

УДК 621

## МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТРДД ДЛЯ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Красильников С.А., Авдеев С. В.

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одной из важных задач при проектировании ГТД является оптимизация его параметров рабочего цикла по удельному расходу топлива и массе, поскольку они напрямую влияют на стоимость жизненного цикла двигателя, а также на стоимость авиаперевозок во время его эксплуатации (для гражданских воздушных судов). Цель данной работы состоит в проектировании и оптимизации ТРДД с тягой 20 кН, для которого в качестве прототипа был выбран двигатель TFE731-50R, имеющий массу 642,5 кг и удельный расход топлива 37,78 кг/кНч.

Проектирование ГТД является продолжительным процессом и от проектирования двигателя до его опытного производства проходит около 10 лет. Поэтому при проектировании ГТД в данном исследовании был произведен поиск параметров двигателя с прицелом на 2027 год. Методом статистического анализа были определены предполагаемые значения температуры газа перед турбиной и степени повышения давления. Данные значения были использованы в качестве ограничений при поиске оптимальных значений массы двигателя и удельного расхода топлива, для вычисления которых использовалась САЕ-система «АСТРА».

В качестве оптимизируемых переменных приняты следующие параметры рабочего процесса: степень двухконтурности, температура газа перед турбиной и суммарная степень повышения давления.

Для оптимизации параметров рабочего процесса двигателя было построено поле относительных отклонений от значений прототипа (рисунок 1). Граница полученного поля отклонений, с учетом накладываемых ограничений (температура газа перед турбиной, степень двухконтурности и др.), является линией оптимальных значений проектируемого двигателя. На осях графика показано уменьшение относительных величин  $C_{уд}$  и  $M_{дв}$  проектируемого двигателя, относительно прототипа.

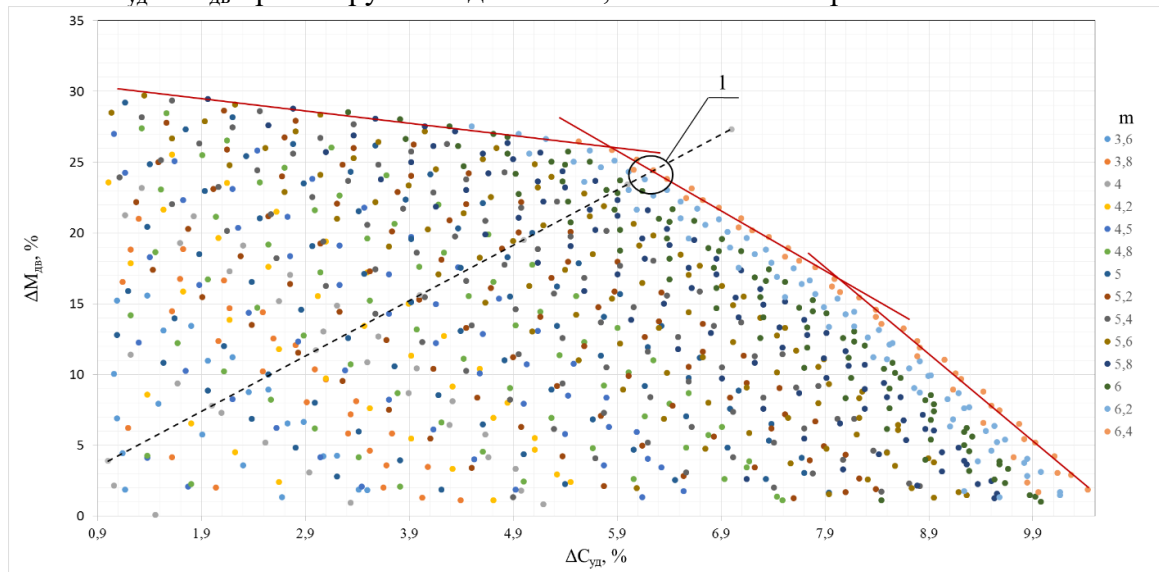


Рис. 1. Зависимость  $\Delta C_{уд}$  от  $\Delta M_{дв}$

Соответственно в точке начала координат находится двигатель с параметрами прототипа. Для построения графика проводилась табуляция степени повышения

давления, температуры газа перед турбиной и степени двухконтурности. Каждая точка с улучшенными значениями массы и удельного расхода топлива наносилась на график. Затем для полученного облака точек была построена граница оптимальных значений, и произведен поиск оптимальных параметров двигателя.

Для определения оптимального варианта двигателя проводилось исследование на максимум целевой функции, которое зависит от  $\Delta C_{уд}$  и  $\Delta M_{дв}$ .

Был построен график, позволяющий определить такой набор параметров двигателя, обеспечивающих оптимальное соотношение между массой и удельным расходом топлива (рисунок 2). На графике треугольником обозначен максимум целевой функции равный произведению  $\Delta M_{дв}$  и  $\Delta C_{уд}$ . Этому максимуму соответствует угол в 1,32 рад (76 град.) По данному углу на рисунке 1 из начала координат была проведена линия, пересечение которой с границей поля отклонений (точка 1) позволило определить наиболее оптимальные параметры двигателя.

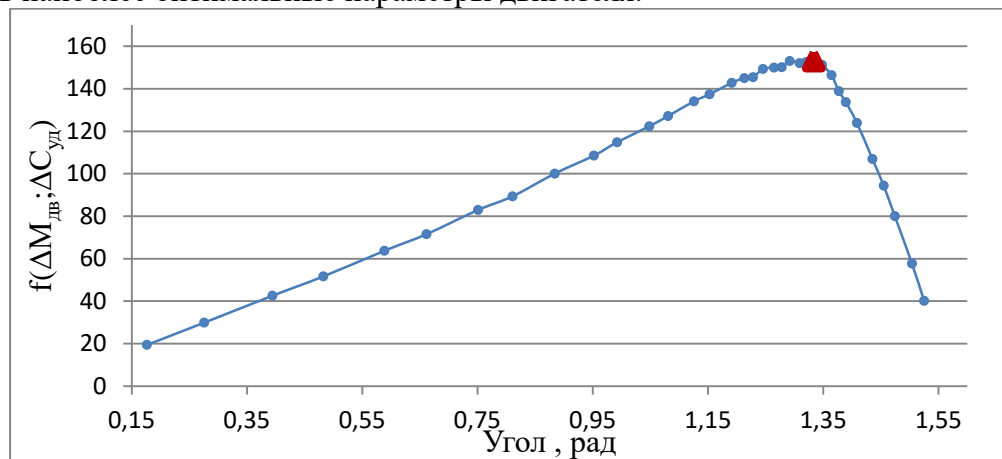


Рис. 2. Целевая функция для нахождения оптимума

Оптимальное значение  $M_{дв}$  составило 561 кг,  $C_{уд}$  – 35,76, что соответствует уменьшению массы на 12,7 % и удельного расхода топлива на 5,4 % относительно прототипа.

Таким образом, в данной работе было произведено исследование многокритериальной оптимизации ГТД и получены оптимальные параметры рабочего процесса проектируемого двигателя с тягой 20 кН.

В дальнейшем, предполагается произвести исследование оптимизации двигателя в составе самолета.

#### Библиографический список:

1 Маслов В. Г. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД [Текст]/ В. Г. Маслов, В. С. Кузьмичев, В. А. Григорьев. - Куйбышев: КуАИ, 1984. - 176 с.