

Оценка эффективности предложенной конструкции производилась с помощью комплекса вычислительной гидрогазодинамики ANSYS CFX 11. Рабочим телом является газ с молярной массой воздуха, подчиняющийся уравнению состояния идеального газа. Течение газа моделируется адиабатическим, теплопроводным с переменной теплоемкостью, вязким и турбулентным. В расчетах применена двухпараметрическая модель турбулентности  $k-\epsilon$ . Все расчеты выполнены в стационарной постановке на схеме High Resolution. Расчеты производились с использованием ОН-топологии расчетных сеток, созданных с помощью сеточного генератора ICEM CFD.

При решении задачи было разработано несколько вариантов моделей компрессора: с управлением течением на последнем НА, на 2-м и 3-м НА и на всех НА. Для каждой из моделей были предложены различные конфигурации расположения отверстий в зависимости от типа управления обтеканием (вдув или выдув воздуха).

Расчёты показали, что использование данной конструкции НА с активной системой управления обтеканием позволяет повысить запасы газодинамической устойчивости данного высоконагруженного компрессора и может применяться в компрессорах перспективных двигателей.

### Библиографический список

1. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. – М.: Мир, 2000. – 688 с.
2. Терещенко, Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров – М.: Машиностроение, 1988. – 168с.
3. Саушкин, Б. П. Физико-химические методы обработки в производстве газотурбинных двигателей / Ю. С. Елисеев, В. В. Крымов, А. А. Митрофанов и др.; Под ред. Б. П. Саушкина. – М.: Дрофа, 2002. – 656 с.

УДК 621.45.037:004.94

## АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Коротыгин А. А. , Кривоногов А. Р. , Ерёмин А. А. , Шмотин Ю. Н.

ОАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск

### PERSPECTIVE CIVIL AIRCRAFT ENGINE LOW PRESSURE COMPRESSOR AERODYNAMIC DESIGN

Korotygin A.A. , Krivonogov A. R. , Eremin A. A. , Shmotin Yu. N. In this article is considered using the turbofan engines design experience at JSC "NPO "Saturn" for PD-14 low pressure compressor aerodynamic design.

На ОАО «НПО «Сатурн» при создании двигателя SaM146 для регионального самолёта Sukhoi Superjet 100 в кооперации с французской компанией Snecma (SAFRAN Group) был сформирован научно-технический задел по проектированию и производству компрессора низкого давления (КНД) с учётом европейских и международных сертификационных требований и стандартов.

Опыт создания КНД SaM-146 наряду с положительными результатами работ по соз-

данию КНД перспективного двигателя для ПАК ФА позволяет предприятию претендовать на роль лидера в отрасли по разработке компрессоров различного назначения. В настоящее время на ОАО «НПО «Сатурн» ведутся работы по созданию перспективного КНД двигателя ПД-14.

В данной работе представлено аэродинамическое проектирование КНД базового двигателя семейства ПД-14 для магистрального самолёта МС-21.

КНД ПД-14 – высокоэффективный, осевой, состоит из втулочной части вентилятора, входного направляющего аппарата и трех ступеней бустера. Для обеспечения потребных запасов газодинамической устойчивости (ГДУ) на пониженных режимах предусмотрен перепуск воздуха в количестве не более 15% за рабочим колесом последней ступени бустера.

В качестве расчетного комплекса вычислительной газодинамики при расчете аэродинамических характеристик использован ANSYS CFX 11.0. Рабочим телом является газ с молярной массой воздуха, подчиняющийся уравнению состояния идеального газа. Течение газа моделируется адиабатическим, теплопроводным с переменной теплоемкостью, вязким и турбулентным. В расчетах применена двухпараметрическая модель турбулентности k-ε. Все расчеты выполнены в стационарной постановке на схеме High Resolution. Расчеты производятся с использованием ОН-топологии расчетных сеток, минимальное количество узлов расчетной сетки для одного венца составляет не менее 340 тысяч узлов. Общая размерность сетки – 5.75 млн. узлов.

В результате выполненной работы был спроектирован КНД со следующими параметрами в расчетной точке ( $H=0$ ,  $M_{П}=0$ ,  $n_{отн.пр.}=1.0$ ):

$$\pi^*_{КНД} = 2.282;$$

$$\eta_{ад} = 0.909.$$

В процессе выполнения данной работы были проведены следующие расчетные исследования: расчет напорных характеристик вентилятора и КНД для двигателя-демонстратора и базового двигателя в земных и полётных условиях во всем эксплуатационном диапазоне частот вращения, расчет влияния постановки обтекателя пилона в наружном контуре на параметры вентилятора. В рамках работ по созданию модуля КНД двигателя ПД-14 запланированы испытания моделированного вентилятора и КНД на экспериментальной установке и полноразмерного вентилятора и КНД на двигателе-демонстраторе технологий с целью подтверждения расчетных характеристик и разработке предложений по оптимизации конструкции.

УДК 629.735.03-226.2

### **ИССЛЕДОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ТОРЦЕВ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ДЛЯ МИНИМИЗАЦИИ УТЕЧЕК В РАДИАЛЬНОМ ЗАЗОРЕ ТУРБИНЫ**

Хайруллин Д.М., Швырева А.Е.

ОАО "Авиадвигатель", г. Пермь

### **INVESTIGATION OF TURBINE ROTOR BLADE TIP SURFACE CONSTRUCTION FOR MINIMIZATION SPILLAGE RADIAL CLEARANCE**

*Hairyllin D., Shvyreva A. In the given activity the analysis of influence of a radial backlash on growth of total losses on a structure is lead. Also the analysis of a design of an end face of a blade on change of total losses has been carried out. Also the analysis of influence of issue of cooling air in a radial gap on changes of total losses has been executed.*

Наибольшее влияние на КПД турбины оказывают радиальные зазоры, которые приводят к возрастанию суммарных потерь. Потери в радиальных зазорах обусловлены взаимодействием потоков, выходящих из сопловых лопаток и перетекающих по зазору за рабочие лопатки с корыта на спинку. На рис.1 приведена зависимость роста потерь ки-

нетической энергии и уменьшение КПД турбины ПД-14 от увеличения зазора.

Для оптимизации утечек в радиальном зазоре был проведен детальный 3D-расчет лопаток по уравнениям Навье-Стокса в пакете ANSYS CFX с применением различных конструктивных особен-