

УДК 621.45.02

doi 10.54708/22259309_2026_23667

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА НАТЕКАНИЯ ПОТОКА НА ХАРАКТЕРИСТИКУ ЛОПАТОЧНОГО ВЕНЦА РАБОЧЕГО КОЛЕСА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДДФсм

А. А. ШАРАФУТДИНОВ¹

¹shartem729@mail.ru

¹ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий» (УУНиТ)

Аннотация: В работе исследуется влияние угла натекания потока на характеристику лопаточного венца рабочего колеса первой ступени компрессора высокого давления ТРДДФсм методом численного моделирования в программном комплексе ANSYS CFX. Выявление зависимости адиабатического КПД и степени повышения полного давления в рабочем колесе от секундного массового расхода позволит построить характеристику ротора компрессора и определить верхнюю и нижнюю границы газодинамической устойчивости рабочего колеса при различных углах натекания потока на лопаточный венец.

Ключевые слова: характеристика компрессора; угол натекания; лопаточный венец; газотурбинные двигатели; ANSYS CFX.

ВВЕДЕНИЕ

В данной работе представлены результаты расчёта характеристики лопаточного венца рабочего колеса первой ступени компрессора высокого давления в зависимости от угла натекания потока при регулировании посредством поворота входного направляющего аппарата для двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой и малой степенью двухконтурности.

Регулирование осевых компрессоров с помощью поворотных лопаток осуществляется для сохранения запасов устойчивой работы компрессора и высокого КПД при изменении расхода воздуха. Физически это достигается тем, что при увеличении углов атаки из-за изменения, например, расхода воздуха лопатки входного направляющего аппарата (ВНА) поворачивают так, чтобы угол атаки принял исходную величину (для первой ступени). На рис. 1 расчётный входной треугольник скоростей изображен сплошными линиями. Поток натекает на рабочие лопатки с расчётным углом β_{1p} , осевая скорость c_{1ap} соответствует расчётному расходу воздуха G_p , окружная скорость u_p .

Пусть при $n = \text{const}$ ($u = u_p$) (рис. 1, а) расход воздуха через компрессор уменьшается, соответственно уменьшается и осевая скорость. При этом угол β_1 станет меньше β_{1p} , возрастает положительный угол атаки $i = \beta_{1l} - \beta_1$, и процесс приблизится к границе срыва потока на спинке лопаток РК. При возрастании угла атаки, но до наступления срыва, напор в ступени компрессора $L_{ku} = u(w_{1u} - w_{2u})$ растёт в связи с увеличением $w_{1u} > w_{2u}$. Соответственно увеличивается и степень повышения давления в ступени $\pi_{k.ст.}^*$. Следовательно, коэффициент устойчивости [1]:

$$k_{уст} = \frac{(\pi_k^*/G)_{ГУР}}{(\pi_k^*/G)_{ЛРР}}. \quad (1)$$

Коэффициент устойчивости резко уменьшается из-за роста $(\pi_k^*/G)_{ЛРР}$. Значит, уменьшается и запас устойчивости $\Delta k_{уст}$. Чтобы этого не произошло, лопатки ВНА поворачивают (рис. 1, б) по или против часовой стрелки. При новом положении лопаток ВНА угол натекания потока β_1 на рабочие лопатки становится равным расчетному $\beta_{1р} = \beta_{1л}$; угол атаки приобретает расчетное значение $i_p = \beta_{1л} - \beta_{1р}$; напорность ступени и $\pi_{к.ст}^*$ уменьшаются; восстанавливается запас устойчивой работы $\Delta k_{уст}$. Таким образом, поворотом лопаток как бы осуществляется переход к другому компрессору с увеличенным $\Delta k_{уст}$ [1].

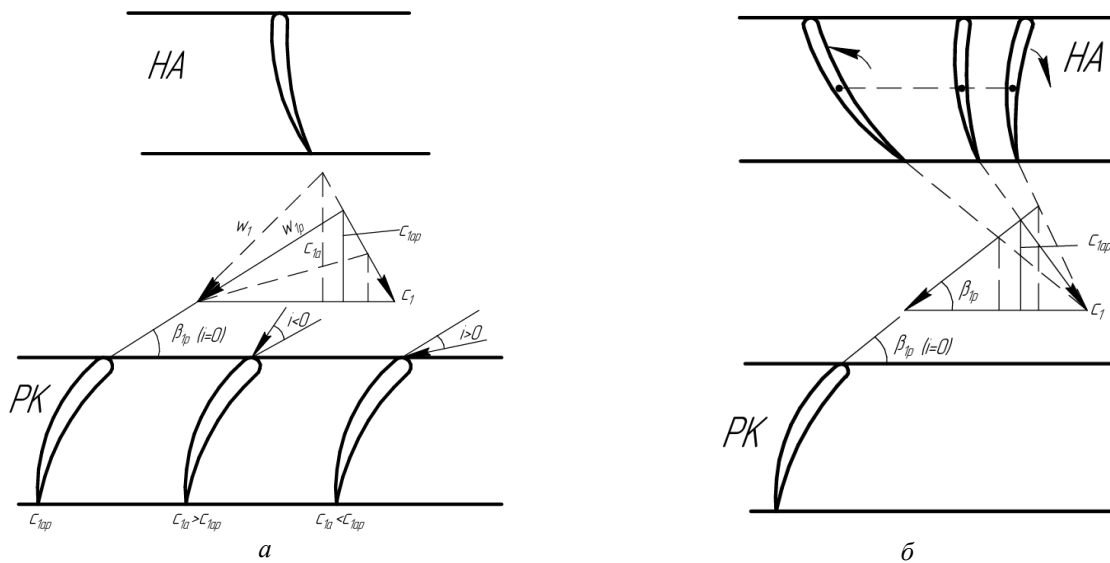


Рис. 1. Треугольники скоростей и схема поворота НА при изменении расхода воздуха через компрессор:
а – неподвижный НА; б – поворотный НА

ПОДГОТОВКА РАСЧЁТА И ЗАДАНИЕ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ В ПК ANSYS CFX

В качестве объекта исследования влияния угла натекания потока на характеристику лопаточного венца рабочего колеса первой ступени компрессора высокого давления выступает первая ступень ротора КВД ТРДДФсм. В качестве исходных данных ступени, полученных в ходе термогазодинамических расчетов, выступают следующие параметры:

1. Частота вращения ротора турбокомпрессора.
2. Количество РЛ в ступени.
3. Расчётный массовый расход воздуха.
4. Температура заторможенного потока на входе в ступень.
5. Статическое давление на выходе из ступени.
6. Расчётный угол потока на входе в рабочее колесо в абсолютном движении.

Аэродинамический профиль пера рабочей лопатки получен из газодинамического расчёта по высоте ступени ротора.

Численное моделирование проводилось в программном пакете *Ansys Workbench* с использованием инструментов моделирования для расчёта компрессоров *Turbogrid* и модулем решателя *CFX*. Моделирование базируется на решении уравнений Навье–Стокса, осредненных по методу Рейнольдса с учетом модели турбулентности в полярных вращающихся системах координат.

В качестве модели турбулентности был выбран k - ϵ метод, который основан на совместном решении уравнений переноса импульса, кинетической энергии и скорости её диссипации. Данный метод содержит в своей основе гипотезу Буссинеска, которая допускает, что произведение кинетической энергии турбулентности (k) и скорости её диссипации (ϵ) аналогично кинематической вязкости в законе Ньютона. Это позволяет установить

взаимосвязь между турбулентными вихрями и характеристиками течения вращающейся жидкости.

По Буссинеску:

$$\tau_T = \mu_T \frac{d\bar{u}}{dy}, \quad (2)$$

где μ_T – динамическая турбулентная вязкость, которая не является свойством жидкости и в турбулентном потоке переменна; τ_T – касательные напряжения в турбулентном ядре потока.

Для создания сетки было использовано программное обеспечение *ANSYS Turbogrid*. Область исследования ротора компрессора приведена на рис. 2. Вход в расчётную область сделан с некоторым отдалением от входной кромки лопатки ротора компрессора, что обусловлено необходимостью создания равномерного потока при обтекании кромок лопатки.

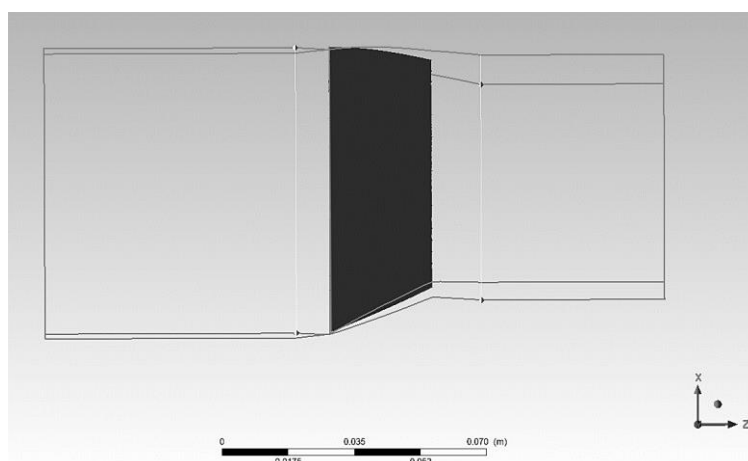


Рис. 2. Область исследования ротора компрессора

Количество узлов и элементов сгенерированной сетки представлено на рис. 3.

Node Counts	
All domains:	131921
Passage:	103501
Inlet:	16240
Outlet:	12180
Element Counts	
All domains:	120456
Passage:	95620
Inlet:	14280
Outlet:	10556

Рис. 3. Количество узлов (Node counts) и элементов (Element counts) сгенерированной сетки

Предполагается, что поток внутри компрессора является осесимметричным, поэтому моделирование выполняется только для зоны с 1 лопаткой. Соответствующее граничное условие используется на границах периодичности области для учёта симметрии потока. Все твердые поверхности считаются нескользящими, адиабатическими и гладкими.

В качестве граничных условий на входе используются расчётные параметры (в соответствии с табл. 1): расход воздуха, полная температура и направление потока. Направление потока соответствует расчётному углу потока на входе в рабочее колесо в абсолютном движении. В качестве граничных условий задавались массовый расход воздуха на входе в расчётную область и статическое давление на выходе из неё. Все расчеты проводились при расчетной частоте вращения компрессора. На рис. 4 показаны заданные граничные условия для расчётной области.

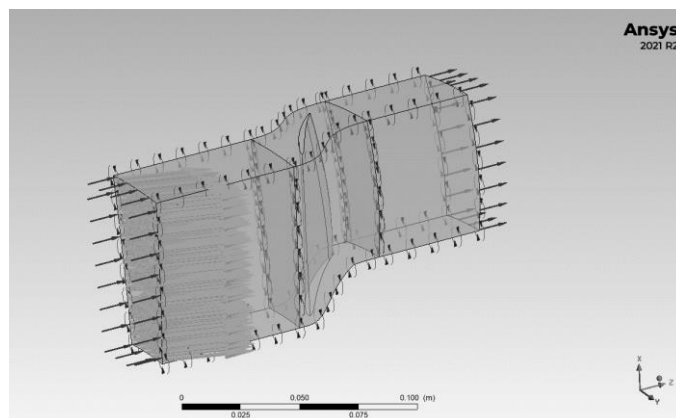


Рис. 4. Заданные граничные условия для расчётной области

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЁТА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛОПАТОЧНОГО ВЕНЦА РАБОЧЕГО КОЛЕСА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

Для получения характеристики ротора ступени компрессора моделирование начиналось с расчётного режима и приближалось к точкам срыва и помпажа путём постепенного увеличения или уменьшения секундного массового расхода воздуха на входе. Для исследования влияния угла натекания потока на характеристики изменялось значение угла потока на входе в рабочее колесо в абсолютном движении в пределах пяти градусов (на прикрытие ВНА и его раскрытие соответственно).

Для визуализации результатов и получения точных значений производится обработка полученных результатов в модуле *CFX-Post* (results).

В ходе газодинамического расчёта в программном комплексе *Ansys CFX* фиксировались параметры потока (адиабатический КПД и степень повышения полного давления) в зависимости от установленного значения массового расхода на входе в расчётную область с расслоением по углу потока на входе в РК в абсолютном движении.

По результатам расчёта построены графики зависимости степени повышения полного давления и адиабатического КПД от массового расхода воздуха на входе в расчётную область с расслоением по углу потока на входе в рабочее колесо в абсолютном движении (рис. 5 и 6 соответственно).

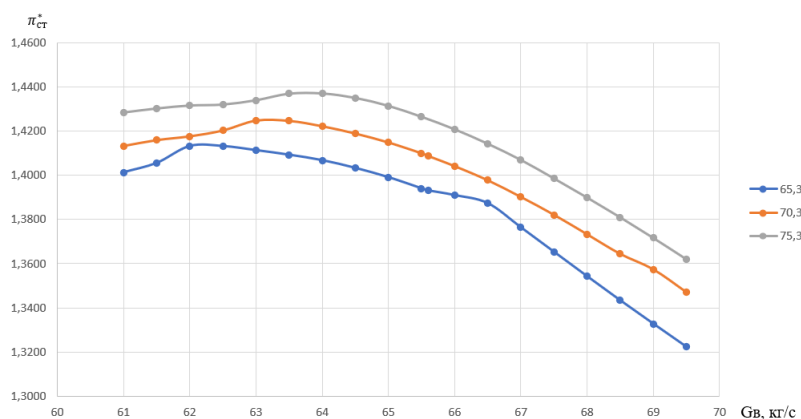


Рис. 5. Напорная характеристика ступени ротора компрессора с расслоением по углу потока на входе в рабочее колесо в абсолютном движении

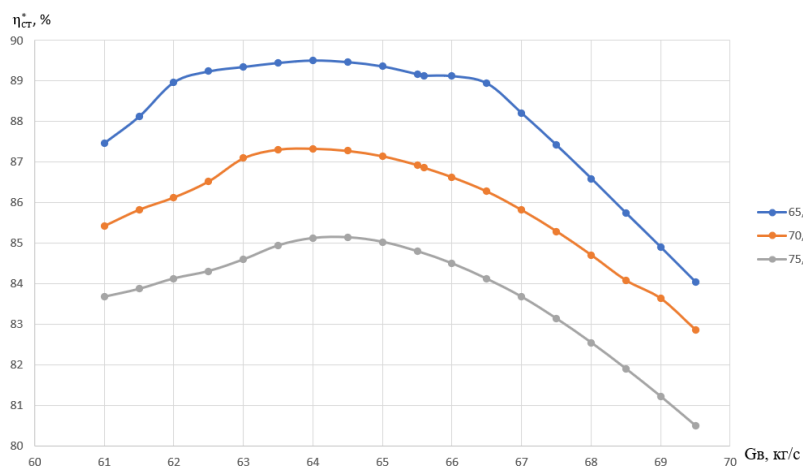


Рис. 6. КПД характеристика ступени ротора компрессора с расслоением по углу потока на входе в рабочее колесо в абсолютном движении

Из анализа характеристик видно, что при прикрытии ВНА (уменьшение α_1) из-за уменьшения проходного сечения расход через ступень уменьшится. Следовательно, уменьшатся напор и степень повышения давления в ступени, что видно на рис. 5. При этом из-за уменьшения угла потока при той же окружной скорости ступень сместится из области срывного режима в область оптимального значения КПД, то есть уменьшение угла потока на входе в рабочее колесо в абсолютном движении ликвидирует неустойчивость течения и увеличивает адиабатический КПД, что продемонстрировано на рис. 6.

Уменьшение расхода воздуха через компрессор приведёт к тому, что осевые скорости потока воздуха будут уменьшаться, их уменьшение приведёт к росту углов атаки на профилях лопаток. Если и дальше уменьшать расход воздуха, то углы атаки на профилях лопаток возрастут настолько, что станут больше критических. В этом случае произойдёт «срыв» потока с выпуклой части профиля («спинки»). Срыв потока с одного или нескольких профилей будет распространяться на всю ширину лопаточного венца, загромождая его. Уменьшение углов атаки позволяет избежать срыва и, как следствие, неустойчивости потока.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изучено влияние угла натекания потока на характеристику лопаточного венца рабочего колеса первой ступени компрессора высокого давления ТРДДФсм методом численного моделирования в программном комплексе ANSYS CFX. Полученная в результате зависимость степени повышения полного давления и адиабатического КПД от расхода воздуха на входе в расчётную область с расслоением по углу потока на входе в рабочее колесо в абсолютном движении согласуется с теоретическими сведениями [2–3].

В дальнейшем планируется применение данного метода для моделирования дросселирования компрессора двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой и малой степенью двухконтурности с последующим построением линии рабочих режимов на характеристике компрессора в широком диапазоне приведенных частот вращения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Емин, О. Н., Карасев, В. Н., Ржавин, Ю. А. Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД: Учебное пособие. – М.: Дипак, 2003. – 156 с.
2. Холщевников, К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин: Учебное пособие. – М.: Машиностроение, 1970. – 610 с.
3. Вьюнов, С. А., Гусев, Ю. И., Карпов, А. В. и др. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки». – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.

ОБ АВТОРАХ

ШАРАФУТДИНОВ Артем Артурович, студент каф. АД.

METADATA

Title: Study of the influence of the flow angle on the characteristics of the blades of the first-step high-pressure compressor of the designed engine.

Author: ¹A. A. Sharafutdinov.

Affiliation:

¹Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

Email: ¹shartem729@mail.ru

Language: Russian.

Source: Molodezhnyj Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), no. 2 (36), pp. 67-72, 2026. ISSN 2225-9309 (Print).

Abstract: The paper studies the effect of the flow angle on the characteristics of the blade crown of the first stage high-pressure compressor of the designed engine using numerical modeling in the ANSYS CFX software package. By identifying the dependence of the adiabatic efficiency and the increase in total pressure in the impeller on the mass flow rate per second, it is possible to construct the compressor rotor characteristics and determine the upper and lower limits of the impeller's gas-dynamic stability at various flow angles.

Keywords: compressor characteristics, flow angle, blade crown, gas turbine engines, ANSYS CFX.

About authors:

SHARAFUTDINOV Artem Arturovich, student, Dept. of AVIATION ENGINES (UUST).