

## МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЫСОКОНАПОРНЫХ ВЫСОКООБОРОТНЫХ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТУРБОВИНТОВЫХ И ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Синякин В.П.<sup>1</sup>, Равикович Ю.А.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
г. Москва, vladislav.siniakin@yandex.ru

*Ключевые слова: центробежный компрессор, эффективность.*

На данный момент времени в малоразмерных турбовинтовых и турбовальных газотурбинных двигателях мощностью 400-2000 л.с. является перспективным применение высоконапорных и высокооборотных центробежных компрессоров (ЦБК). Это связано с тем, что данная конструкция полностью исключает применение осевых ступеней, благодаря чему снижаются масса и габаритные размеры двигателя [1].

Современные ЦБК имеют следующие параметры на взлетном режиме работы летательного аппарата: степень повышения давления  $\pi^*_k = 5 \dots 15$ ; расход воздуха  $G_b$  варьируется в диапазоне 1,5...5 кг/с и зависит от мощности двигателя; частота вращения ротора  $n_k = 40000 \dots 60000$  об/мин [2].

Целью данной работы является аэродинамическое совершенствование профиля рабочих лопаток ЦБК и исследование конструктивных методов повышения эффективности. Исследован угол наклона концевой части рабочей лопатки центробежного колеса относительно диска –  $\alpha_{рк}$  («rake angle»).

Проблема математического моделирования в данном исследовании решалась при помощи системы конечно-элементного анализа Ansys [3]. Для расчета было спроектировано 17 геометрических моделей с разными углами наклона рабочих лопаток. Для построения геометрических моделей рабочего колеса были выбраны следующие параметры: степень повышения давления  $\pi^*_k = 9$ , расход воздуха через двигатель  $G_b = 2,3$  кг/с, частота вращения компрессора  $n_k = 55000$  об/мин.

В качестве параметров, определяющих эффективность ЦБК, выбраны политропный и изоэнтропийный коэффициенты полезного действия (КПД) [4].

Выполненные исследования показали, что существует область величин углов наклона рабочих лопаток ЦБК в их концевой части, где перетечки газа в радиальном зазоре снижаются и имеет место упорядоченность направлений линий тока газа в межлопаточном канале, благодаря чему имеется значимый выигрыш в эффективности. Было предложено конструктивное изменение формы концевой части рабочих лопаток ЦБК.

### Список литературы

1. Григорьев В.А., Зрелов В.А., Игнаткин Ю.М. Вертолетные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 2007. 491 с.
2. Ржавин Ю.А., Емин О.Н., Карасев В.Н. Лопаточные машины двигателей летательных машин. Теория и расчет: учебное пособие. М.: МАИ-ПРИНТ, 2008. 700 с.
4. Григорьев В.А., Загребельный А.О., Калабухов Д.С. Совершенствование параметрической модели массы газотурбинного двигателя со свободной турбиной для вертолетов // Вестник Московского авиационного института. 2019. № 3. С. 137-143.
5. Синякин В.П., Равикович Ю.А., Нестеренко В.Г. Исследование влияния угла наклона периферийной части пера рабочей лопатки на эффективность высоконапорных высокооборотных ЦБК перспективных малоразмерных ТВД и ТВаД // Вестник Московского авиационного института. 2022. № 2. С. 95-106.

### Сведения об авторе

Синякин В.П., аспирант, руководитель проекта. Область научных интересов: двигатели летательных аппаратов.

# METHODS OF INCREASING THE EFFICIENCY OF HIGH-PRESSURE HIGH-SPEED CENTRIFUGAL COMPRESSORS OF PROMISING TURBOPROP AND TURBOSHAFT ENGINES

Sinyakin V.P.<sup>1</sup>, Ravikovich Yu.A.

<sup>1</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, Russia, vladislav.siniakin@yandex.ru

*Keywords: centrifugal compressor, efficiency.*

The purpose of this work is the aerodynamic improvement of the profile of the working blades of the central processing plant and the study of constructive methods to increase efficiency. The angle of inclination of the end part of the working blade of the centrifugal wheel relative to the disk is investigated. The design of the peripheral part of the impeller of a high-pressure single-stage centrifugal compressor with a high degree of pressure increase of  $\pi^*K = 9,0$  and  $\eta \approx 0,78$  is proposed, which reduces gas flows into the radial gap and increases the efficiency of the compressor. For this purpose, the end surface of the working blade does not have a radial direction, but is bent relative to the radial direction.