



УДК 621.165.001.5

*К.К. Нгуен, А.С. Ласкин*

## **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОСЕВОГО ЗАЗОРА НА НЕСТАЦИОНАРНЫЕ СИЛЫ В ТУРБИННОЙ СТУПЕНИ**

*Q.Q. Nguyen, A.S. Laskin*

### **NUMERICAL INVESTIGATION OF THE INFLUENCES OF AXIAL SPACING BETWEEN BLADE ROWS IN A AXIAL TURBINE ON AERODYNAMIC FORCE**

Проведено численное исследование модели осевой турбины с целью определения уровней и характера нестационарных нагрузок, действующих на рабочие лопатки. Для корректности сопоставления моделировалась проточная часть, подобная ранее экспериментально исследованной на обращенной турбине ЛПИ. Выполнены расчеты на основе использования пакета ANSYS CFX, что позволило оценить изменения нестационарных параметров потока и аэродинамических нагрузок на рабочие лопатки в турбинной ступени при вариации межвенцовых осевых зазоров. Выявлена область осевых зазоров, соответствующих минимальному аэродинамическому возбуждению.

ОСЕВАЯ ТУРБИНА; ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ; ОСЕВОЙ ЗАЗОР; ПУЛЬСАЦИЯ ДАВЛЕНИЯ; НЕСТАЦИОНАРНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА.

A numerical study of axial turbine used to determine the level and characteristics of unsteady aerodynamic forces on the rotor blades. Numerical calculations based on the using of the package ANSYS CFX, which made it possible to obtain time-dependent change in the flow parameters and the aerodynamic forces on the rotor blades with variation rotor-stator axial spacing. The axial spacing area which corresponds to the minimum aerodynamic excitation was carried out.

AXIAL TURBINE; NUMERICAL INVESTIGATION; CFX; AXIAL SPACING; PRESSURE FLUCTUATION; AERODYNAMIC FORCE.

Одна из важных практических задач проектирования ступени турбомашин — выбор зазора между сопловым (направляющим) и рабочим венцами. Величина осевого зазора в значительной степени может определять вибронапряженность лопаточного аппарата, КПД турбинной ступени и осевые габариты проточной части турбины [1–10], т. е. ее металлоемкость. Общеизвестно, что увеличение межвенцового осевого зазора благоприятно по соображениям как вибронадежности рабочей лопатки (РЛ), так и КПД ступени. Но как показано в [3, 4], отмеченные аспекты влияния изменения осевого зазора проявляются не монотонно. Поэтому более подробное исследование влияния осевого зазора, в частности на величину возбуждающих нагрузок, — актуальная задача.

Первоначальные работы 60-х годов по влиянию осевого зазора на переменные аэродинамические силы были выполнены экспериментально в МЭИ и ЛПИ [1–4]. Для исследования нестационарного течения в ступени турбомашин в ЛПИ были созданы экспериментальные турбины; опытами на одной из них (обращенная радиальная турбина ЭТН-ЛПИ [1, 5]) были впервые оценены уровни нестационарных нагрузок, которые могли приводить к усталостным поломкам рабочих лопаток.

Сложные и дорогие экспериментальные исследования и сегодня чрезвычайно важны для тестирования результатов численного моделирования процессов в турбинах. Об этом, в частности, свидетельствуют работы [6, 7 и др.], где сочетаются экспериментальные и расчетные подходы.

В связи с развитием вычислительной гидродинамики и появлением коммерческих пакетов типа ANSYS CFX стали возможными исследования процессов нестационарных течений в турбомашинах. В настоящей статье представлены результаты численного моделирования влияния изменения межвенцовых осевых зазоров на величину переменных аэродинамических сил (ПАС), вызывающих колебания рабочих лопаток.

**Цель и задачи исследования.** В данной работе представлены результаты численного моделирования с помощью гидродинамического пакета ANSYS CFX 14.5 нестационарного течения в ступени дозвуковой турбины при изменении осевого зазора. Для описания трехмерного течения использовались осредненные по Рейнольдсу уравнения турбулентного течения жидкости (RANS). Основная задача — выполнение стационарных и нестационарных численных расчетов, которые позволили бы получить характеристики пульсаций давления и нестационарных аэродинамических сил на РЛ. Использована расчетная модель осевой ступени, соответствующая по геометрии венцам испытанной ранее радиальной обращенной турбины (Ласкин А.С., Кириллов И.И., 1966) со специальными измерительными лопатками, оснащенными датчиками давления. Использование направляющих и рабочих лопаток, подобных НЛ и РЛ в обращенной модели, позволяло сравнить численные расчеты с данными, полученными при экспериментальных исследованиях.

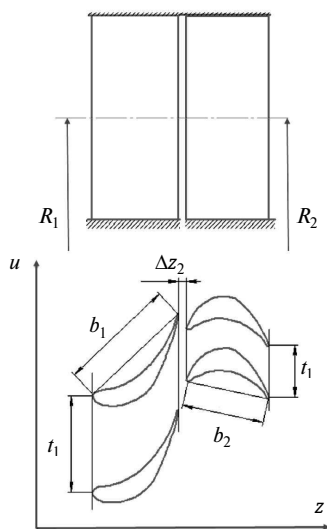


Рис. 1. Схема геометрической модели ступени осевой турбины

Отметим, что все численные моделирования выполняются на 6 узлах 24 ядер кластера Отделения вычислительных ресурсов СПбГПУ. Сформулированы рекомендации по выбору вычислительных опций, обеспечивающих приемлемую точность результатов моделирования.

**Расчетная модель.** Расчетная модель по форме НЛ и РЛ соответствует модели радиальной обращенной турбины ЭТН-1 ЛПИ [1]. Такой подход был принят, чтобы использовать результаты измерения нестационарных давлений из работ [1, 2, 4] как тестовые. Размеры НЛ, РЛ, формы профилей, хорды, шаги, углы установки были одинаковыми (рис. 1) и равными следующим:

*Геометрические параметры осевой турбины*

Размерность.....	Величина
Радиус среднего сечения $R_{1cp} = R_{2cp}$ .....	390,1 мм
Длина НЛ и РЛ $l_1 = l_2$ .....	60 мм
Хорда $b_1$ .....	59 мм
Угол $\alpha_1$ .....	19 град.
Угол $\beta_1$ .....	35 град.
Шаг $t_1$ .....	47,9 мм
Относительный шаг, $\bar{t}_1$ .....	0,8
Число сопловых лопаток, $m_1$ .....	51
Хорда $b_2$ .....	41 мм
Шаг $t_2$ .....	25,4 мм
Относительный шаг $\bar{t}_2$ .....	0,618
Угол $\alpha_2$ .....	65 град.
Угол $\beta_2$ .....	27 град.
Число рабочих лопаток $m_2$ .....	96
Осевой зазор ступени $\Delta z_1$ .....	4; 8; 12; 18; 27; 35 мм
Скорость вращения ротора, $\omega$ .....	104,7 рад/с

При расчетах осевой ступени диапазон измерения осевых зазоров был принят более широким по сравнению с зазорами при эксперименте. Он изменялся в пределах от 4 до 35 мм.

Конечно-элементная сетка построена на основе версии TurboGrid 15. Эта программа позволяет автоматически построить сетки для разных лопаточных венцов турбомашин. Кроме того, TurboGrid дает возможность быстро получить разные варианты геометрии проточной части с помощью файла языка CEL. Количество элементов у статора — 1,3 млн, у ротора — 2,2 млн. Число Рейнольдса —  $Re = 2,5 \cdot 10^5$ , размер ближайшей к поверхности лопатки ячейки —  $y^+ = 1$ . Такая построенная сетка имеет достаточное разрешение для получения точности моделирования турбулентного течения.

Поскольку отношение шагов  $t_1/t_2 = 1,882$  не соответствует строгой периодичности, для более

точного решения выбрана модель, которая состоит из одной лопатки статора и двух РЛ. Относительный градусный шаг  $= 7,0588/7,5 = 1,0625$  — находится в зоне рекомендованных в пакете ANSYS CFX. Всего количество сеточных элементов модели — 5,7 млн.

Рабочее тело — Air Ideal Gas, модель турбулентности —  $k-\omega$  SST двухпараметрическая модель Ментера, степень начальной турбулентности — 5%, опция расчета передачи тепла — Total Energy. Граничные условия: скорость на входе принята 26,5 м/с, чтобы получить отношение  $u/c_1 = 0,48$ , где  $u$  — окружная скорость ротора,  $c_1$  — скорость потока за НА; полная температура на входе — 313 К; статическое давление на выходе — 1 атм. Для стационарного расчета на поверхности сопряжения осреднение в окружном направлении параметров потока выполняется методом Stage.

Предварительный расчет для нестационарного варианта выполняется методом Frozen Rotor. Нестационарный расчет использует метод Transient Rotor-Stator. Расчетный шаг выбирается из 1/50 периода движения РЛ через один шаг НЛ статора. Осредненное число Куранта (Courant number) составляет 5,28 и находится в области рекомендаций программы. На поверхности РЛ в среднем сечении определяют точки для «измерения» нестационарных давлений. Схема точек «измерения» соответствует расположению датчиков при эксперименте ЛПИ (рис. 2).

При моделировании изменения зазора НА смещается вперед, а венец РК сохраняет свое положение. Решения разных вариантов выполняют-

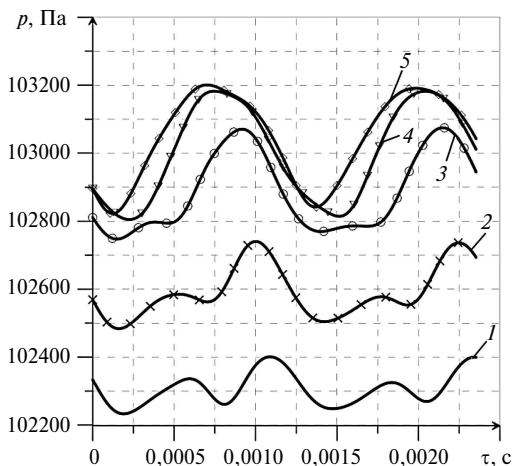


Рис. 3. Пульсация давления в точках 1–5 вогнутой стороны РЛ ( $\Delta z_1 = 12$  мм)

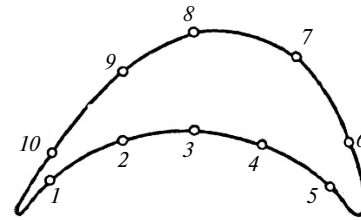


Рис. 2. Схема точек измерения нестационарных параметров

ся файлами на языках CCL и CEL, удобных для приготовления исходных и результатных файлов.

**Результаты.** Изменение статических давлений в разных точках профиля среднего сечения (см. рис. 2) представлено на рис. 3, 4. Пульсации давления имеют периодический характер с основной частотой  $\frac{\omega m l}{2\pi} = 849,8$  Гц (период  $T = 0,00118$  мс).

Нестационарные аэродинамические силы на РЛ вычисляются интегрированием мгновенных статических давлений на поверхности лопаток.

Результаты измерения размаха относительной аэродинамической силы  $\frac{\Delta P_u}{\bar{P}_u}$ , действующей на РЛ при изменении осевого зазора представлен на рис. 5. Значение относительного размаха аэродинамической силы определяется по соотношению

$$\frac{\Delta P_u}{\bar{P}_u} = \frac{P_{u \max} - P_{u \min}}{\bar{P}_u}, \quad (1)$$

где  $P_u$  — проекция нестационарной аэродинамической силы на направление  $u$ ;  $\bar{P}_u$  — осредненная по времени нестационарная аэродинамическая сила.

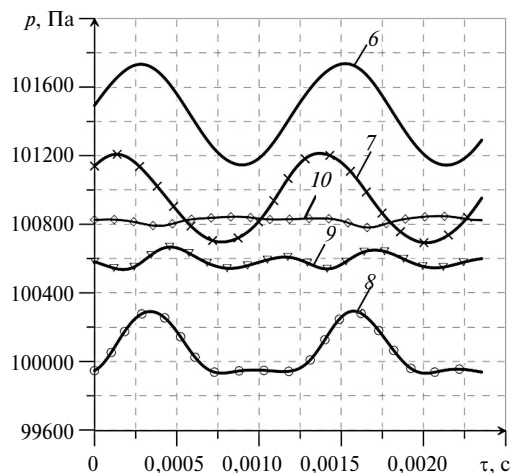


Рис. 4. Пульсация давления в точках 6–10 выпуклой стороны РЛ ( $\Delta z_1 = 12$  мм)

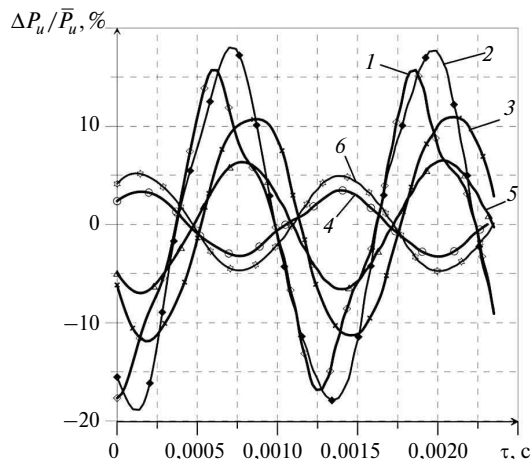


Рис. 5. Изменение  $\Delta P_u / \bar{P}_u$  во времени при различных осевых зазорах  $z$ : 4 (1), 8 (2), 12 (3), 18 (4), 27 (5) и 35 (6)

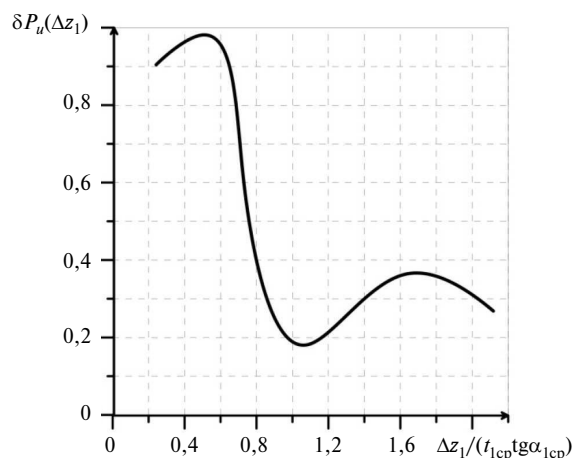


Рис. 6. Зависимость относительной аэродинамической силы от безразмерной координаты  $z_1 / (t_{1cp} \operatorname{tg} \alpha_{1cp})$

Изменение размаха аэродинамических сил находится в пределах 10–30 % от осредненных по периоду значений, что соответствует экспериментальным данным [1]. Этот уровень нестационарных нагрузок может быть опасным при околорезонансных режимах и низких уровнях демпфирования.

В работе [3] показано, что в качестве безразмерной характеристики осевого зазора целесообразно использовать величину  $\bar{\Delta z}_1 = \Delta z_1 / t_{1cp} \operatorname{tg} \alpha_{1cp}$ , где  $\Delta z_1$  — осевой зазор,  $t_{1cp}$  — шаг решетки,  $\alpha_{1cp}$  — угол абсолютной скорости на среднем сечении. Величина  $\bar{\Delta z}_1$  характеризует условия суперпозиции потенциальной и вязкой неравномерностей потока за НА. В исследуемой модели уровень относительных амплитуд  $\frac{\Delta P_u}{\bar{P}_u}$  переменных нагрузок составил 10–20 %. Введем понятие относительной аэродинамической силы в зависимости от относительного зазора  $\bar{\Delta z}_1$  по формуле

$$\delta P_u(\bar{\Delta z}_1) = \frac{\frac{\Delta P_u}{\bar{P}_u}(\bar{\Delta z}_1)}{\max\left(\frac{\Delta P_u}{\bar{P}_u}(\bar{\Delta z}_1)\right)}. \quad (2)$$

Зависимость относительной аэродинамической силы от безразмерной координаты  $\bar{\Delta z}_1$

представлена на рис. 6, из которого следует, что при увеличении осевого зазора относительная аэродинамическая сила уменьшается, но не монотонно. Этот результат численного моделирования согласуется с данными эксперимента [3].

Результаты выполненных численных моделирований показывают:

характер изменения нестационарной аэродинамической силы близок к гармоническому; размахи амплитуд ПАС в диапазоне относительных зазоров  $\bar{\Delta z}_1 = 0,2-2,2$  изменяются в диапазоне от  $\bar{\Delta P}_u = 10\%$  до  $\bar{\Delta P}_u = 30\%$ ;

общая тенденция изменения ПАС при увеличении зазоров характеризуется уменьшением нестационарных сил, но это изменение не монотонно — имеется два максимума ПАС в области  $\bar{\Delta z}_1 = 0,6$  и  $\bar{\Delta z}_1 = 1,6$ ;

можно выделить область зазоров, в котором возбуждение минимально. Эта область зазоров  $\bar{\Delta z}_1 = 0,9-0,4$  может быть рекомендована для практического использования при проектировании турбинных ступеней близкой конфигурации.

Авторы выражают глубокую признательность кандидату технических наук С.А. Галаеву за ценные консультации при постановке численного моделирования.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ласкин А.С., Кириллов И.И. Исследование переменных аэродинамических сил в турбинной решетке, обтекаемой нестационарным потоком // Энергомашиностроение. 1966. №12. С. 17–19.
2. Самойлович Г.С. Возбуждение колебаний лопаток турбомашин. Москва, 1975.
3. Ласкин А.С. Выбор оптимального осевого зазора, обеспечивающего минимум аэродинамического возбуждения колебаний рабочих лопаток газовой турбины // Энергомашиностроение. 1987. №2. С. 18–21.
4. Ласкин А.С. Метод определения оптимального осевого зазора в турбинной ступени // Проб. машиностроения. 1980. С. 73–77.
5. Афанасьева Н.Н., Ласкин А.С., Лапшин К.Л., Черников В.А. [и др.]. Аэродинамические характеристики ступеней тепловых турбин / Под ред. Черникова В.А. Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1980. 263 с.
6. Funazaki K., Yamada K., Kikuchi M., Sato H. Detailed Studies on Aerodynamic Performance and Unsteady Flow Behaviors of a Single Turbine Stage with Variable Rotor-Stator Axial Gap // International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems (Japan). 2008. №2, вып. 1. С. 30–37.
7. Denos R., Busby J.A. [и др.]. Investigation of the Unsteady Rotor Aerodynamics in a Transonic Turbine Stage // Journal of Turbomachinery. 2001. №123, вып. 1. С. 81–89.
8. Hanoca P., Shobhavathy M. CFD Analysis to investigate the effect of axial spacing in a single stage transonic axial flow compressor // Symposium on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicle (SAROD). Bangalore, 2011.
9. Venable B.L. Influence of Vane-Blade Spacing on Transonic Turbine Stage Aerodynamics: Part I — Time-Averaged Data and Analysis // Journal of Turbomachinery. 1999. №121, вып. 4. С. 663–672.
10. Yutaka Yamashita, Kiyoshi Segawa Shuichi Ozaki Experimental and numerical investigations of the influences of axial gap between blade rows on pressure fluctuation // ISUAAAT 13 - S9–4. Tokyo, Japan, 2013.

## REFERENCES

1. Laskin A.S., Kirillov I.I. Issledovaniye peremennykh aerodinamicheskikh sil v turbinnoy reshetke, obtekaemoy nestatsionarnym potokom. *Energomashinostroyeniye*. 1966. №12. S. 17–19. (rus.)
2. Samoylovich G.S. Vozbuzhdeniye kolebaniy lopatok turbomashin. Moskva, s.n., 1975. (rus.)
3. Laskin A.S. Vybora optimalnogo osevoogo zazora, obespchivayushcheno minimum aerodinamicheskogo vozbu-zhdeniya kolebaniy rabochikh lopatok gazovoy turbiny vyp. // Энергомашиностроение. 1987. №2. S.18–21. (rus.)
4. Laskin A.S. Metod opredeleniya optimalnogo osevo-go zazora v turbinnoy stupeni // *Prob. mashinostroyeniya*. 1980. С. 73–77. (rus.)
5. Afanasyeva N.N., Laskin A.S., Lapshin K.L., Chernikov V.A. [i dr.]. Aerodinamicheskiye kharakteristiki stupeney teplovykh turbin / Pod red. V.A. Chernikov. Lenin-grad: Mashinostroyeniye, Leningr. otd-niye, 1980. 263 s. (rus.)
6. Funazaki K., Yamada K., Kikuchi M., Sato H. Detailed Studies on Aerodynamic Performance and Unsteady Flow Behaviors of a Single Turbine Stage with Variable Rotor-Stator Axial Gap. *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems* (Japan). 1. — 2008. №2, vyp. 1. S. 30–37.
7. Denos R., Busby J.A [i dr.]. Investigation of the Unsteady Rotor Aerodynamics in a Transonic Turbine Stage. *Journal of Turbomachinery*. 2001. №123, vyp. 1. S. 81–89.
8. Hanoca P., Shobhavathy M. CFD Analysis to investigate the effect of axial spacing in a single stage transonic axial flow compressor. *Symposium on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicle (SAROD)*. Bangalore, 2011.
9. Venable B.L. Influence of Vane-Blade Spacing on Transonic Turbine Stage Aerodynamics: Part I - Time-Averaged Data and Analysis [Tekst] // Journal of Turbomachinery. 1999. №121, vyp. 4. S. 663–672.
10. Yutaka Yamashita, Kiyoshi Segawa Shuichi Ozaki. Experimental and numerical investigations of the influences of axial gap between blade rows on pressure fluctuation // *ISUAAAT 13 - S9–4*. Tokyo, Japan, 2013.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

НГУЕН Куок Куан — аспирант кафедры турбин, гидромашин и авиационных двигателей Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. 195251, Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29. E-mail: tutu1402@gmail.com

ЛАСКИН Александр Степанович — доктор технических наук профессор кафедры турбин, гидромашин и авиационных двигателей Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. 195251, Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29. E-mail: a.s.laskin@mail.ru

## AUTHORS

NGUYEN Quok Q. — St. Petersburg State Polytechnical University. 29, Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russia. E-mail: tutu1402@gmail.com

LASKIN Alexandr S. — St. Petersburg State Polytechnical University. 29, Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russia. E-mail: a.s.laskin@mail.ru