АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛА ПОДВЕСКИ ДВИГАТЕЛЯ ПОД КРЫЛОМ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА С УЧЁТОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПЛАНЕРА И РЕАКТИВНОЙ СТРУИ

Д. И. Дугин, Е. С. Матяш, **А. А. Савельев**
Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, andrey.savelyev@tsagi.ru

В сфере авиационного двигателестроения прослеживается тенденция к использованию двигателей с высокой степенью двухконтурности, что способствует повышению энергоэффективности и экологичности силовой установки. Однако увеличение степени двухконтурности двигателя ведёт к увеличению его диаметра, что вызывает две проблемы, способные свести на нет преимущества такого двигателя: повышение внешнего сопротивления двигателя и возникновение отрицательной аэродинамической интерференции с планером самолёта. В качестве решения первой проблемы рассматривается создание компактных мотогондол и ламинаризация обтекания двигателя [1]. Решение второй проблемы требует моделирования полной конфигурации летательного аппарата, включая фюзеляж, крыло, пилон и работающий двигатель [2], что подразумевает проведение сложных и ресурсозатратных расчётов.

В настоящей работе проводится исследование аэродинамических особенностей интеграции двигателя с высокой степенью двухконтурности в облик магистрального самолёта. Рассматривается перспективный магистральный самолёт с овальным несущим фюзеляжем, средним расположением крыла и подкрыльевой компоновкой силовой установки. Аэродинамическое проектирование узла подвески двигателя выполняется на основе расчётов течения методом RANS. Для расчётов используется программа ZEUS, входящая в пакет прикладных программ EWT–ЦАГИ [3].

Показано, что реактивная струя оказывает значительное влияние на распределение давления на поверхности крыла и фюзеляжа, а ошибка в определении подъёмной силы и сопротивления компоновки без учёта струи (мотогондола с протоком) неприемлемо велика — около 5 %. Поэтому учёт влияния реактивной струи является необходимым элементом методики определения интегральных аэродинамических характеристик летательных аппаратов с ТРДД с раздельным истечением потоков.

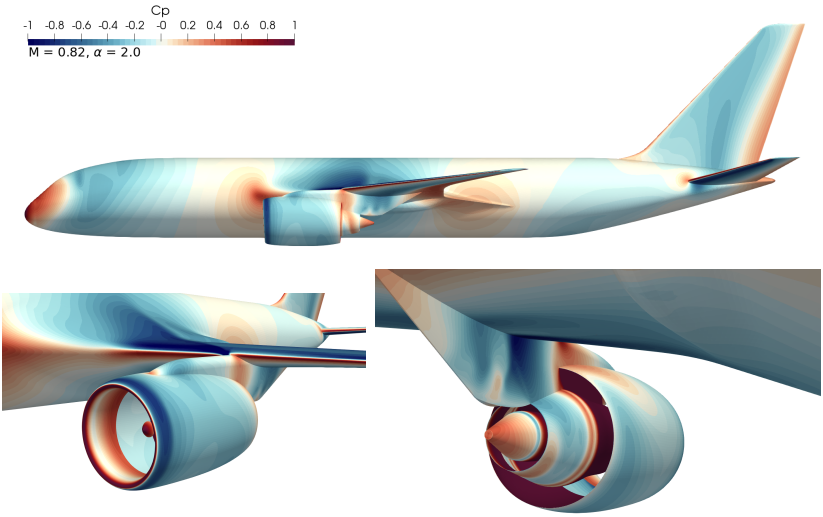

Рис. 1: Коэффициент давления на поверхности самолёта

Литература

1. Матяш Е.С., Савельев А.А., Трошин А.И., Устинов М.В. Учёт влияния сжимаемости газа в γ-модели ламинарно-турбулентного перехода // Журнал вычислительной математики и математической физики. — 2019. — Т. 59, № 10. — С. 1779–1791.
2. Зленко Н.А., Матяш С.В., Михайлов С.В., Савельев А.А. Эмпирико-математические модели в задаче оптимального аэродинамического проекти-рования узла подвески мотогондолы под крылом самолёта // Учёные записки ЦАГИ. — 2018. — Т. XLIX, № 2. — С. 62–77.
3. Босняков С.М. Концепция программного продукта EWT–ЦАГИ и основные этапы её развития // Труды ЦАГИ. – 2007. — № 2671. — С. 3–19.