

## РАЗРАБОТКА ВЕНТИЛЯТОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД

Ворошнин Д.В.<sup>1</sup>, Михеев М.Г.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>«Инженерный центр численных исследований», г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup>ОАО «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 многодуговыми 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-

ную шайбу подается на вход исследуемой жаровой трубы или отсека камеры сгорания. Для снятия характеристик применяется турель с гребенками термопар и полного давления. С помощью горячего дросселя на выходе имитируется турбина и регулируется давление в камере. Предварительно поток продуктов сгорания охлаждается вдувом холодного воздуха в выхлопном ресивере. Наблюдение за процессом горения и визуальный контроль в месте поворота выходной трубы осуществляется с помощью тепловизора через иллюминатор, на который для охлаждения и сдува сажистых частиц подается воздух с перепадом давлений 5-7 кг/см<sup>2</sup>.

Измерения тепловизором для оценки распределения потока продуктов сгорания проводились в диапазонах излучения CO<sub>2</sub> от 4,14 до 4,36 мкм, а так же в диапазоне от 3,76 до 3,9 мкм для диагностики состояния теплонапряженных элементов камеры сгорания. Основной задачей был контроль теплового состояния во время выхода на режимы, изучение распределения излучения потока и определение срывных характеристик.

При работе камеры сгорания на бедных смесях после подмешивания холодного воз-

духа в выхлопном ресивере, температура потока падает, и интенсивность излучения, фиксируемая тепловизором, падает из-за увеличения поглощения CO<sub>2</sub>. При дальнейшем уменьшении подачи топлива, струя продуктов сгорания еще более разбавляется холодным чистым воздухом, уменьшается концентрация от CO<sub>2</sub> и поглощение излучения падает, а влияние нагретых поверхностей растет. Срыв пламени соответствует максимальному уровню излучения от нагретых частей камеры сгорания, когда поглощение CO<sub>2</sub> от продуктов сгорания отсутствует. В отличие от термопар, установленных на гребенках и на наружных поверхностях, термоизображение является более информативным горения по сечению по сравнению с данными, полученными с, что может повлиять на определение бедного срыва, когда термопары находятся не в зоне горения. В диапазоне от 3,76 до 3,9 мкм, где влияние трехатомных газов CO<sub>2</sub> и H<sub>2</sub>O минимально, тепловизионная система позволяет осуществлять контроль теплового состояния внутренних частей во время эксперимента, выявляя зоны с повышенной температурой в пределах визирования тепловизора.

УДК 629.001.036.5.621.22.01

## ПРОЕКТНЫЙ РАСЧЕТ ДВУХКОМПОНЕНТНОЙ СТРУЙНОЙ ГАЗОЖИДКОСТНОЙ ФОРСУНКИ С ВНУТРЕННИМ СМЕШЕНИЕМ

Егорычев В.С.

Самарский государственный аэрокосмический университет

### THE CALCULATION OF THE TWO-COMPONENT GAS-LIQUID JET NOZZLES WITH INTERNAL MIXING

*Egorichev V.S. Developed the method of calculation of the two-component gas-liquid jet nozzles any constructive scheme. Expressions are obtained for the determination of the coefficient of consumption of jet nozzles at all possible modes of work on the basis of real fuel components. This allows with required for the practice of fidelity to count all the required parameters of the designed emulsion jets*

Двухкомпонентные струйные газожидкостные форсунки с внутренним смешением используются в ЖРД с дожиганием генераторного газа, которые работают на несамовоспламеняющихся, чаще всего криогенных,

компонентах топлива. Схема организации рабочего процесса в камере сгорания таких двигателей „газ – жидкость”.