

УДК 621.431.75

ВАЛИДАЦИЯ CFD – МОДЕЛЕЙ НЕОХЛАЖДАЕМЫХ ТУРБИН ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

©2014 В.Н. Матвеев, Г.М. Попов, Е.С. Горячкин, Ю.Д. Смирнова

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Произведена проверка соответствия параметров, полученных с помощью методов вычислительной газовой динамики, значениям, используемым на ОАО «Кузнецов» в математической модели ГТУ НК – 36СТ. Предметом исследования являются турбина низкого давления и свободная турбина стационарной газотурбинной установки. В процессе исследований созданы три расчётные модели каждой из турбин с различным количеством конечных элементов расчётных сеток, которые не учитывают наличие притракто-вых полостей. Модели первого уровня содержали примерно 450 000 элементов, модели второго уровня – примерно 1 000 000 элементов, модели третьего уровня – примерно 2 000 000 элементов. Также создана модель, включающая притракто-вую полость. В качестве граничных условий на входе в турбины заданы эпюры распределения по высоте проточной части полного давления, полной температуры, угла потока и турбулентной вязкости, полученные из предварительных CFD расчётов. Расчёт был произведён в программном пакете Numesa, его результатом стало получение основных параметров потока в турбинах. На их основе были построены зависимости пропускной способности турбины A , КПД турбины η^* , степени понижения давления турбины π_m^* , угла потока в абсолютном движении на выходе из турбины α_6 от параметра $n/C_{\text{эф}}$. Исследовано влияние размерности расчётной сетки на результаты моделирования характеристик турбин. Исследовано влияние учёта притракто-вых полостей при моделировании на расчётные характеристики турбин. Выработаны рекомендации по построению расчётных моделей неохлаждаемых осевых турбин газотурбинных двигателей, обоснована возможность проведения оптимизационных и предварительных расчётов с использованием моделей, не учитывающих притракто-вые полости.

Турбина низкого давления, характеристика, граничные условия, сетка конечных элементов, расчётная модель, стационарная газотурбинная установка.

В настоящее время одной из актуальных задач авиационного двигателестроения является повышение эффективности газотурбинного двигателя. Общий уровень эффективности двигателя в значительной степени определяется эффективностью его узлов, в частности, турбины [1].

Современный уровень развития методов вычислительной газовой динамики (CFD) позволяет широко их использовать на этапе проектирования турбин для анализа характеристик. Это позволяет существенно сократить сроки и снизить стоимость разработки.

Данная работа посвящена идентификации расчётных моделей неохлаждаемых турбин: турбины низкого давления (ТНД) и свободной турбины (СТ) стационарной газотурбинной установки (ГТУ) НК-36СТ.

В ходе выполнения работы были созданы четыре расчётные модели ТНД и

четыре расчётные модели СТ. Расчётные модели отличались друг от друга количеством элементов расчётных сеток и наличием притракто-вых полостей. Модели первого уровня (модели ТНД_сетка1 и СТ_сетка1) содержали примерно 450 000 элементов на один лопаточный венец (ЛВ). Модели второго уровня (модели ТНД_сетка2 и СТ_сетка2) - примерно 1 000 000 элементов на один ЛВ. Модели третьего уровня (модели ТНД_сетка3 и СТ_сетка3) - примерно 2 000 000 элементов на один ЛВ.

Описанные выше модели не учитывали и не содержали притракто-вые полости. Модели четвёртого уровня (модели ТНД_сетка2_бандаж и СТ_сетка2_бандаж) были построены на основе моделей второго уровня и содержали притракто-вые полости.

Необходимость создания не одной, а четырёх расчётных моделей для каждой

из турбин была продиктована следующими соображениями:

1. Обоснованием выбора достаточного количества элементов расчётной сетки в межлопаточных каналах для численного моделирования рабочего процесса в турбинах (исследование так называемой сеточной сходимости).

2. Обоснованием возможности использования в оптимизационных исследованиях моделей турбин без притрактных полостей для упрощения расчётных моделей и снижения расчётного времени.

При построении всех численных моделей использовались следующие допущения.

1. Течение в каждом ЛВ соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК), а также в притрактных полостях обладает свойством циклической симметрии. Иными словами, течения во всех межлопаточных каналах в пределах одного ЛВ одинаковы, и поэтому каждый ЛВ можно моделировать одним межлопаточным каналом с наложенными на его боковые поверхности условиями периодичности.

2. Характер течения в турбине не является сугубо нестационарным: отсутствуют крупные вихри, пульсации и т.д. Поэтому расчёт можно выполнять в стационарной постановке.

3. Деформации лопаток турбины под действием газовой нагрузки не учитываются при расчёте. Учёт деформаций лопаток и дисков под действием центробеж-

ной и тепловой нагрузок выполняется путём использования «горячего» тракта турбины. Также выполняется учёт монтажных деформаций рабочих лопаток из-за наличия на рабочем колесе бандажного пояса.

4. Свойства рабочего тела описываются моделью идеального газа с учётом переменности теплоёмкости и вязкости в зависимости от температуры рабочего тела.

5. Турбулентность изотропна по всем направлениям. Данное допущение позволяет использовать при расчётах более простые, а, следовательно, менее затратные с точки зрения вычислительных ресурсов одно- и двухпараметрические модели турбулентности, такие как *Spalart-Allmaras*, *k-ε* и *SSTk-ω*.

6. Теплообмен между стенками проточной части и потоком отсутствует. Данное допущение позволяет исключить из расчёта уравнения теплообмена и за счёт этого увеличить скорость расчёта.

На основе указанных допущений в программном комплексе *Numeca AutoGrid5* были построены геометрии расчётных областей моделей ТНД и СТ. На рис. 1 в качестве примера показана геометрия расчётной области ТНД без притрактных полостей (модели *ТНД сетка1*, *ТНД сетка2* и *ТНД сетка3*), а на рис. 2 - геометрия расчётной области СТ с притрактными полостями (модель *СТ_сетка2_бандаж*).

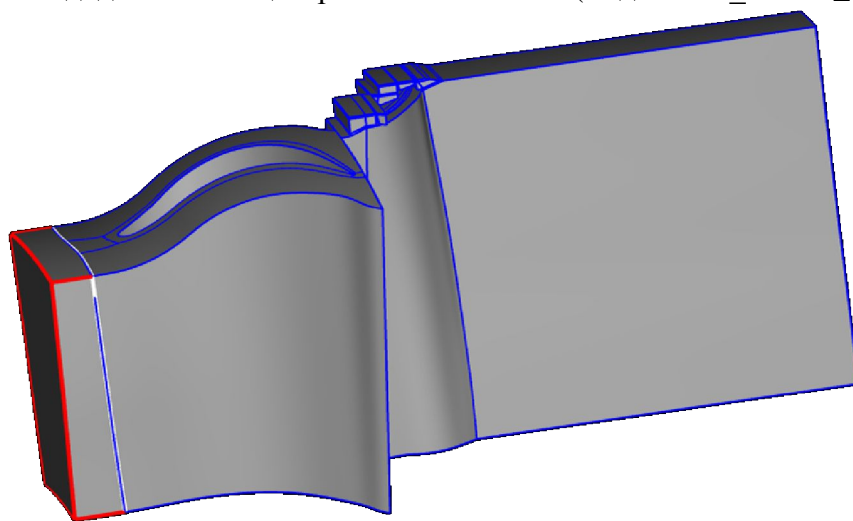


Рис. 1. Геометрия расчётной области ТНД с притрактными полостями

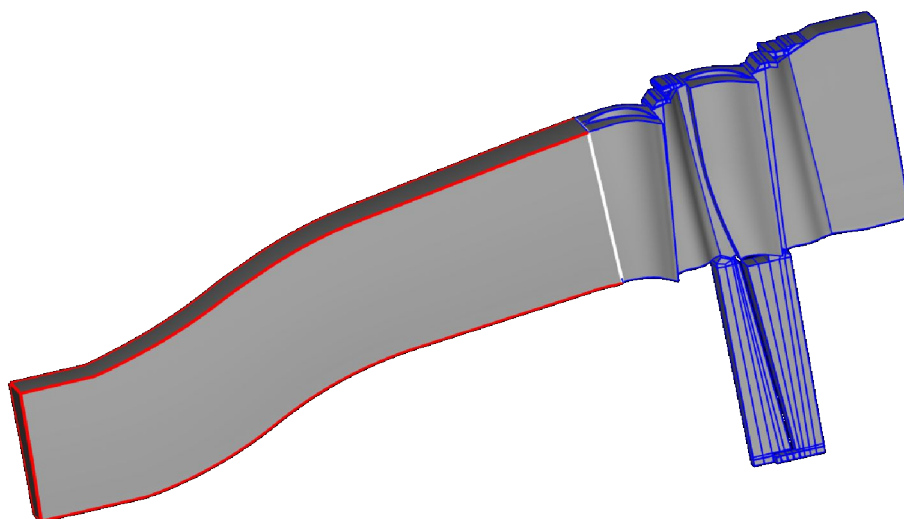


Рис.2. Геометрия расчётной области СТ с притрактовыми полостями

Построение сеток также выполнялось в программном комплексе *Numesa AutoGrid5*. Как было отмечено выше, сетки моделей первого уровня содержали около 450 000 элементов, второго и четвертого - 1 000 000 элементов, третьего - 2 000 000 элементов.

При настройках расчётных моделей турбин в программном комплексе *Numesa Fine Turbo* в качестве рабочего тела использовался идеальный газ со свойствами продуктов сгорания. Газовая постоянная составляла:

$$R = 287,335 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Зависимость теплоёмкости от температуры определялась при помощи следующего полинома:

$$c_p = 829,2 + 0,5068 \cdot T -$$

$$-0,00019254 \cdot T^2 + 0,000000027364 \cdot T^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Вязкость рабочего тела описывалась уравнением Сазерленда:

$$\mu = 1,49 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{273 + 200 \left(\frac{T}{273} \right)^{\frac{3}{2}}}{200 + T} \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}.$$

Расчёты выполнялись в стационарной постановке с использованием модели турбулентности *Spalart-Allmaras*.

При расчётах турбин учитывалось вращение доменов РК. Скорость вращения определялась режимом работы турбины и составляла 5005 об/мин для ТНД и 5000 об/мин для СТ.

В качестве интерфейса между доменами лопаток СА и РК использовался интерфейс *Full Non Matching Mixing Plane*, усредняющий при передаче данных параметры потока в окружном направлении.

В качестве граничных условий на входе в турбины были заданы эпюры распределения по высоте проточной части полного давления, полной температуры, угла потока и турбулентной вязкости в соответствующем сечении проточной части ГТУ. Для ТНД данные эпюры были получены в результате расчёта турбины среднего давления (ТСД) (эпюры параметров на выходе из ТСД), для СТ – в результате расчёта ТНД.

На выходе из турбин задавалось статическое давление на втулке.

На начальном этапе работы были произведены расчёты характеристик турбин с использованием моделей первых трёх уровней (без учёта притрактовых полостей). По результатам расчёта характеристик с использованием каждой из моделей были построены следующие зависимости:

1. Пропускной способности турбины

$$A = \frac{G \sqrt{T_{ex}^*} R}{P_{ex}^*}$$

в зависимости от параметра

$$\frac{n}{c_{эф}^*} : A = f \left(\frac{n}{c_{эф}^*} \right)$$

(рис. 3,а для ТНД, рис. 5 для СТ).

2. КПД турбины η^* в зависимости от параметра

$$\frac{n}{c_{эф}} : \eta^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$$

(рис. 3,б для ТНД, рис. 6 для СТ).

3. Степени понижения давления в ТНД π_m^* в зависимости от параметра

$$\frac{n}{c_{эф}} : \pi_m^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$$

(рис. 3,в для ТНД, рис. 7 для СТ).

4. Угла потока в абсолютном движении на выходе из ТНД α_6 в зависимости от параметра

$$\frac{n}{c_{эф}} : \alpha_6 = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$$

(рис. 4 для ТНД, рис. 8 для СТ).

Полученные зависимости были сравнены между собой и с характеристиками турбин, используемыми на ОАО «Кузнецов» в математической модели ГТУ НК-36СТ (соответственно для каждой из турбин).

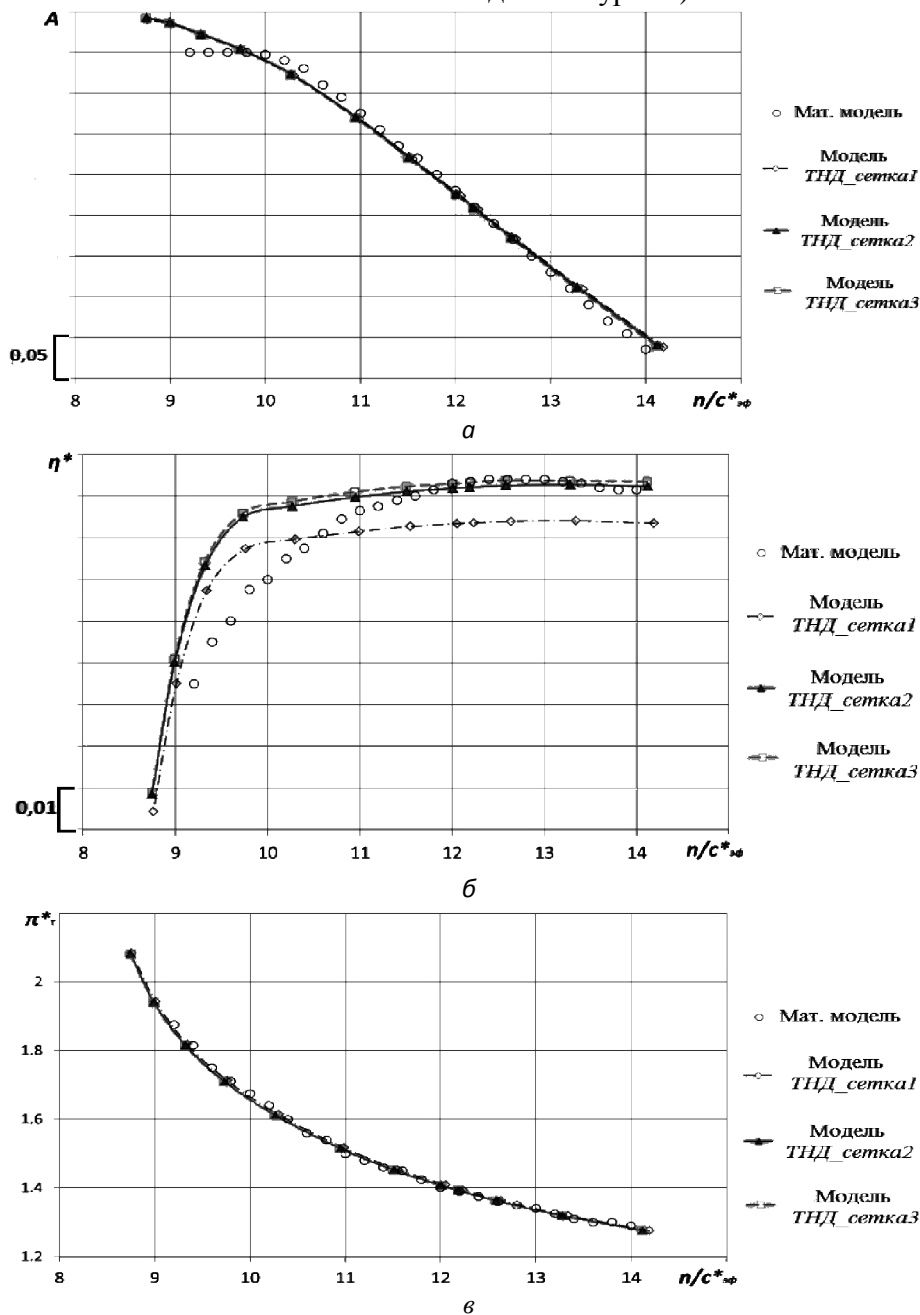


Рис.3. Зависимости $A = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$ (а), $\eta^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$ (б), $\pi_m^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$ (в) для ТНД при $n = 5005$ 1/мин

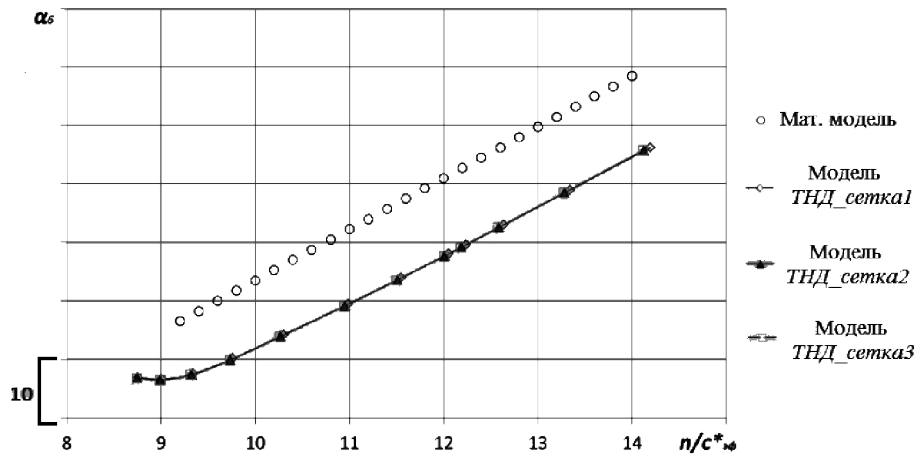


Рис.4. Зависимость $\alpha_6 = f\left(\frac{n}{c_{эф}^*}\right)$ для ТНД при $n = 5005$ об/мин

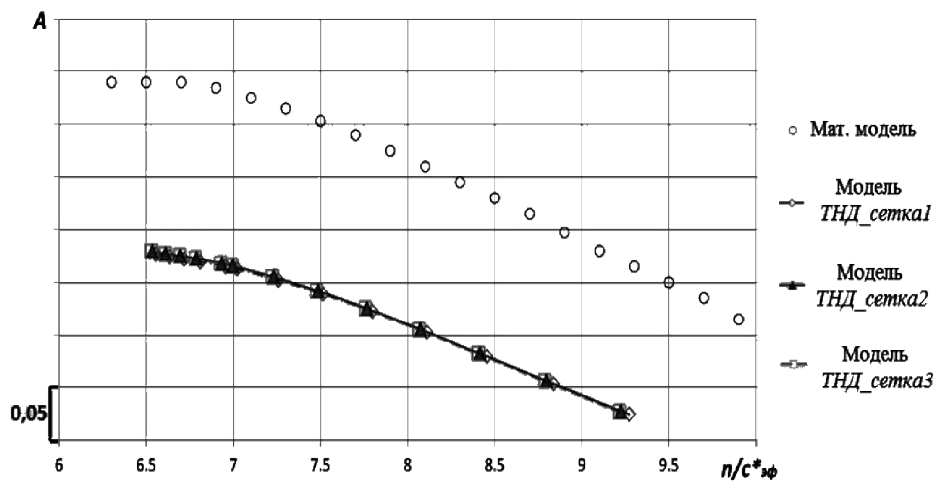


Рис.5. Зависимость $A = f\left(\frac{n}{c_{эф}^*}\right)$ для СТ при $n = 5000$ об/мин

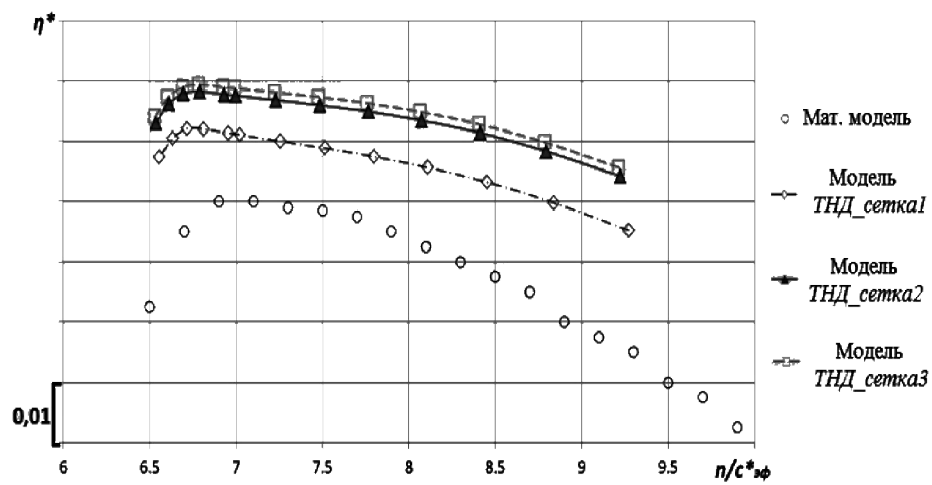


Рис. 6. Зависимость $\eta^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}^*}\right)$ для СТ при $n = 5000$ об/мин

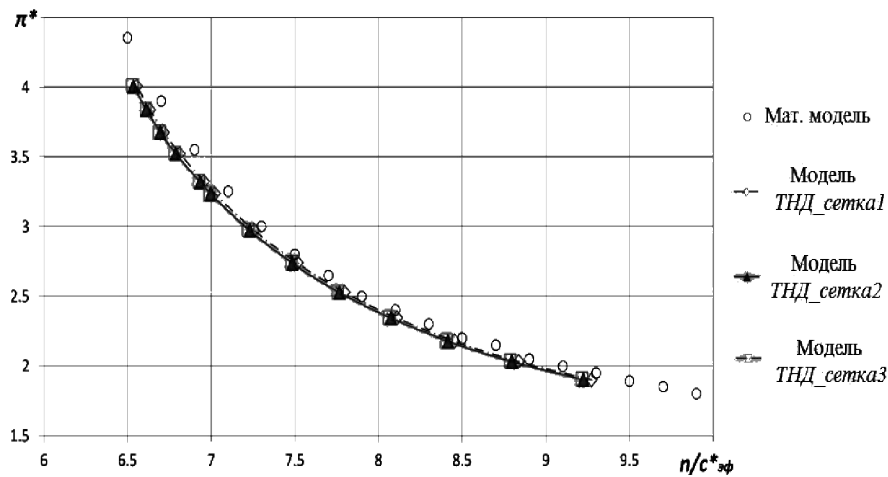


Рис. 7. Зависимость $\pi_m^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}^*}\right)$ для СТ при $n = 5000$ об/мин

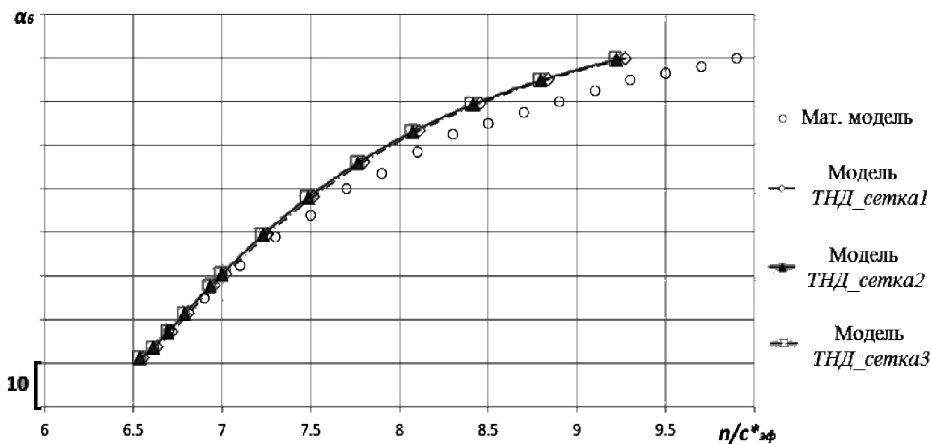


Рис. 8. Зависимость $\alpha_6 = f\left(\frac{n}{c_{эф}^*}\right)$ для СТ при $n = 5000$ об/мин

Из анализа полученных графиков (рис. 3 – 8) можно сделать следующие выводы:

1. Модели всех трёх уровней ТНД и СТ позволяют оценивать характер изменения основных параметров, несмотря на некоторую погрешность в предсказании абсолютных величин параметров.

2. Созданные модели трёх уровней ТНД и СТ отличаются друг от друга, главным образом, предсказанием величины КПД турбин. При этом значения КПД турбин, получаемые при расчёте с использованием моделей второго и третьего уровней отличаются друг от друга незначительно. Следовательно, при исследованиях достаточно использовать модели второго уровня, как обеспечивающие ту

же точность, но имеющие меньшее количество элементов расчётной сетки по сравнению с моделями третьего уровня.

Для оценки влияния притрактовых полостей на расчётные характеристики турбин был произведён расчёт характеристик турбин с использованием моделей четвёртого уровня (модели *ТНД_сетка2_бандаж* и *СТ_сетка2_бандаж*). Как было отмечено выше, данные модели были созданы на основе моделей второго уровня и содержали притрактовые полости турбин.

По результатам расчётов были построены следующие зависимости:

1. Пропускной способности турбины A в зависимости от параметра

$$\frac{n}{c_{эф}^*} : A = f\left(\frac{n}{c_{эф}^*}\right)$$

(рис. 9,а для ТНД и рис. 10,а для СТ).

2. КПД турбины в зависимости от параметра

$$\frac{n}{c_{эф}} : \eta^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$$

(рис. 9,б для ТНД и рис.10,б для СТ).

Полученные зависимости были сравнены с характеристиками турбин, используемыми на ОАО «Кузнецов» в математической модели НК-36СТ, а также с характеристиками турбин, полученными с использованием моделей второго уровня.

Из анализа полученных зависимостей был сделан вывод о том, что при проведении оптимизационных исследова-

ний возможно использование моделей второго уровня. Они позволяют предсказывать поведение характеристик турбин с достаточной точностью, хотя и имеют некоторую погрешность в предсказании абсолютных значений параметров. Однако для проверки результатов оптимизации рекомендуется использовать модели, учитывающие притрактовые области. Наличие утечек через притрактовые полости снижает КПД турбин на 1-2% и увеличивает их пропускную способность.

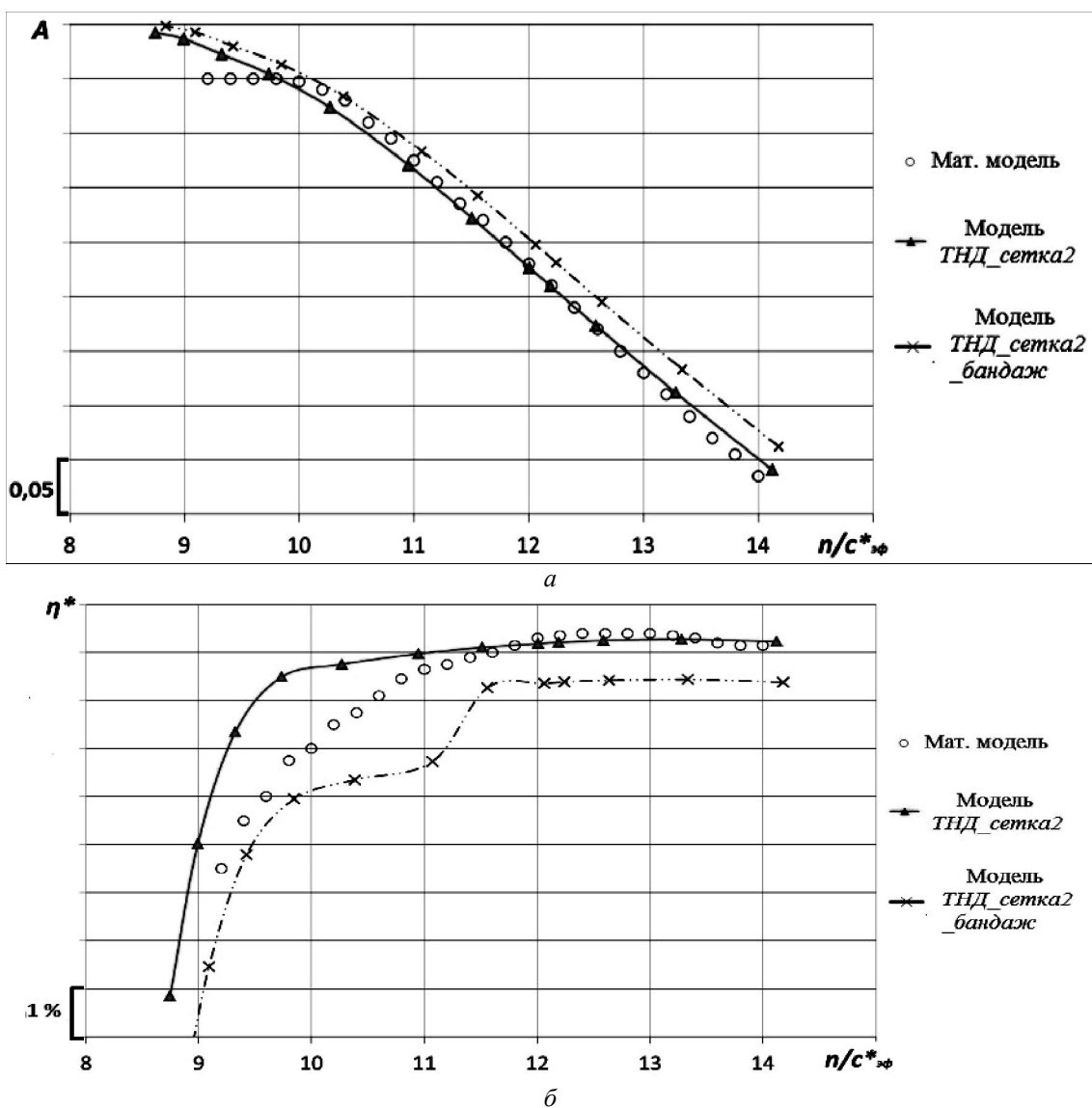


Рис.9. Зависимости $A = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$ (а), $\eta^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}}\right)$ (б), для ТНД при $n = 5005$ об/мин

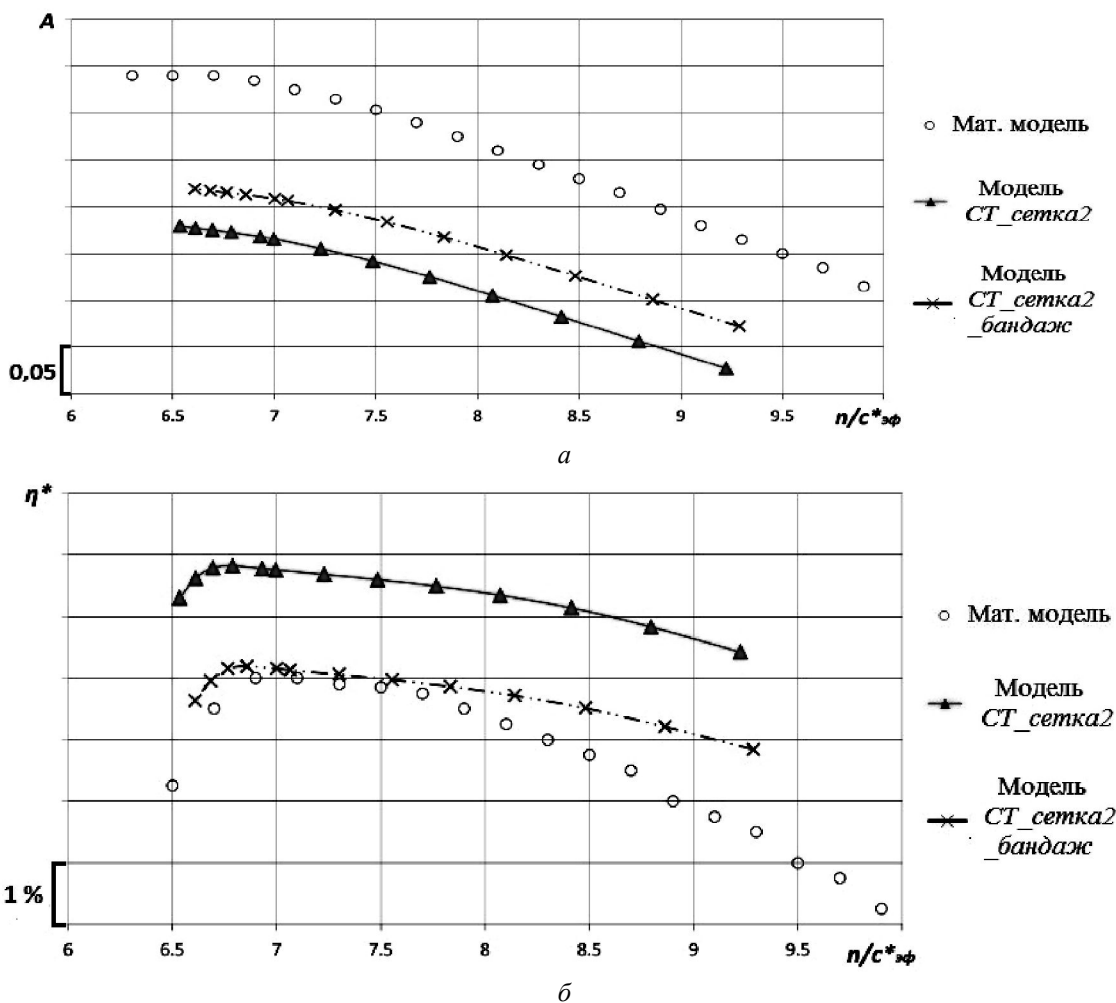


Рис. 10. Зависимости $A = f\left(\frac{n}{c_{эф}^*}\right)$ (а) $\eta^* = f\left(\frac{n}{c_{эф}^*}\right)$ (б) для СТ при $n = 5000$ об/мин

В результате выполнения работы получены следующие результаты:

1. Выработаны рекомендации по созданию расчётных сеток для неохлаждаемых турбин ГТД.
2. Установлено, что учёт притрактных полостей уменьшает расчётный КПД турбин на 1-2%.
3. Доказана возможность проведения оптимизационных и предварительных расчётов с использованием моделей, не

учитывающих притрактные полости. Поверочный расчёт необходимо проводить с использованием моделей, учитывающих притрактные полости.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления №218 от 09.04.2010 (шифр темы 2013-218-04-4777).

Библиографический список

1. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. для вузов М.: Машиностроение, 2003. 616 с.

Информация об авторах

Матвеев Валерий Николаевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теории двигателей летательных аппаратов, Самарский госу-

дарственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: mvn@ssau.ru. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика, проектирование малоразмерных турбоприводов.

Попов Григорий Михайлович, аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: grishatty@gmail.com. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика, рабочие процессы.

Горячкин Евгений Сергеевич, аспирант кафедры теории двигателей лета-

тельных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: evgeni0063@yandex.ru. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика.

Смирнова Юлия Дмитриевна, инженер кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: Y.D.Smirnova@yandex.ru. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика.

VALIDATION OF CFD - MODELS OF GAS TURBINE ENGINE UNCOOLED TURBINES

© 2014 V.N. Matveev, G.M. Popov, E.S. Goryachkin, Yu.D. Smirnova

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

In the course of the work presented in the paper the agreement between the parameters obtained by methods of computational fluid dynamics and the values used in the JSC "Kuznetsov" in the mathematical model of a gas-turbine unit NK-36ST was verified. A low-pressure turbine and a free turbine of a stationary gas turbine plant were the object of research. During the research three computational models of turbines with different numbers of finite-element computational grids were devised that do not take into account the presence of the turbine cavities. The models of the first level contained approximately 450,000 items in one blade row, the models of the second level - approximately one million elements in one blade row, while those of the third level - about 2 000 000 items per one blade row. A model that includes turbine cavities was also constructed. Diagrams of pressure profiles, total temperature, flow angle and turbulent viscosity throughout the height of the flow section derived from the preliminary CFD calculations were set as boundary conditions at the inlet of the turbines. The calculation was performed in the Numeca Fine/Turbo software package and resulted in obtaining the basic parameters of the flow in turbines. The dependences of the flow capacity of the turbine A , turbine efficiency η^* , turbine pressure ratio π_m^* , the outlet flow angle in absolute frame α_6 on the parameter $\frac{n}{C_{эд}^*}$ were found on their basis.

The influence of the calculated mesh dimensions on the results of turbine characteristics simulation was investigated. The effect of taking into account the turbine cavities on the design characteristics of the turbine in the process of simulation was also investigated. Recommendations for constructing computational models of uncooled axial turbines of gas turbine engines are developed, the possibility of optimization and preliminary calculations using models that do not take into account the turbine cavities is justified.

Low-pressure turbine, performance, boundary conditions, finite element mesh, computational model, stationary gas turbine plant.

References

1. Kulagin V.V. Teoriya, raschet i plants: textbook for higher schools].
proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 2003.
energeticheskikh ustanovok [Theory, analy- 616 p.
sis and design of aircraft engines and power

About the authors

Matveev Valery Nikolayevich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Aircraft Engines Theory, Samara State Aerospace University. E-mail: mvn@ssau.ru. Area of Research: work processes in turbomachines, computational fluid dynamics, design of small-sized turbine drives.

Popov Grigory Mikhailovich, postgraduate student of the Department of Aircraft Engines Theory. Samara State Aerospace University. E-mail: grishatty@gmail.com. Area of Research: work processes in turbomachines, computational fluid dynamics, work processes of jet engines.

Goryachkin Evgeny Sergeevich, postgraduate student of the Department of Aircraft Engines Theory. Samara State Aerospace University. E-mail: evgeni0063@yandex.ru. Area of Research: work processes in turbomachines, computational fluid dynamics.

Smirnova Yulia Dmitrievna, engineer of the Department of Aircraft Engines Theory, Samara State Aerospace University. E-mail: Y.D.Smirnova@yandex.ru. Area of Research: work processes in turbomachines, computational fluid dynamics.