

## ВЕРИФИКАЦИЯ ПАКЕТА ПРОГРАММ ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА ЛОГОС НА ПРИМЕРЕ ЗАДАЧ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПРОФИЛЬНЫХ ПОТЕРЬ В ПЛОСКИХ РЕШЁТКАХ ОСЕВЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Говорунов Илья Николаевич, Куманеев Максим Александрович,  
Стёпушкина Анна Вячеславовна (AVStepushkina@vniief.ru)*

ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», г. Саров Нижегородской обл.

В работе представлены результаты расчетов плоских неохлаждаемых решеток осевых турбин. Определены газодинамические характеристики решёток, в частности, зависимость коэффициента профильных потерь от приведённой адиабатической скорости на выходе из решетки. Произведено сравнение полученных результатов с экспериментальными данными продувок решёток в ЦИАМ [1]. Имитационное моделирование турбулентного течения вязкого сжимаемого теплопроводного газа выполнены для сопловых и рабочих лопаток турбины в диапазоне изменения приведенной адиабатической скорости от 0,6 до 1,4 для нескольких углов входного потока. Проверка адекватности полученных результатов численного моделирования выполнена с помощью методов математической статистики.

**Ключевые слова:** плоская решетка, коэффициент профильных потерь, базовый размер ячейки, критерий Фишера, модель турбулентности.

## THE VERIFICATION OF «LOGOS» ENGINEERING ANALYSIS CODE BASED ON CALCULATIONS OF PROFILE LOSSES ON FLAT CASCADES OF AN AXIAL GAS TURBINE ENGINE

*Govorunov Ilya Nikolaevich, Kumaneev Maxim Aleksandrovich,  
Stepushkina Anna Vyacheslavovna (AVStepushkina@vniief.ru)*

FSUE «RFNC-VNIIEF», Sarov Nizhny Novgorod region

Results of calculations of flat no cooled cascades of an axial turbine are presented. In these calculations were determined gas dynamics characteristics of the cascades, in particular was determined a dependence of the profile losses coefficient on normalized adiabatic velocity at cascade exit. Obtained results are compared with experiments were carried out in CIAM [1]. The computer modeling of the turbulent flow of viscous compressible heat-conducting gas was carried out for the nozzle and working turbine blades in range from 0,6 to 1,4 of normalized adiabatic velocity change for several flow inlet angles. The validation of obtained computer modeling results was confirmed with mathematical statistics methods.

**Keywords:** flat cascade, profile losses coefficient, cell base size, Fisher criterion, turbulence model.

С момента создания газотурбинных двигателей (ГТД) и по сегодняшний день вопросы, касающиеся теории, методики расчетов и проектирования осевых газовых турбин не теряют своей актуальности.

Важность изучения осевых газовых турбин как основных элементов в общей компоновке ГТД обусловлено широким спектром вопросов, касающихся

газодинамических процессов, протекающих в межлопаточных каналах. В настоящее время методами вычислительной газовой динамики удается создавать довольно подробные численные модели потока в проточной части, которые в дальнейшем могут быть использованы для оптимизации рабочего процесса турбин. В свою очередь это позволит повысить КПД га-

зовых турбин, поскольку с учетом режимов работы при высоких мощностях и большом сроке службы, в условиях существующей конкуренции важна каждая десятая доля процента эффективности.

Вопрос расчета течения в элементах ГТД включает в себя моделирование турбулентного теплообмена в условиях положительного градиента давления, свободной турбулентности, течений с учетом кривизны линий тока, вращения и закрутки потока, взаимодействия вихревых структур с поверхностью и прочее.

Пакет программ ЛОГОС предназначен, в том числе для решения задач тепломассопереноса, а именно для моделирования турбулентного течения вязкого сжимаемого газа в областях сложной конфигурации на основе решения полной системы уравнений Навье–Стокса, замкнутых дифференциальными моделями турбулентности. В качестве дополнительного члена в уравнении изменения количества движения для решения подобного класса задач добавляются силы инерции, которыми являются сила Кориолиса и центробежная сила. Дискретизация уравнений на неподвижной и подвижной неструктурированной сетке основывается на методе контрольных объемов, в котором используется интегральная формулировка основных законов сохранения. А сама система разностных уравнений решается многосеточным методом на многопроцессорной технике.

В целях верификации пакета программ ЛОГОС и выработки подходов к моделированию процессов в проточной части турбин выбраны плоские турбинные решетки с экспериментально определенными характеристиками [1]. Количественное сравнение результатов численного и экспериментального исследований проводится по зависимости коэффициента профильных потерь от приведенной адиабатической скорости  $\xi_{\text{пр}} = f(\lambda_{\text{ад}})$  (1):

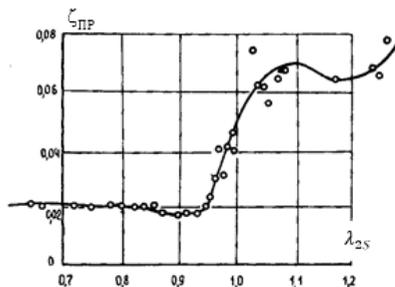
$$\xi_{\text{пр}} = 1 - \frac{c_{1\text{cp}}^2}{c_{\Gamma\text{ад}}^2}. \quad (1)$$

Величина  $c_{\Gamma\text{ад}}$ , соответствующая адиабатической скорости основного потока, вычисляется как:

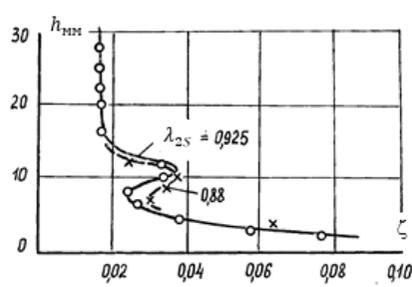
$$c_{\Gamma\text{ад}} = \sqrt{2c_{\text{пр}} T_{\Gamma 0}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_1}{p_{\Gamma 0}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma} - 1}{k_{\Gamma}}} \right]}. \quad (2)$$



а



б



в

Рис. 1. Решетка № 1 (сopловая): а – профиль лопатки, б – зависимость профильных потерь  $\xi_{\text{пр}} = f(\lambda_{\text{ад}})$ , в – зависимость суммарных потерь  $\xi = f(h)$

Входящие в формулы (1) и (2) величины среднего статического давления  $p_1$  и средней скорости потока  $c_{1\text{cp}}$  за решеткой, определяются осреднением в сечении, отстоящем от выходной кромки на величину равную «горлу» лопаточного венца, т. е. на величину минимального расстояния между лопатками.

Средняя скорость потока за решеткой  $c_{1\text{cp}}$  определяется из условия постоянства количества движения:

$$c_{1\text{cp}} = \frac{\int \rho_1 c_1^2 \sin \alpha_{1\text{cp}} dy}{\int \rho_1 c_1 \sin \alpha_{1\text{cp}} dy}. \quad (3)$$

При анализе численного решения значение определяется встроенными средствами ЛОГОС-ПРЕПОСТ как средняя по массовому расходу величина скорости в выбранном сечении. Значение статического давления  $p_1$  вычисляется как среднее по площади значение в выбранном сечении.

Критерии выбора профилей решеток в качестве объектов исследования подробно описаны в [2] и заключаются в следующем. Моделирование процессов в проточной части отдельных решеток позволяет исключить накопления погрешности, связанной с моделированием группы последовательно расположенных лопаточных венцов, и погрешности, возникающей при моделировании интерфейса между вращающимися и неподвижными венцами.

Рассмотрены решетки в широком диапазоне лопаточных углов  $\beta_{1k}$ , которые используются в разных сечениях сопловых и рабочих лопаток и для которых представлены экспериментальные данные не только по профильным потерям  $\xi_{\text{пр}} = f(\lambda_{\text{ад}})$ , но и по распределению суммарных потерь по высоте лопатки  $\xi = f(h)$ , рис. 1–3. Последние позволяют судить о величине вторичных потерь и дают возможность моделировать процесс обтекания в двумерной постановке, что удобно для верификации. Перечисленным критериям в полной мере удовлетворяют решетки № 1, рис. 1,а, № 34, рис. 2,а и № 168, рис. 3,а [1]. На рис. 1,б, в, рис. 2,б, в, рис. 3,б, в, приведены зависимости профильных потерь  $\xi_{\text{пр}} = f(\lambda_{\text{ад}})$  и зависимости суммарных потерь  $\xi = f(h)$  этих решеток, соответственно.

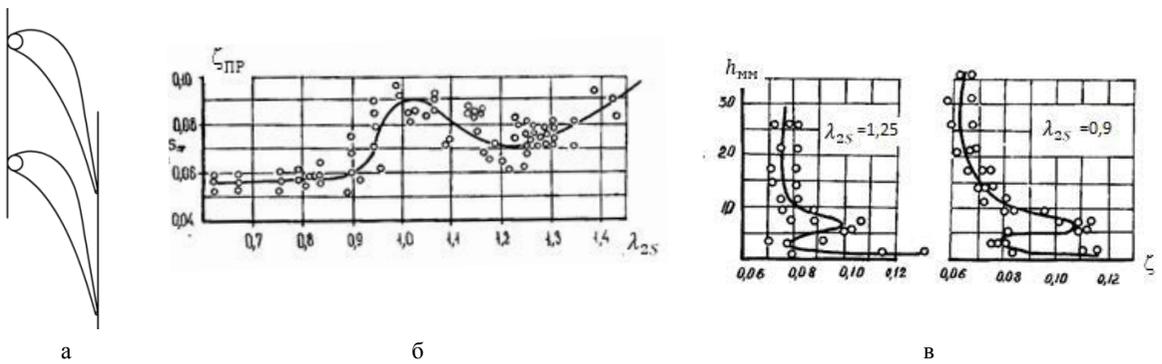


Рис.2. Решетка № 34 (сопловая): а – профиль лопатки, б – зависимость профильных потерь  $\xi_{\text{ПР}} = f(\lambda_{\text{ад}})$ , в – зависимость суммарных потерь  $\xi = f(h)$

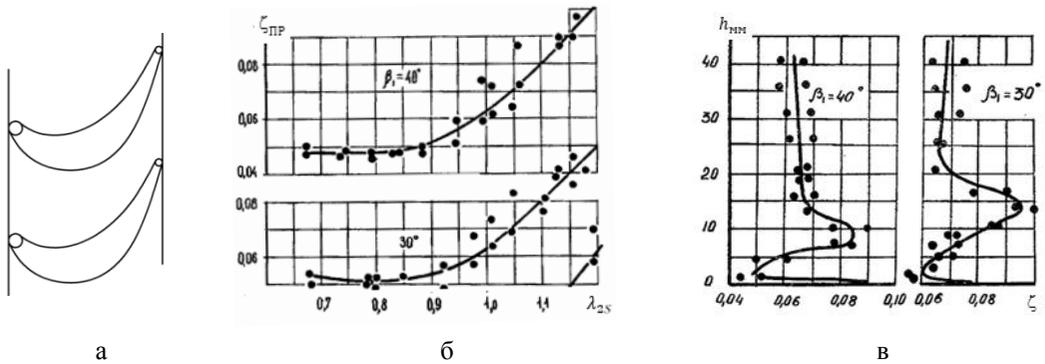


Рис.3. Решетка № 168 (рабочая): а – профиль лопатки, б – зависимость профильных потерь  $\xi_{\text{ПР}} = f(\lambda_{\text{ад}})$ , в – зависимость суммарных потерь  $\xi = f(h)$

Типовая расчетная схема (рис. 4) представляет собой газовую область обтекания лопатки. В силу циклического характера течения в межлопаточных каналах моделируется только одна лопатка с соответствующими граничными условиями.



Рис. 4. Расчетная схема

Параметры рабочего тела и граничных условий для выбранных решеток соответствуют экспериментальным параметрам (см. табл. 1).

Обязательным этапом численного моделирования физических процессов на дискретных расчетных моделях является исследование сеточной сходимости, т.е. определение чувствительности получаемого решения к степени дискретизации по пространству. Субъективный принцип исследования заключается в выполнении ряда расчетов на различных по размерно-

сти (количеству ячеек) расчётных сетках, которые характеризуются базовым размером ячеек  $l$ . Сеточная сходимость считается достигнутой, если при уменьшении размера ячеек сетки не происходит значительного изменения рассчитываемого параметра.

Таблица 1

Граничные условия

Граница		Значение параметра
Вход:		
полное давление, атм		101325
полная температура, К		295
Выход:	Номер решетки	
$\lambda_{\text{ад}}$	1	0,6...1,3
	34	0,7...1,4
	168	0,7...1,2

Численное моделирование процессов на примере плоских решеток позволяет исследовать ограниченное количество явлений в турбомашинах. Для чего вполне достаточно разрабатывать сеточные модели на основе четырехугольных (в двумерном приближении) и шестигранных ячеек (в трехмерном приближении), которые обладают большим порядком точности разностной схемы в сравнении с другими типами ячеек и не требуют дополнительных процедур, например, коррекции неортогональности. При исследовании особенностей трехмерных тече-

ний в бандажных полках, замковых соединениях, вторичных полостях и т. д. разработка сеточных моделей на основе шестигранных ячеек приемлемого качества потребует ряда упрощений и связана с большими трудозатратами в сравнении с сетками на основе произвольных типов ячеек – тетраэдров или многогранников. В рамках выработки подхода к мо-

делированию процессов в проточной части турбин, в дополнение к исследованию сеточной сходимости проведен анализ влияния типа ячеек на точность получаемых результатов. Данные исследования проведены на примере решетки № 168 с углом потока на входе в решетку  $30^\circ$ , модель турбулентности SA. Сеточные модели и результаты представлены на рис. 5–8.

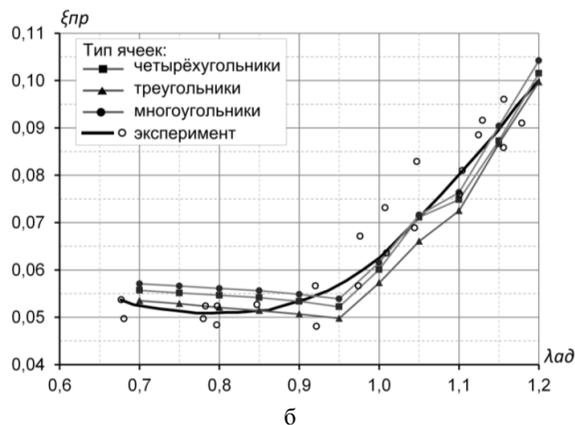
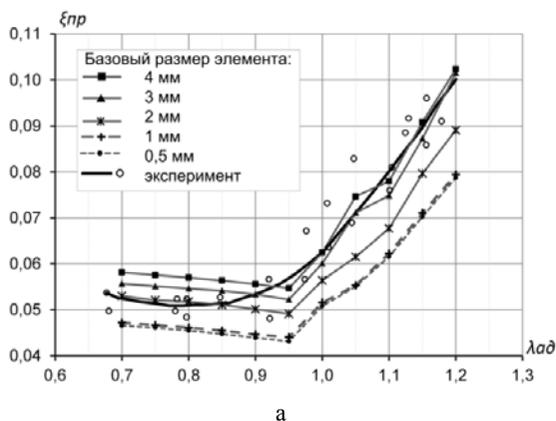


Рис. 5. Зависимость профильных потерь  $\xi_{пр} = f(\lambda_{ад})$ : а – от размера ячейки, б – от типа ячейки

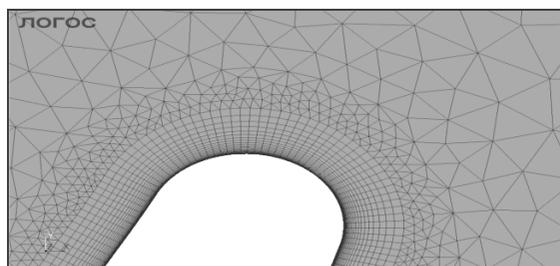
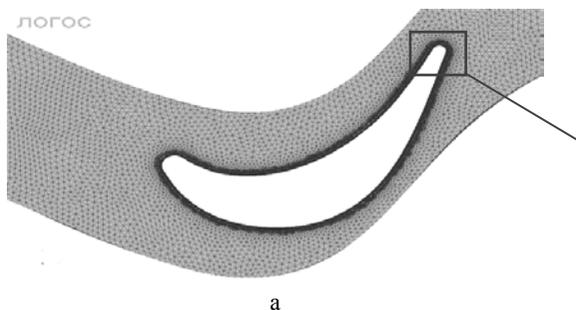


Рис. 6. Сеточная модель: а – с треугольным типом ячеек, б – фрагмент сетки

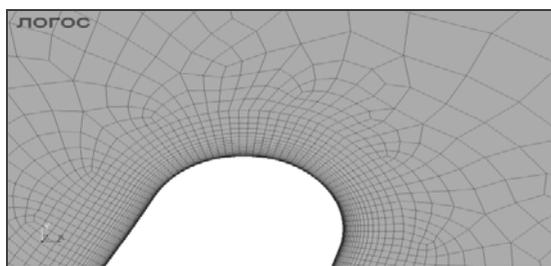
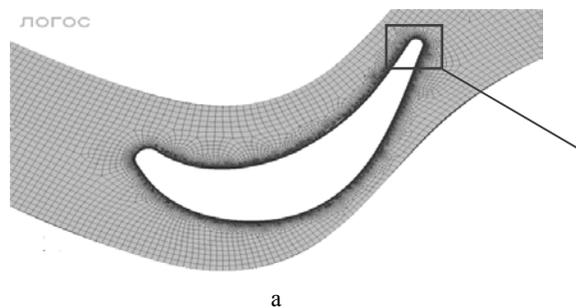


Рис. 7. Сеточная модель: а – с четырехугольным типом ячеек, б – фрагмент сетки

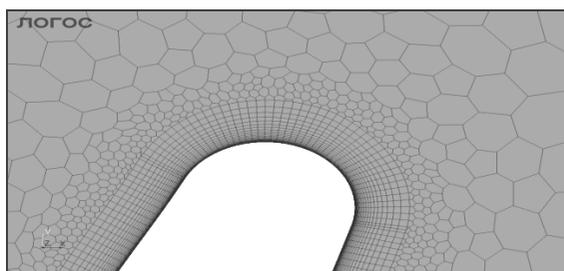
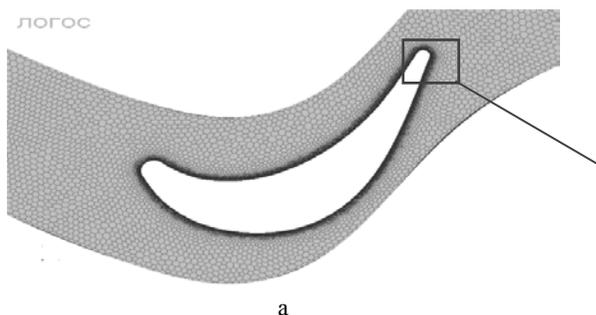


Рис. 8. Сеточная модель: а – с многоугольным типом ячеек, б – фрагмент сетки

Адекватность применения численной модели для описания экспериментальных зависимостей устанавливается по критерию Фишера, являющимся одним из методов регрессионного анализа [1–3]. Согласно критерию численную методику можно считать адекватной, когда  $F < F_{кр}$ , где  $F_{кр}$  – критическое значение критерия, характеризующее однородность дисперсий и определяющееся по таблице из [2] при числе степеней свободы  $(n, \infty)$ , где  $n$  – число точек характеристики (расчетной или экспериментальной), и доверительной вероятности 0,95.

Проведенные расчетные исследования на сетках с различным типом и размером ячеек показали, что все характеристики вида  $\xi_{пр} = f(\lambda_{ад})$  качественно повторяют экспериментальные (см. рис. 5), а также являются адекватными им: значения критерия Фишера для всех расчетных зависимостей меньше критических  $F < F_{кр}$ . При этом изменение типа ячеек не меняет поведения расчетных характеристик, а лишь немного сдвигает их вдоль оси ординат.

Дальнейшие исследования заключаются в определении точности численных расчетов на основе различных моделей турбулентности. На рис. 9 представлены расчетные характеристики зависимости профильных потерь от приведенной скорости потока, полученные на основе моделей турбулентности: Shear Stress Transport (*SST2003\**), Spalart Allmaras (*SAmodified\**), *SA\_RC*, *RSM\_Wt*. Установлено, что реализованные в ЛОГОС [4] модели турбулентности позволяют качественно повторить экспериментальные зависимости профильных потерь (см. табл. 2). При этом изменение модели турбулентности не меняет поведения расчетных характеристик, а лишь немного сдвигает их вдоль оси ординат.

В рамках проведенного исследования получены поля расчетных величин при обтекании выбранных плоских решеток. Приведенные на рис. 10 поля числа Маха соответствуют приведенной скорости  $\lambda_{ад} = 1$  и модели турбулентности Spalart Allmaras.

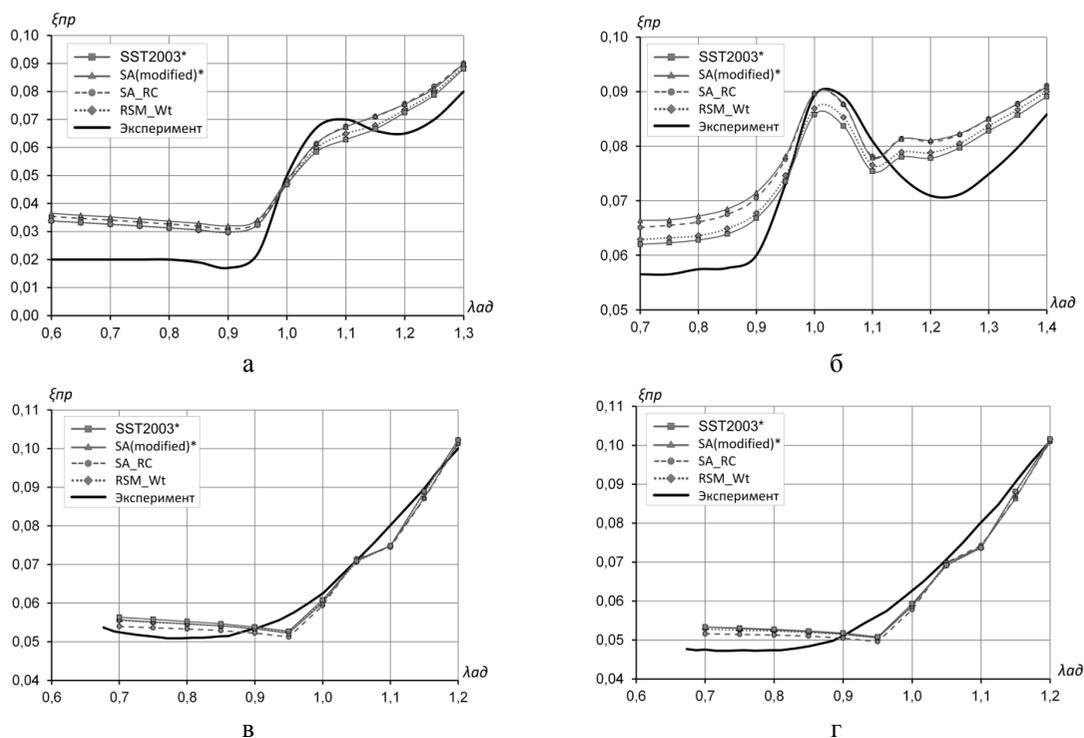


Рис. 9. Экспериментальные и расчетные зависимости профильных потерь от приведенной скорости потока, полученные на основе различных моделей турбулентности для решеток разного профиля: а – решетка № 1, б – решетка №3 4, в – решетка №168,  $\beta_1 = 30^\circ$ , г – решетка № 168,  $\beta_1 = 40^\circ$

Таблица 2

Значения критерия Фишера расчетных характеристик  $\xi_{пр} = f(\lambda_{ад})$  для различных моделей турбулентности

Модель турбулентности	Решетка			
	№ 1	№ 34	№ 168 угол атаки $\beta_1 = 40^\circ$	№ 168 угол атаки $\beta_1 = 30^\circ$
<i>SST(2003)*</i>	1,02	0,33	0,19	0,16
<i>SA(modified)*</i>	1,41	0,70	0,18	0,15
<i>SA_RC</i>	1,27	0,62	0,16	0,15
<i>RSM_Wt</i>	1,02	0,39	0,17	0,15
Критическое значение $F_{кр}$	1,67		1,79	

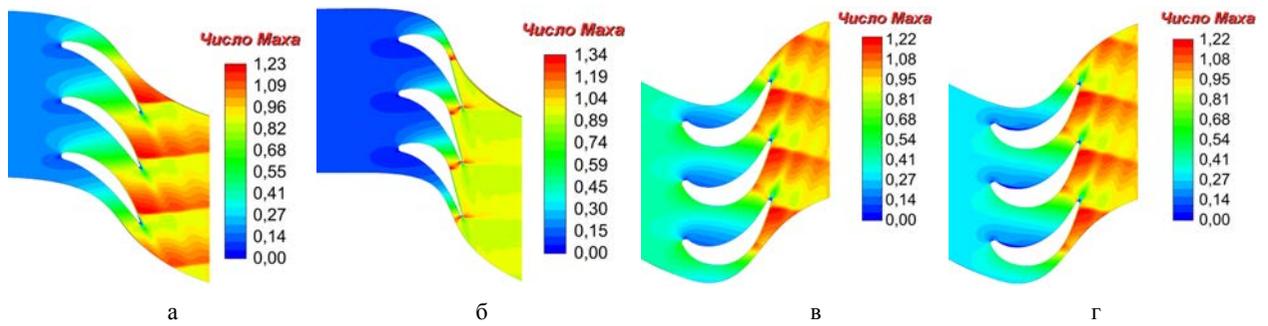


Рис. 10. Поле числа Маха при  $\lambda_{ад} = 1$ , модель турбулентности Spalart Allmaras: а – решетка № 1, б – решетка № 34, в – решетка № 168,  $\beta_1 = 30^\circ$ , г – решетка № 168,  $\beta_1 = 40^\circ$

На основе данной верификации можно сделать вывод о высокой степени готовности пакета программ инженерного анализа ЛОГОС [4] для решения задач об обтекании плоских решеток турбин, в том числе на сетках с произвольным типом ячеек.

В качестве направлений дальнейшего исследования намечены верификация на трехмерных моделях, учитывающих сложную конструкцию лопаток в периферийной и замковой части, а также исследования в части адаптации моделей турбулентности к данному классу задач.

### Список литературы

1. Венедиктов В. Д., Грановский А. Д., Карелин А. М., Колесов А. Н., Мухтаров М. Х. Атлас экс-

периментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин. М.: ЦИАМ, 1990.

2. Попов Г. М. Методы формирования численных моделей рабочего процесса осевых неохлаждаемых авиационных турбин: дис. канд. техн. наук: 05.07.05/ Попов Григорий Михайлович. Самара, 2017.

3. Дрейпер Н. Р., Смит Г. / пер. с англ. Прикладной регрессионный анализ: в 2-х кн. М.: Финансы и статистика, 1986.

4. Цифровой продукт «Логос-Аэрогидромеханика» [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://logos.vniief.ru/products/tvd>.