цепочка строится на трех ключевых компонентах. Сначала выполняется построение параметрической 3D-модели мотогондолы в Flypoint Parametrica. Полученная модель импортируется в расчетный пакет, где в автоматическом режиме происходит стыковка с фюзеляжем и другими элементами компоновки и проводится расчет обтекания модели. Затем производится перенос найденных аэродинамических характеристик в оптимизатор, который осуществляет поиск экстремума целевой функции. После завершения расчетной оптимизационной цепочки новые значения параметров снова передаются в Flypoint Parametrica, где геометрия перестраивается в режиме реального времени, и, таким образом, оптимизационный цикл замыкается. А управляет всем процессом оптимизации программная платформа LS TECH Framework, предназначенная для организации и автоматизированной настройки расчетных оптимизационных процессов. Благодаря LS TECH Framework все процедуры оптимизации, включая работу с параметрической геометрией, построение расчетной

сетки, настройку решателя и предварительный анализ результатов полностью автоматизированы и не требуют от специалистов экспертных знаний в оптимизации для настройки процесса.

Таким образом за 300 итераций анализа чувствительности и 2 дополнительных запуска решателя при проверке результатов оптимизации стало возможным найти оптимальные конфигурации мотогондолы двигателя.

На рис. 2 показано наложение исходной и оптимизированной формы воздухозаборника.

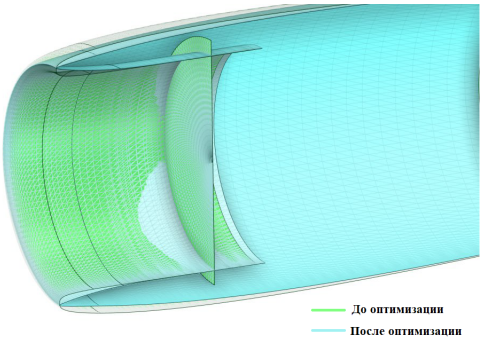

Рис. 2: Сравнение исходной геометрической модели воздухозаборника с оптимальной

В результате оптимизации воздухозаборника значение среднеквадратического отклонения скорости на диске вентилятора снизилось на 7,7%, а коэффициент потерь эффективной тяги двигателя при оптимизации сопла снизился на 5,7%.

Литература

1. Лаврищева Л.С. Численное моделирование объектов морской техники и разработка технологии оптимизации формы гребного винта: дис. канд. физ.-мат.наук: 01.02.05 — СПБ, 2018 — 246 с.
2. Официальный сайт компании ООО «ЛС-Технологии» [Электронный ресурс]. URL: `https://ls-technologies.ru/`.
3. Савельев А.А. Расчетные исследования обтекания мотогондол гражданских самолетов с учетом ламинарно-турбулентного перехода и методика автоматизированного проектирования их формы: дис. канд. техн.наук: 05.07.01 — Жуковский, 2019 — 118 с.