

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-

ностей торца (формы, размеров, места расположения).

Моделирование с использованием уравнений Навье-Стокса позволяет получить такие важные количественные характеристики потока, как уровень потерь энергии в пространственном венце, а также идентифицировать отрывные явления в проточной части. Для проведения трехмерного анализа были смоделированы рабочие лопатки в пакете UG.

Вторая рабочая лопатка является охлаждаемой (с конвективным охлаждением) с малым расходом воздуха 1.4 % Gквд. Таким образом, возникла необходимость выпуска охлаждающего воздуха в торец лопатки. Течение выпускаемого воздуха происходит под действием осевого перепада давлений, трения о корпус, о торцы рабочих лопаток

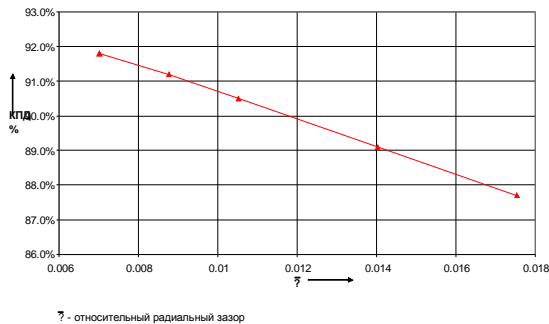


Рис. 1. Влияние увеличения радиального зазора

и об основной поток в межлопаточных каналах. При выпуске воздуха в открытый радиальный зазор изменение КПД ступени определяется в основном заполнением его воздухом, что уменьшает обычные потери от перетекания. В расчетных вариантах рассмотрены разные случаи выпуска охлаждающего воздуха. Для расчета суммарных потерь учитывалась энергия основного потока и охлаждающего воздуха.

Для оценки влияния конструкции торца рабочей лопатки на изменение потерь от перетекания в радиальном зазоре было рассмотрено 4 варианта.

Два варианта для оценки потерь в радиальном зазоре без выдувания охлаждающего воздуха в радиальный зазор (вариант 1 и 2). И два варианта с выпуском охлаждающего воздуха в радиальный зазор для оценки влияния расположения выпускного отверстия на изменение суммарных потерь.

Вариант плоского зазора (вариант 1) и вариант с полостью глубиной 0.8 мм (вариант 2). Течение через плоский зазор гораздо более интенсивное, нежели в варианте 2.

Как следствие, значительное ядро вторичных потерь и увеличение суммарных до 9.6 % по сравнению с вариантом 2 ($\xi = 6.26\%$).

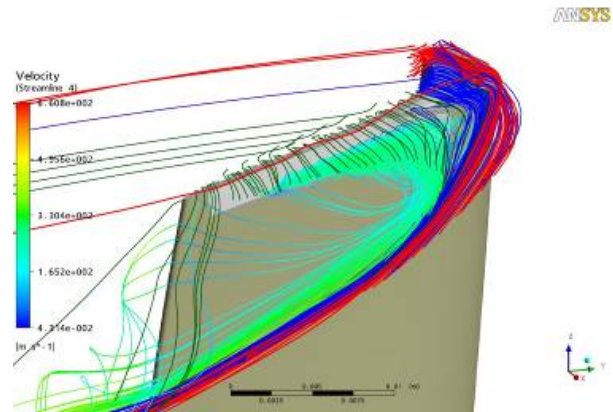


Рис. 2. 2 РЛ. Вариант 3. Линии тока, проходящие через зазор

Вариант 3 - выпуск охлаждающего воздуха в радиальный зазор на спинку пера лопатки (рис. 2). Под действием разницы давлений между корытом и спинкой образуется поперечный поток. Охлаждающий воздух, выдуваемый со стороны спинки, «встречаясь» с поперечным потоком образует мощный вихрь на выходе из решетки, что ведет к увеличению суммарных потерь до 10 %.

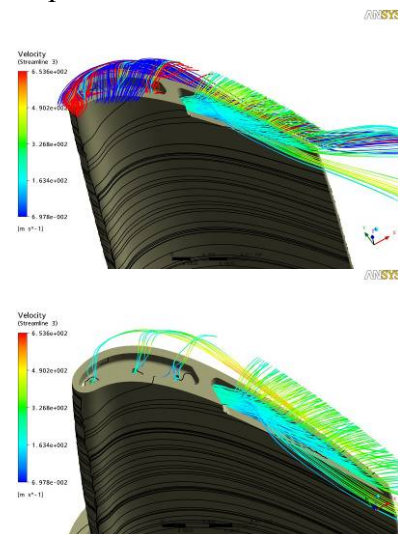


Рис. 3. 2 РЛ. Вариант 4. Линии тока, проходящие через зазор

Вариант 4 - выпуск охлаждающего воздуха в радиальный зазор на корыто пера лопатки благоприятно действует на уменьшение суммарных потерь (рис. 3). Их величина, в этом случае, составила 7.25 %. Заметим, что суммарные потери при перетекания через плоский зазор вариант 1 составили 9.6 %. Это говорит о целесообразности выпуска воздуха в торец лопатки.

Таким образом, при проектировании системы охлаждения не рекомендуется выпуск охлаждающего воздуха на спинку пера лопаток.

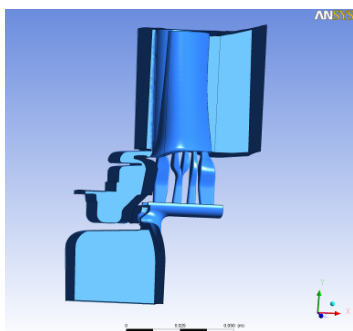


Рис. 4.– 2 РЛ. Расчетная область

Выпуск охлаждающего воздуха в радиальный зазор на корыто пера лопатки благоприятно действует на уменьшение потерь. Это говорит о целесообразности выпуска воздуха в торец лопатки.

Данный вид системы выпуска охлаждения был применен для лопатки газогенератора ПД-14.

Был проведен расчет для оценки потерь второй ступени газогенератора. На рис. 4 приведена расчетная область.

Как видно из рисунка в данном расчете был учтен охлаждающий воздух, приходящий из соплового аппарата 2 ступени.

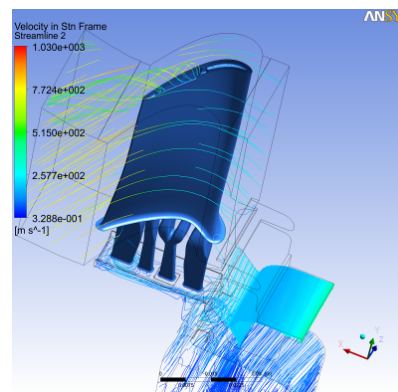


Рис. 5. результат расчета

На рис. 5 представлен результат расчета, как мы видим характер течения по сравнению с вариантом 4 не изменился. При пересчете суммарных потерь через энтуальпию получили результат равный $\xi = 8.43\%$. Учитывая то, что в данном расчете учитывалось подмешивание охлаждающего воздуха из соплового аппарата 2 ступени, результат потерь равный $\xi = 8.43\%$ был ожидаем.

Подтверждение расчетов ожидается получить при испытаниях газогенератора.

УДК 629.735.03:504.3.054

ДОВОДКА КС ДВИГАТЕЛЯ ПС-90А2 ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ СРЕДНЕСРОЧНЫХ ЦЕЛЕВЫХ УРОВНЕЙ ЭМИССИИ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ ИКАО

Августинович В.Г., Цатиашвили В.В.

ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь

PS-90A2 COMBUSTOR REFINEMENT FOR THE ACHIEVEMENT OF ICAO MEDIUM-TERM EMISSION TARGET LEVELS

Avgustinovich, V.G., Tsatiashvili, V.V. Brief description of the concept's essence and combustor demonstrator emission test results are presented.

Принятые в 2010 г. международные нормы ИКАО по дальнейшему сокращению выбросов вредных веществ от авиационных

двигателей предполагают достижение в среднесрочной перспективе (к 2020 г.) технологического уровня снижения пара-