

РАЗРАБОТКА ВЕНТИЛЯТОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД

Ворошнин Д.В.¹, Михеев М.Г.²

¹«Инженерный центр численных исследований», г. Санкт-Петербург

²ОАО «Кузнецов», г. Самара

AERODYNAMIC FAN DESIGN FOR FUTURE TURBOFAN ENGINE

Voroshnin D.V., Miheev M.G. Full aerodynamic fan design cycle has considered. It has been started from 1D developing at first, going through CFD optimization procedure at second and included map calculation at final.

В данной работе представлены результаты аэродинамического исследования одноступенчатого вентилятора ($\pi_e^* \approx 1,45 \div 1,5$, $\eta_e \approx 0,91 \div 0,92$) для перспективного ТРДД пятого поколения.

Проект выполнен средствами современного программного обеспечения. На первом этапе в рамках квазиодномерной задачи определена геометрия вентилятора в трех сечениях. Отмечены трудности в реализации вентилятора с заданными параметрами в рамках существующих ограничений.

На втором этапе решалась задача оптимизации геометрических параметров вентилятора на базе CFD анализа для проектной расчетной точки, т.е. в однорежимной постановке. Геометрия при этом варьировалась

в пяти сечениях. При этом геометрия пера ротора в плоскости сечения задана многоугольными профилями (МСА). Для достижения большего уровня аэродинамического совершенства введен осевой навал в роторе. При этом оптимизационная задача имела более сорока входных переменных. В качестве основного критерия оптимизации использовался КПД вентилятора по полным параметрам. При этом заданы дополнительные ограничения на некоторые параметры (ограничения по выходным параметрам).

В ходе оптимизации удалось повысить эффективность более чем на 2%. Для оптимизированного варианта построена характеристика.

ДИАГНОСТИКА СРЫВА ГОРЕНИЯ И ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ИНФРАКРАСНОМ ДИАПАЗОНЕ

Воробьев С.В.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

DIAGNOSTIC OF BREAKDOWN OF BURNING AND HEAT CONTROL OF COMBUSTION CHAMBERS OF AIRCRAFT ENGINES IN THE INFRARED RANGE

Vorobyev S.V. The use of thermovision techniques to study the combustion processes in combustion chambers of jet engines.

Спектральная характеристика чувствительность тепловизионной системы АГА-782 от 2,0 до 5,6 мкм с частотой 25 Гц позволяет проводить исследования процессов

горения, а так же контролировать тепловое состояние поверхностей.

При испытании на стенде подогретый чистый воздух по трубопроводу через мер-