

УДК 621

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ CFM56-2

Шишков В. А., Филинов Е. П.

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

Разработка нового двигателя требует большого количества ресурсов и времени, при этом, делать множество модификаций одного и того же двигателя выходит намного эффективнее с экономической точки зрения. В современном мире число модификаций может превышать 10 и более, например: PW4000, V2500 и т. д. С помощью относительно простой модификации конкретных узлов двигателя (компрессор, турбина, вентилятор, камера сгорания) можно существенно улучшить исходные параметры рабочего процесса существующего двигателя, что очень удобно при необходимости оснащения самолета новой модификацией: саблевидные лопатки для вентилятора, что повышает их КПД, увеличенное количество ступеней компрессора для увеличения степени повышения давления, новый материал для камеры сгорания с целью повышения T_r^* , теплозащитные покрытия пера лопаток турбин для снижения их рабочей температуры. Все эти модификации повышают эффективность двигателя и затраты на разработку нового двигателя значительно сокращаются.

В данной работе мы рассмотрим двигатель CFM56-2, у которого в серии было свыше пяти крупных модификаций, каждая из которых ставилась на разные самолеты. Целью данного исследования является улучшения характеристик двигателя, путем повышения суммарной степени повышения давления в компрессоре и температуры газа в камере сгорания, выяснение возможных пределов эксплуатационных параметров с целью уменьшения удельного расхода топлива и повышения экономичности.

В ходе исследования была проведена оптимизация параметров рабочего процесса по критерию удельного расхода топлива $S_{уд}$, для этого оптимизировались следующие параметры: температуры газа в камере сгорания T_r^* и суммарной степени повышения давления в компрессоре π_Σ^* , при изначальных: $T_r^* = 1536 \text{ K}$, $\pi_\Sigma^* = 19,8$, $S_{уд} = 75,28 \frac{\text{кг}}{\text{кН}\cdot\text{ч}}$. Был выбран интервал изменения этих параметров: $T_r^* = 1536 \dots 1800 \text{ K}$ и $\pi_\Sigma^* = 19,8 \dots 59$ (результаты оптимизации представлены на рисунке 1).

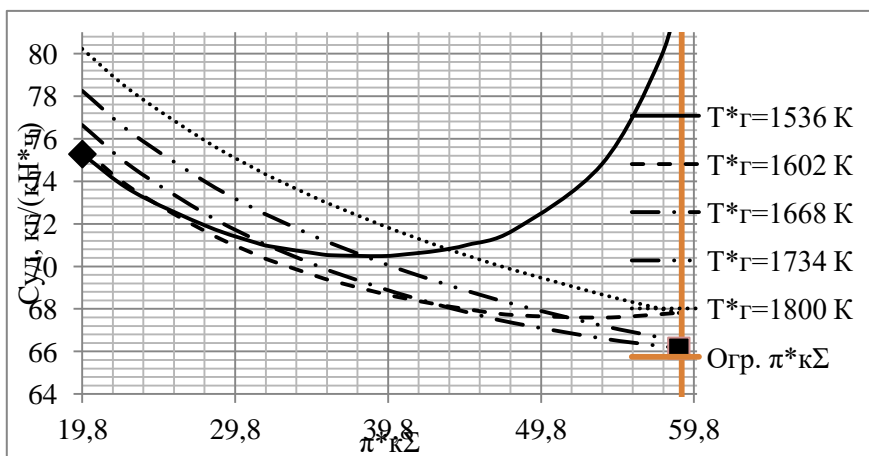


Рис. 1. Изменение удельного расхода с повышением суммарной степени повышения давления π_Σ^* при различных температурах в камере сгорания T_r^* . ♦ - исходная точка; ■ - оптимальная точка

Подводя итоги было выяснено, что при повышении температуры в камере сгорания до $T_r^* = 1668 \text{ K}$ и повышения суммарной степени повышения давления в компрессоре до $\pi_\Sigma^* = 58,8$, удельный расход топлива среди рассчитанных величин минимален и равен $C_{уд} = 66,16 \frac{\text{кг}}{\text{кН*ч}}$. Данные параметры можно достичь путём увеличения ступеней в компрессоре высокого давления и компрессоре низкого давления, и увеличения температуры газа в камере сгорания. Из этого следует вывод: с помощью небольших изменений в конструкции двигателя, мы уменьшили удельный расход топлива и на длительном перелете это поможет сэкономить 1600 литров топлива. Подобным видом модернизации можно совершенствовать устаревшие советские двигатели и значительно сокращать временные затраты на проектирование новых турбореактивных двухконтурных двигателей.