



DOI 10.5862/JEST.243.17

УДК 621.438.001.2

А.К. Нгуен, К.Л. Лапшин

ХАРАКТЕРИСТИКИ И СТРУКТУРА ПОТОКА ТУРБИННОЙ СТУПЕНИ С ОТРИЦАТЕЛЬНЫМ ГРАДИЕНТОМ СТЕПЕНИ РЕАКТИВНОСТИ

A.Q. Nguyen, K.L. Lapshin

CHARACTERISTICS AND STRUCTURE OF THE FLOW IN A TURBINE STAGE WITH A NEGATIVE GRADIENT OF THE DEGREE OF REACTIVITY

Исследованы характеристики и структура пространственного потока осевой турбинной ступени с отрицательным градиентом степени реактивности. Построена расчетная модель этой ступени и выполнены проверочные 3D газодинамические расчеты в программном комплексе ANSYS CFX. На номинальном режиме проанализировано течение в межвенцовых зазорах и в каналах лопаточных венцов на разных сечениях вдоль радиуса. Построены графики изменения КПД и степени реактивности на переменных по частоте вращения ротора режимах, распределения по высоте лопатки параметров потока (углы α_1 , β_1 , α_2 ; степень реактивности; коэффициенты скорости в направляющем аппарате и рабочем колесе). Выполнено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными. Дано заключение о целесообразности применения программного комплекса ANSYS CFX для определения характеристик и структуры пространственного потока турбинной ступени с отрицательным градиентом степени реактивности, а также о достоинствах ступени такого типа по сравнению с обычной.

ТУРБИНАЯ СТУПЕНЬ; ТАНГЕНЦИАЛЬНЫЙ НАКЛОН; НАПРАВЛЯЮЩИЕ ЛОПАТКИ; ОТРИЦАТЕЛЬНЫЙ ГРАДИЕНТ СТЕПЕНИ РЕАКТИВНОСТИ; ANSYS CFX.

The characteristics and the structure of the spatial flow in an axial turbine stage with a negative gradient of the degree of reactivity were explored. A calculation model of the stage was constructed and 3-D testing gas-dynamic calculations in ANSYS CFX were performed. The structure of the flow between blade rows and in the blade-to-blade sections on different sections along the radius were analyzed under nominal conditions. The graphs of the efficiency index and the degree of reactivity depending on the frequency of the rotor are presented. The distribution of flow parameters (α_1 , β_1 and α_2 angles; the degree of reactivity, coefficients of flow velocity for the guide vanes and the impellers) are given by the height of the blade. The calculation results are compared with the experimental data. We have concluded that it seems feasible to use ANSYS CFX to determine the characteristics and spatial patterns of flow in the turbine stage with the negative gradient of the degree of reactivity. The merits of this type of stage compared to the stage of conventional type are formulated.

TURBINE STAGE; TANGENTIAL INCLINATION; GUIDE BLADES; NEGATIVE GRADIENT OF DEGREE OF REACTIVITY; ANSYS CFX.

Введение

Как известно из теории турбомашин, в турбинной ступени с широко распространенными закрутками потока $C_{1u} \cdot r = \text{const}$ и $\alpha_1 = \text{const}$ из-за низкой у корня и высокой у периферии термодинамической степени реактивности ρ_r возни-

кают значительные протечки рабочего тела через диафрагменное уплотнение и радиальный зазор над рабочими лопатками, что приводит к снижению КПД и мощности. Для улучшения течения в этих областях полезно при выходе из направляющих аппаратов (НА) сообщить потоку радиальную скорость в направлении к оси тур-

бины. Такое действие приводит к снижению градиента степени реактивности [1–10] вдоль радиуса ступени.

Цель работы

В пакете ANSYS CFX исследовались характеристики и структуру пространственного потока осевой турбинной ступени с тангенциальным наклоном направляющих лопаток (ТННЛ), что служит одним из основных способов снижения градиента степени реактивности, и полученные результаты сравнивались с экспериментальными, которые представлены в [1]. Тем самым проверялась возможность и целесообразность использования пакета ANSYS CFX в качестве виртуального стенда для исследования характеристик и структуры пространственного потока осевых турбинных ступеней со сниженным градиентом степени реактивности, что и составляет цель работы.

Постановка задачи

Геометрические параметры ступени взяты из [1]. Ступень (рис. 1) средней веерности $\left(\frac{d_{2c}}{l_2} = 6,34\right)$ с отрицательным градиентом степени реактивности спроектирована при $\alpha_1 = \text{const}$ так, чтобы обеспечить в зазоре между НА и рабочим колесом (РК) закрутку потока по закону твердого тела $\frac{C_{1u}}{r} = \text{const}$ [1], что нетра-

диционно и характеризует научную новизну объекта исследований. Угол $\alpha_{1\text{эф}}$ постоянен вдоль радиуса и равен $18^\circ 10'$. Угол ТННЛ на среднем радиусе равен 23° ; лопатки РК не закручены вдоль радиуса. Ступень такого типа с рабочими лопатками (РЛ) постоянного вдоль радиуса профиля представляет интерес для применения в качестве первой, интенсивно охлаждаемой, в высокотемпературных газовых турбинах. Высокая степень реактивности у корня РЛ открывает дополнительные возможности по минимизации осевого усилия, действующего на общий ротор компрессора и турбины газотурбинной установки (ГТУ). Под влиянием высокой термодинамической степени реактивности у корня на диск такой турбинной ступени действует значительное осевое усилие. В газотурбинных двигателях компрессор и турбина часто располагаются на одном жестком валу. Осевое усилие в компрессоре направлено в сторону всасывания, а у турбины — в сторону нагнетания. Чем меньше эта разница осевых усилий, тем проще конструкция опорно-упорного подшипника. Поэтому расчетно-теоретические и экспериментальные исследования турбинной ступени такого типа весьма актуальны.

Проверочные 3D газодинамические расчеты выполнялись с учетом ценных методических рекомендаций, изложенных в статьях [11–13]. Для упрощения решения задачи исследовали турбинную ступень без радиального зазора над РК. По-

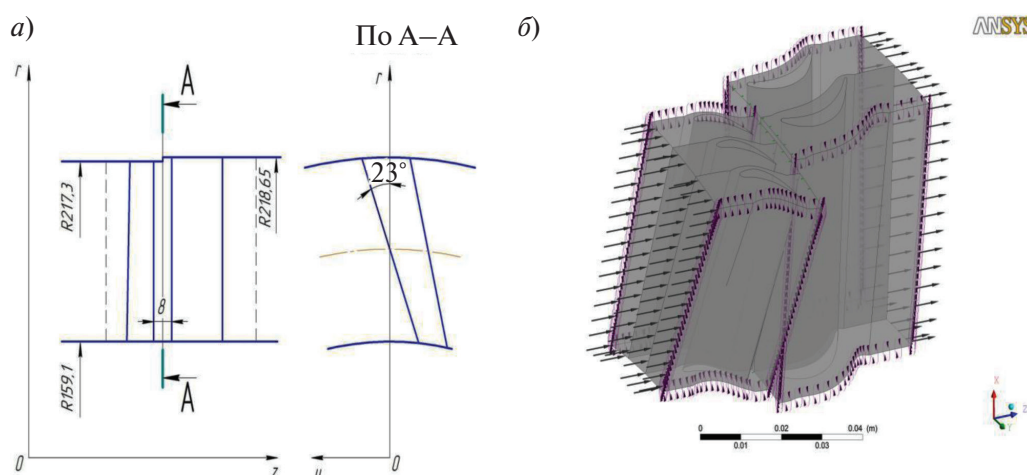


Рис. 1. Схема турбинной ступени (а) и ее расчетная модель (б)

строение расчетной модели выполнено с помощью программ, входящих в пакет ANSYS. Расчетная модель (см. рис. 1) – сектор проточной части, который состоит из трех направляющих лопаток (НЛ) и двух рабочих лопаток (РЛ). Расчетная сетка содержит 4754052 узла, в том числе НА – 2626065 узлов и РК – 2127987 узла. Вблизи поверхностей, обтекаемых потоком, обеспечено сгущение сетки, что необходимо для корректного расчёта параметров потока в пограничном слое. Заданы параметры газа на входе в расчетную область – давление и температура торможения ($P_0^* = 0,137$ МПа и $T_0^* = 368$ К), а на выходе – давление в потоке ($P_2 = 0,103298$ МПа). Способ решения – стационарная задача (Stage), при этом на поверхности сопряжения выполняется осреднение параметров потока в окружном направлении. Применение Stage оправдано тем, что степень неравномерности потока перед рабочими лопатками, вычисленная по известной формуле Г.Ю. Степанова [14], составляет всего примерно 3 %.

Результаты расчетов

На рис. 2 показаны меридианные линии тока в турбинной ступени. При постоянном угле $\alpha_{\text{эф}}$ искривление линий тока, вызывающее снижение $\frac{\partial p}{\partial r}$, возникает внутри направляющих решеток. Впервые подобная картина линий тока была приведена в статье [4]. В зонах выходных кромок и за НА линии тока смещаются к корню ступени (см. рис. 2), в результате чего появляется центро-стремительное ускорение, снижающее радиальный градиент давления. В этой ступени угол тангенциального наклона НЛ – большой и положительный, при этом проекция лопаточной силы на оси r имеет существенную величину.

Центробежная сила $\frac{\rho C_u^2}{r}$ в месте максимального изгиба профиля невелика, и уравновесить проекцию лопаточной силы на оси r может только отрицательный градиент давлений (то есть давления у корня должны быть выше, чем у пери-

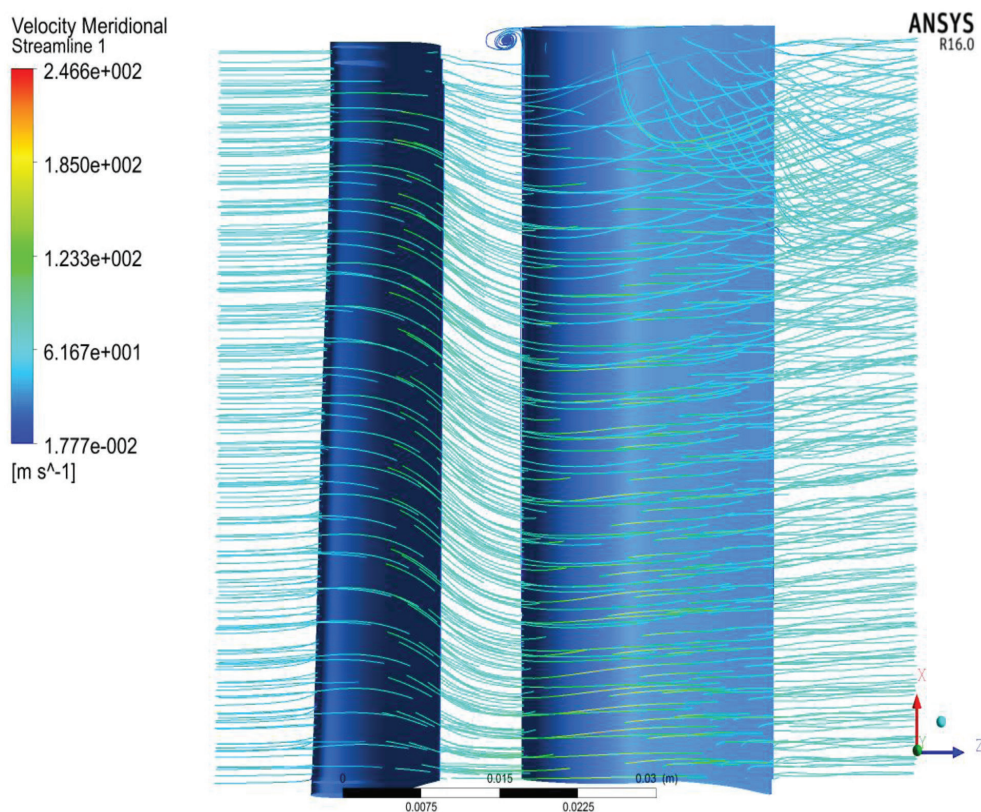


Рис. 2. Меридианные линии тока в турбинной ступени

ферии). А изменение давления потока за РК вдоль радиуса невелико. По этой причине на расчетных режимах градиент степени реактивности во всей зоне изменения параметра $\frac{u}{C_0}$ получился отрицательным, т. е. степень реактивности у корня больше, чем у периферии (рис. 5).

После решения стационарной задачи результаты представлены в виде непрерывного распределения полей поверхностей тока; получены окружный КПД и степени реактивности при различных значениях параметра $\frac{u}{C_0}$. На рис. 3, 4 показаны распределения абсолютных и относительных скоростей в трех сечениях на номинальном режиме. На рис. 5 представлены зависимости расчетных и экспериментальных КПД и степеней реактивности от значений параметра

$\frac{u}{C_0}$. И абсолютные, и относительные скорости потока во всех исследованиях были дозвуковыми.

Рис. 3 показывает, как ведет себя поток в абсолютной системе координат. В турбинной ступени с ТННЛ выход потока из ступени в среднем сечении близок к осевому (об этом свидетельствует параллельность векторов скорости на выходе из ступени и оси Z системы координат), а в корневом и периферийном сечениях выходы потока заметно отклоняются от осевого. Это приводит к увеличению потерь кинетической энергии с выходной скоростью.

На рис. 4 показано, как ведет себя поток в относительной системе координат. В турбинной ступени с ТННЛ в среднем сечении поток обтекает профиль рабочих лопаток почти без углов атаки,

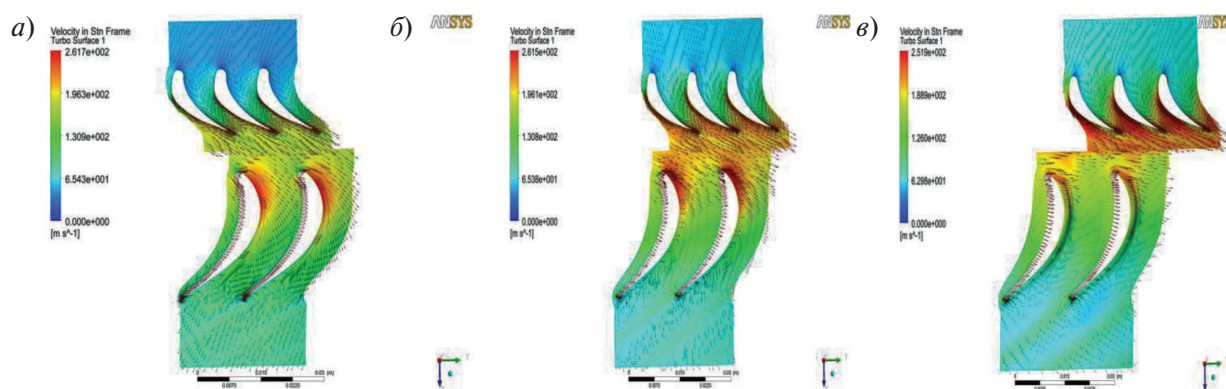


Рис. 3. Распределение абсолютных скоростей в трех сечениях:
а) корневом; б) среднем; в) периферийном

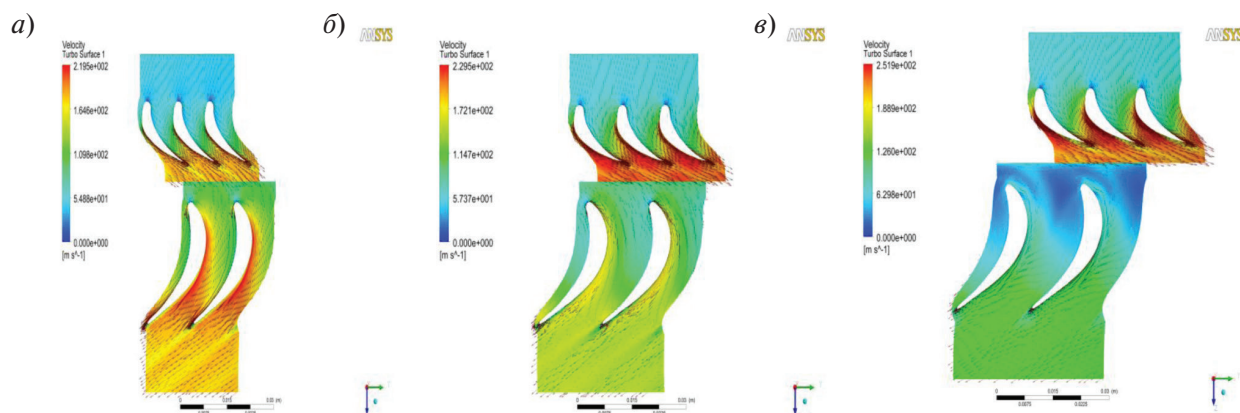


Рис. 4. Распределение относительных скоростей в трех сечениях:
а) корневом; б) среднем; в) периферийном

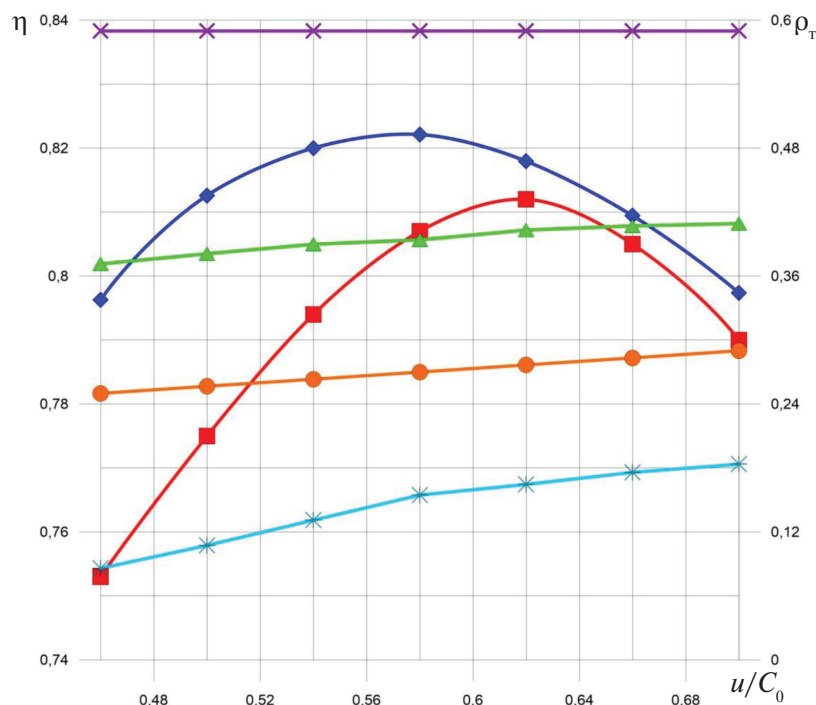


Рис. 5. Зависимости окружного и внутреннего КПД и степеней реактивности от параметра $\frac{u}{C_0}$: \diamond $\eta_{расч}$; \blacksquare $\eta_{эксп}$; \blacktriangle $\rho'_{т расч}$; \times $\rho''_{т расч}$; \circ $\rho'_{т эксп}$; \times $\rho'_{т эксп}$

а в корневом и периферийном сечениях — с отрицательными углами атаки. Это приводит к уменьшению окружного КПД этой ступени.

На рис. 5 экспериментальный внутренний КПД достигает максимума при $\frac{u}{C_0} = 0,62$; а расчетный окружной КПД — при $\frac{u}{C_0} = 0,58$. Разница между ними составляет 1 %. Это различие объясняется тем, что в расчетной модели исследуемой ступени в программе ANSYS CFX не учитывался радиальный зазор.

Экспериментально доказано [1], что турбинные ступени со сниженным градиентом степени реактивности по сравнению со ступенями обычного типа менее чувствительны к величине радиального зазора. В монографии [8] для учета влияния радиального зазора над рабочими лопатками без бандажа на внутренний КПД турбинной ступени рекомендована эмпирическая формула, учитывающая снижение градиента степени реактивности. В соответствии с этой формулой разница между максимумами КПД в

расчете и в эксперименте для турбинной ступени с отрицательным градиентом степени реактивности составляет 0,7 %. Уместно отметить, что для ступени обычного типа с широко распространенной закруткой потока $\alpha_1 = \text{const}$ эта разница составила бы примерно 3,6 %.

Экспериментальная степень реактивности $\rho_{тс}$ на среднем диаметре примерно на 16 % больше расчетной. Увеличение степени реактивности $\rho_{тс}$ в экспериментах объясняется ростом потерь кинетической энергии в РК под негативным влиянием радиального зазора, что приводит к снижению КПД и повышению оптимального значения параметра $\left(\frac{u}{C_0}\right)_{\text{опт}}$.

Сравнение расчетных данных с экспериментальными

Чтобы исследовать пространственную структуру потока в турбинной ступени с ТННЛ на режиме травесирования, было вычислено распределение параметров потока по высоте лопатки на оптимальном режиме $\frac{u}{C_0} = 0,58$ в осевом

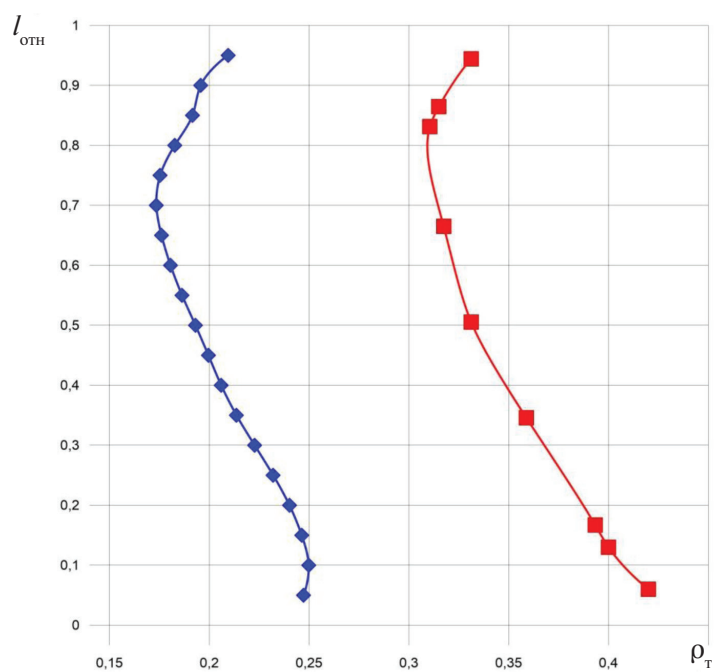


Рис. 6. Распределение степени реактивности по высоте лопатки:

—◆— $\rho_{T\text{ расч}}$; —■— $\rho_{T\text{ эксп}}$

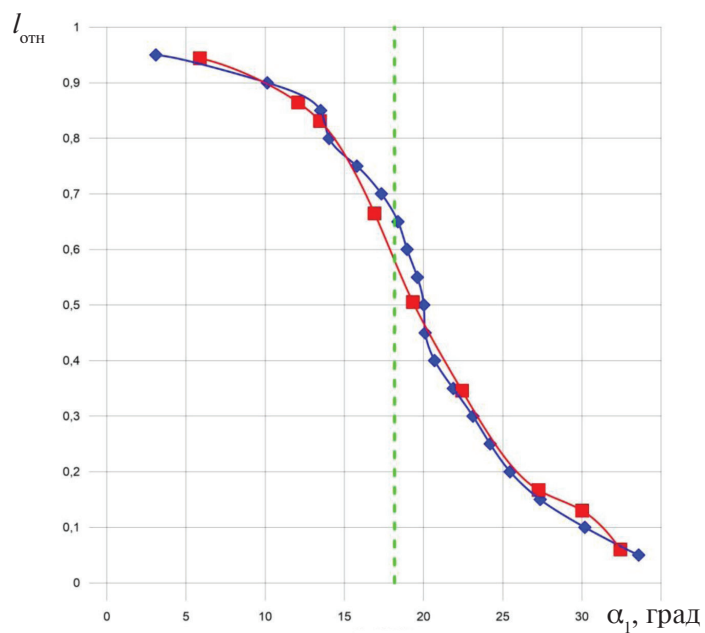


Рис. 7. Распределение угла α_1 по высоте лопатки:

—◆— $\alpha_{1\text{ расч}}$; —■— $\alpha_{1\text{ эксп}}$; --- $\alpha_{1\text{ эф}}$

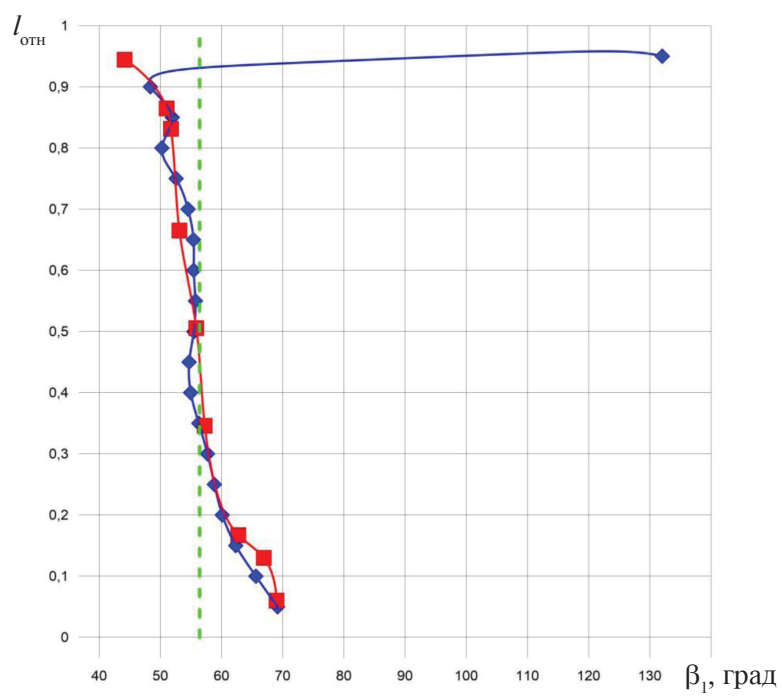


Рис. 8. Распределение угла β_1 по высоте лопатки:
 \blacklozenge — $\beta_{1 \text{ расч}}$; \blacksquare — $\beta_{1 \text{ эксп}}$; $---$ $\beta_{1 \text{ л}}$

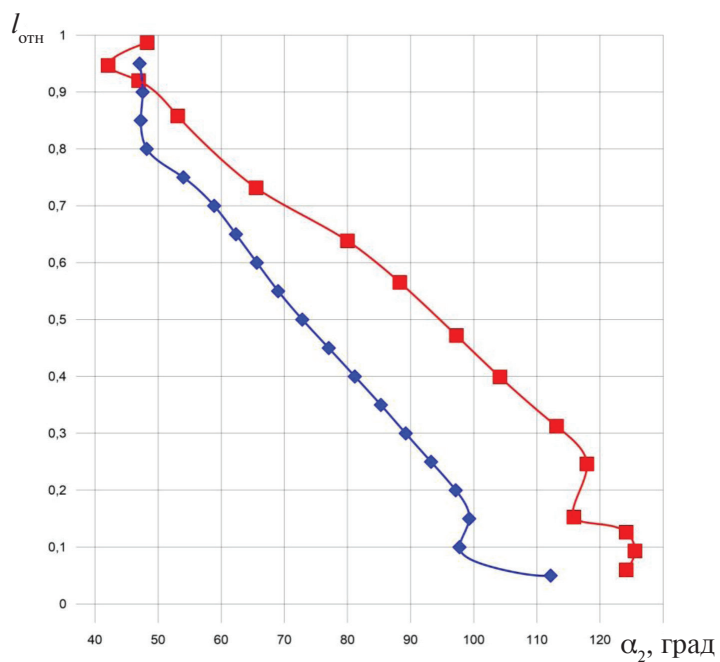


Рис. 9. Распределение угла α_2 по высоте лопатки:
 \blacklozenge — $\alpha_{2 \text{ расч}}$; \blacksquare — $\alpha_{2 \text{ эксп}}$

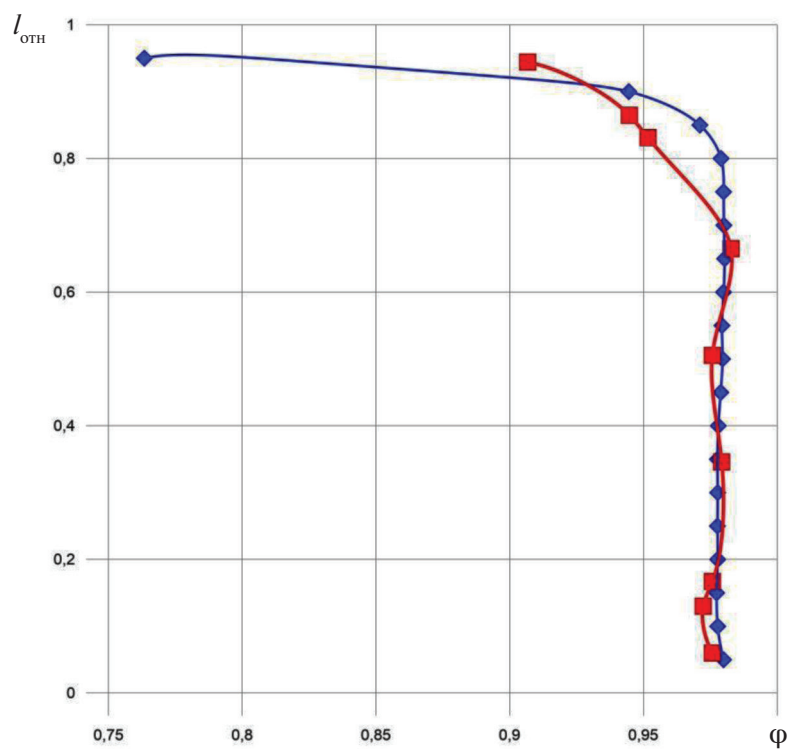


Рис. 10. Распределение коэффициента скорости для НА по высоте лопатки: —◆— — $\varphi_{\text{расч}}$; —■— — $\varphi_{\text{эксп}}$

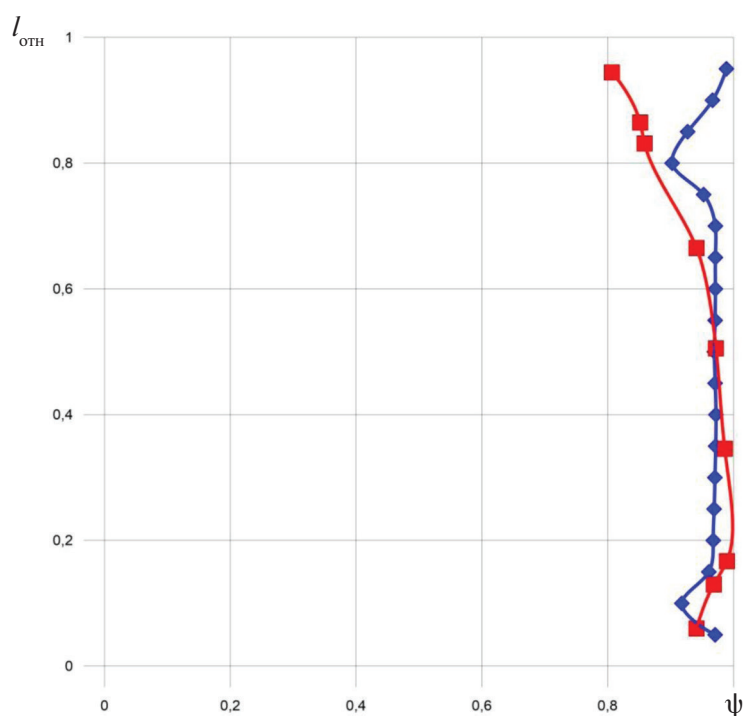


Рис. 11. Распределение коэффициента скорости для РК по высоте лопатки: —◆— — $\psi_{\text{расч}}$; —■— — $\psi_{\text{эксп}}$

зазоре и за РК. Для этого осевой зазор между НЛ и РЛ был увеличен до 20 мм, как и в эксперименте. Расчетная плоскость в осевом зазоре расположена на расстоянии 13 мм от выходных кромок НЛ, а за РК — на расстоянии 10 мм от выходных кромок РЛ. В этих же плоскостях выполнялось траверсирование пространственного потока в эксперименте. После вычисления всех параметров потока выполнено сравнение расчетных параметров с экспериментальными.

Распределение степени реактивности по высоте лопатки в проточной части ступени на режиме траверсирования получилось нелинейным. В нижней части градиент степени реактивности — отрицательный, а в верхней части — положительный. Рис. 6 показывает, что экспериментальная степень реактивности примерно на 16 % больше расчетной по причине наличия радиального зазора над РЛ.

Углы α_1 сильно отличаются от эффективных углов $\alpha_{1\text{эф}}$. Это отклонение тем существеннее, чем больше отрицательный градиент степени реактивности. В нижней части отклонение между углом потока α_1 и эффективным углом $\alpha_{1\text{эф}}$ получились положительное, а в верхней части — отрицательное. На рис. 7 видно, что расчетные и экспериментальные углы α_1 почти совпадают друг с другом.

Углы потока β_1 в этой ступени заметно отличаются от геометрических по высоте лопатки. В нижней части поток обтекает профили РЛ с отрицательными, а в верхней части — с положительными углами атаки. На рис. 8 расчетные и экспериментальные углы β_1 почти совпадают, но отличие между ними состоит в том, что расчетный угол β_1 в периферийной области РЛ резко увеличивается, и, соответственно, в этой области угол α_1 уменьшается. Это объясняется тем, что поток в этом случае находится в зоне циркуляционного вихря (см. рис. 2).

На рис. 9 видно, что углы выхода потока α_2 за РЛ заметно изменяются по высоте лопатки. У корня закрутка потока — отрицательная, а у периферии — положительная. Значительное отклонение выхода потока за РЛ от осевого направления приводит к увеличению потерь

кинетической энергии с выходной скоростью за ступенью.

Из рис. 10, 11 видно, что под влиянием тангенциального наклона НЛ улучшается обтекание в корневых сечениях НЛ, а потери в периферийных сечениях возрастают, т. е. коэффициент скорости за НА убывает вдоль радиуса. Высокая степень реактивности у корня положительно влияет на обтекание решеток РЛ, в нижней части которых коэффициент скорости ψ больше, чем в верхней части. Снижение коэффициента скорости ψ в периферийных области объясняется появлением положительного угла атаки в этой области. Расчетные и экспериментальные коэффициенты скорости за НА почти совпадают по высоте лопатки. Расчетные и экспериментальные коэффициенты скорости за РК в нижней половине почти совпадают, а в верхней половине экспериментальные значения меньше расчетных, что объясняется наличием радиального зазора над РЛ.

Выводы

Из рассмотренных выше результатов расчетных и экспериментальных исследований приходим к следующим выводам.

Поскольку отклонения между расчетами и опытами невелики даже для ступени с отрицательным градиентом степени реактивности, то можно программу ANSYS CFX рассматривать как виртуальный стенд и применять ее для исследования характеристик и структуры потока дозвуковых турбинных ступеней как обычного типа, так и с ТННЛ.

Исследованная ступень с отрицательным градиентом степени реактивности и рабочими лопатками постоянного профиля имеет достаточно высокую экономичность, особенно при больших радиальных зазорах у периферии РЛ без бандажа. Поэтому она может быть рекомендована для применения в проточных частях турбин высокотемпературных ГТУ.

Ступень с отрицательным градиентом степени реактивности из-за высокой корневой степени реактивности может уменьшить суммарное осевое усилие, действующее на ротор «компрессор — турбина» ГТУ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Афанасьева Н.Н., Бусурин В. Н., Гоголев И. Г., Дьяконов Р.И. Аэродинамические характеристики ступеней тепловых турбин / Под общ. ред. В.А. Черникова. Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1980. 263 с., ил.
2. Кириллов И.И., Кириллов А.И. Теория турбомашин. Примеры и задачи: Учебное пособие для вузов. Л.: Машиностроение (Ленинград. отд-ние), 1974. 320 с.
3. Кириллов И.И. Теория турбомашин. Л.: Машиностроение, 1972. 533 с.
4. Алексеев О.Н., Кириллов А.И., Лапшин К.Л., Черников В.А. Исследования турбинных ступеней с навалом сопловых лопаток // Труды ЛПИ. 1969. № 310. С. 35–40.
5. Кириллов И.И., Агафонов Б.Н., Афанасьева Н.Н., Кириллов А.И., Проскуряков Г.В., Черников В.А., Шварцман О.А. Исследование и отработка ступеней для высокотемпературных газовых турбин // Теплоэнергетика. 1983. №3. С. 50–55.
6. Щегляев А.В. Паровые турбины. М., 1976. 368 с.
7. Топунов А.М., Тихомиров В.А. Управление потоком в тепловых турбинах. Л., 1979. 151 с.
8. Лапшин К.Л. Оптимизация проточных частей паровых и газовых турбин. СПб., 2011. 177 с.
9. Лапшин К.Л. Оптимизация проточных частей паровых турбин с применением «интегральных» сопловых лопаток // НТВ СПбГПУ. Сер.: Наука и образование. 2013. №1. С. 61–66.
10. Лапшин К.Л., Фомин В.С., Аврутов Е.А., Кириллов В.И. Влияние тангенциального наклона направляющих лопаток на структуру потока и характеристики осевой турбинной ступени // Изв. вузов. Энергетика. 1985. № 7. С. 76–80.
11. Смирнов Е.М., Кириллов А.И., Рис В.В. Опыт численного анализа пространственных турбулентных течений в турбомашинах // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Изд-во Политехнического университета. 2004. № 1. С. 56–70.
12. Кириллов А.И., Рис В.В., Смирнов Е.М. Опыт решения методических и практических задач численного моделирования течений и теплообмена в турбомашинах // Справочник. Инженерный журнал. Приложение: «Методы совершенствования энергетических установок». М.: Машиностроение, 2004. № 10. С. 13–19.
13. Епифанов А.А., Кириллов А.И., Рассохин В.А. Расчет трехмерного течения в ступенях малорасходных турбин // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Серия: Наука и образование. СПб. Изд-во Политехнического университета. 2012. №1. С. 65–70.
14. Степанов Г.Ю. Гидродинамика решеток турбомашин. М., 1962. 512 с.

REFERENCES

1. Afasnasyeva N.N., Busurin V.N., Gogolev I.G., Dyakonov R.I. Aerodinamicheskiye kharakteristiki stupeney teplovykh turbin [Aerodynamic characteristics of thermal turbines stages] / Pod obshch. red. V.A. Chernikova. Leningrad: Mashinostroyeniye, Leningr. otd-niye, 1980. 263 s., il. (rus)
2. Kirillov I.I., Kirillov A.I. Teoriya turbomashin. Primery i zadachi. Uchebnoye posobiye dlya vuzov. [Theory of turbomachinery. Examples and exercises. Textbook for universities]. Leningrad: Mashinostroyeniye (Leningrad. otd-niye), 1974. 320 s. (rus)
3. Kirillov I.I. Teoriya turbomashin. [Theory of turbomachinery]. Leningrad: Mashinostroyeniye, 1972. 533 s. (rus)
4. Alekseyev O.N., Kirillov A.I., Lapshin K.L., Chernikov V.A. Issledovaniya turbinnykh stupeney s navalom soplovykh lopatok [The research of turbine stages with the bulk of the nozzle vanes]. Trudy LPI. 1969. №310. S. 35–40. (rus)
5. Kirillov I.I., Agafonov B.N., Afanasyeva N.N., Kirillov A.I., Proskuryakov G.V., Chernikov V.A., Shvartsman O.A. Issledovaniye i otrabotka stupeney dlya vysokotemperaturnykh gazovykh turbin. [The research and treatment stages for high temperature gas turbines]. Teploenergetika. 1983. №3. S. 50–55. (rus)
6. Shcheglyayev A.V. Parovyye turbiny. [Steam turbines]. Moscow, 1976. 368 s. (rus)
7. Topunov A.M., Tikhomirov V.A. Upravleniye potokom v teplovykh turbinakh. [Flow control in thermal turbines]. Leningrad, 1979. 151 s. (rus)
8. Lapshin K.L. Optimizatsiya protochnykh chastey parovykh i gazovykh turbin. [Optimization of flow parts of steam and gas turbines]. SPb., 2011. 177 s. (rus)
9. Lapshin K.L. Optimizatsiya protochnykh chastey parovykh turbin s primeneniym «integralnykh» soplovykh lopatok [Optimization of flow parts of steam turbines using «integrated» nozzle vanes]. NTV SPbGPU. 2013. №1(166). S. 61–66. (rus)
10. Lapshin K.L., Fomin V.S., Avrutov Ye.A., Kirillov V.I. Vliyaniye tangentsialnogo naklona napravlyayushchikh lopatok na strukturu potoka i kharakteristiki osevoy turbinnoy stupeni [The influence of the tangential inclination of the guide vanes on the structure of flow and the characteristics of axial turbine stages]. Izvestiya vuzov. Energetika. 1985. № 7. S. 76–80. (rus)
11. Smirnov Ye.M., Kirillov A.I., Ris V.V. Opyt chislenogo analiza prostranstvennykh turbulentnykh techeniy v turbomashinakh [Experience of numerical analysis of spatial turbulent flows in turbomachines]. St. Petersburg State Polytechnical University Journal. 2004. № 1. S. 56–70. (rus)

12. Kirillov A.I., Ris V.V., Smirnov Ye.M. Opyt resheniya metodicheskikh i prakticheskikh zadach chislennogo modelirovaniya techeniy i teploobmena v turbomashinakh [Experience of solving methodological and practical problems of numerical simulation of flows and heat exchange in turbomachines]. *Spravochnik. Inzhenernyy zhurnal. Prilozheniye «Metody sovershenstvovaniya energeticheskikh ustanovok»*. Machine building Publ. Moscow. 2004. № 10. S. 13–19. (rus)

13. Yepifanov A.A., Kirillov A.I., Rassokhin V.A. Raschet trekhmernogo techeniya v stupenyakh maloraskhodnykh turbin [Calculation of three-dimensional flow in turbine stages of economical]. *St. Petersburg State Polytechnical University Journal. Seria: Science and education*. SPb. SPbSPU Publ. 2012. №1. S. 65–70. (rus)

14. Stepanov G.Yu. Gidrodinamika reshetok turbomashin [Hydrodynamics grids of turbomachines]. Moscow, 1962. 512 s. (rus)

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ/AUTHORS

НГУЕН Ан Куанг — аспирант Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого. 195251, Россия, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29.
E-mail: anquang12a1@mail.ru

NGUYEN An Quang — Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University. 29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russia.
E-mail: anquang12a1@mail.ru

ЛАПШИН Кирилл Леонидович — доктор технических наук профессор Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого. 195251, Россия, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29.
E-mail: kirill.lapschin@gmail.com

LAPSHIN Kirill L. — Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University. 29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russia.
E-mail: kirill.lapschin@gmail.com