

УДК 629.036

УМЕНЬШЕНИЕ ВТОРИЧНЫХ ПОТЕРЬ В СОПЛОВОМ АППАРАТЕ ТУРБИНЫ ПУТЕМ ПРОФИЛИРОВАНИЯ ТОРЦЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

© Акунец М.В., Волков А.А., Попов Г.М.

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, г. Самара, Российская Федерация*

e-mail: akunetsm@list.ru

В данной работе рассматриваются процесс создания параметрической модели несимметричных торцевых стенок и оптимизация стенки втулки с целью повышения эффективности решетки СА из отчета NASA. Для задачи оптимизации была создана параметрическая численная модель венца в программах NUMECA: AutoBlade/ AutoGrid5/ Fine/ CFView. Оптимизация осуществляется в программном комплексе IOSO NM.

Совершенствование ГТД приводит к увеличению влияния вторичных течений на уровень потерь в проточной части, что связано, в первую очередь, с уменьшением высоты лопаток. В свою очередь применение несимметричных торцевых стенок позволяет перераспределить давления вблизи втулочного, периферийного сечений и привести не только к уменьшению потерь кинетической энергии (за счет изменения структуры вторичных течений), но и увеличить равномерность угла потока на выходе из решетки (рис. 1). Также вследствие снижения интенсивности вторичных течений может снижаться теплоотдача к торцевой стенке, что позволяет уменьшить требуемый расход охладителя. В совокупности эти явления могут приводить к повышению эффективности решетки на 0,5 % [1].

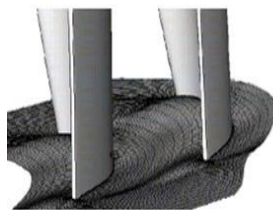


Рис. 1. Несимметричные торцевые стенки втулки СА [2]

В данной работе рассматривается процесс создания параметрической модели несимметричных торцевых стенок и оптимизация стенки втулки с целью повышения эффективности решетки СА из отчета NASA [3]. Работа была выполнена в три этапа. Первый этап заключался в создании параметрической модели СА с несимметричными торцевыми стенками. В данной модели торцевая стенка задается набором точек вдоль оси двигателя (Z) и перпендикулярно оси (Θ). Оптимальное количество точек было выбрано на основании данных, представленных в работе [1]: 5 точек вдоль Oz и 4 точки вдоль оси Θ . Геометрия несимметричных стенок была ограничена межлопаточным каналом. Максимальные значения радиальных отклонений несимметричных стенок были ограничены для обеспечения приемлемой технологичности деталей – 25 % от осевой хорды [4].

На втором этапе были проведены исследования по сеточной сходимости и проведена оценка влияния моделей турбулентности на расчет. Это позволило получить

сетку и настройки модели, обеспечивающие минимальную трудоемкость и требуемую точность расчета. В результате анализа были выбраны следующие параметры:

- количество элементов $\approx 1,5$ млн;
- $\approx B2B-2$;
- $FP = 117$;
- $y^+ \approx 1$;
- модель турбулентности Spalart-Allmaras.

На третьем этапе была выполнена оптимизация. Целевой функцией при оптимизации было выбрано интегральное значение коэффициента эффективности (φ^2) в сечении за выходным фронтом. Оптимизация производилась в программном комплексе IOSO NM.

В результате оптимизации было выполнено 366 итераций и достигнуто повышение эффективности решетки на 0,2 % (рис. 2).

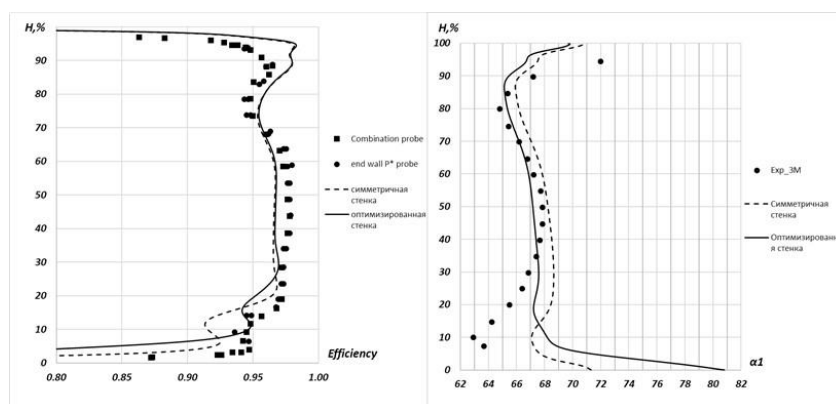


Рис. 2. Распределение эффективности и угла выхода потока по высоте

При этом максимальные отклонения несимметричных стенок в радиальном направлении составили +1,3 и -2 мм (рис. 3), а расход воздуха увеличился на 1,76 %.

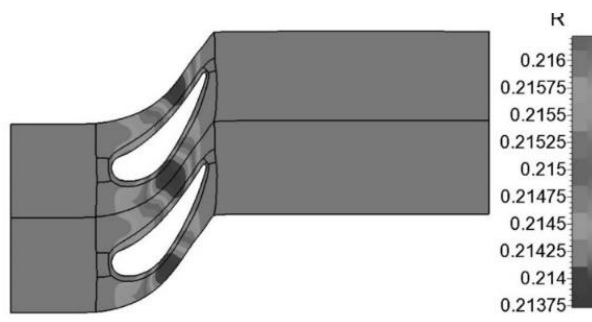


Рис. 3. Оптимизированная торцевая поверхность

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2020-0015, «Исследование устойчивых и неустойчивых динамических и виброакустических процессов в гидравлических и газовых системах на основе физического и математического моделирования»).

Библиографический список

1. Вятков В.В., Карелин Д.В. Разработка конструктивных мероприятий, обеспечивающих снижение вторичных потерь в венцах газовой турбины, 2012.
2. Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева», Кафедра «Авиационные двигатели». Конспект лекций по дисциплине Б1.В.ОД.1 «Специальные разделы внутренней аэродинамики газотурбинных двигателей», Рыбинск, 2014.
3. Goldman L.J., McLallin K.L. Cold-air annular-cascade investigation of aerodynamic performance of core-engine-cooled turbine vanes, 1975.
4. Gregory-Smith D.G., Ingram G. Non-axisymmetric turbine end wall profiling, 2001.