

## РАЗРАБОТКА МНОГОУРОВНЕВОГО РАСЧЕТНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВЫСОКОНАГРУЖЕННОГО МАЛОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Иноземцев А.А.<sup>1</sup>, Плотников А.И.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь.

<sup>2</sup>Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь, [plotnikov-ai@avid.ru](mailto:plotnikov-ai@avid.ru)

Работа посвящена разработке многоуровневого расчетного комплекса для определения газодинамических характеристик высоконагруженного малоступенчатого осевого компрессора и совершенствованию его параметров. Объектом исследования является компрессор перспективного турбореактивного двухконтурного двухвального двигателя. Проведена идентификация расчетных моделей, создан многоуровневый расчетный комплекс, позволяющий точно описать характеристики компрессора на всем диапазоне частот вращения. Приведен анализ структуры течения вблизи границы устойчивой работы ступени. Предложен способ определения границы устойчивой работы по предельному значению фактора диффузорности Либлейна. Уточнены предельные значения диффузорности для высоконапорных ступеней.

Ключевые слова: осевой компрессор, высоконапорная широкохордная ступень, трехмерный расчет, граница устойчивой работы, эквивалентная шероховатость поверхности, идентификация, характеристика компрессора.

## RESEARCH OF MULTILEVEL CALCULATION COMPLEX FOR IDENTIFICATION PERFORMANCES OF HIGH-LOAD FEW-STAGE AXIAL COMPRESSOR

Inozemtsev A.A.<sup>1</sup>, Plotnikov A.I.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>OJSC "Aviadvigatel", Perm.

<sup>2</sup>Permsky National Research Polytechnic University, Perm, [plotnikov-ai@avid.ru](mailto:plotnikov-ai@avid.ru)

The paper is dedicated to the development of multi-level calculation complex for identification performances of high-load few-stage axial compressor and improve its dynamic parameters. The subject of research is an advanced turbojet bypass two-shaft engine compressor. The research activities included consideration of specifics of stage matching in a high-load compressor, identification of computational models, development of the multitier computation suite that enables accurate definition of compressor performance throughout the entire speed range. Flow structure is analyzed in the point close to the stage surge margin. The method of the surge margin defining based on the Lieblein diffusion factor limit has been suggested. Diffusion rate ultimate values have been specified.

Keywords: axial compressor, high-pressure wide-chord stage, 3D analysis, surge margin, sand-grain roughness, identification, compressor performance.

При создании перспективных авиационных двигателей и газотурбинных установок для энергетики и транспорта газа актуальной является задача совершенствования расчетных методов проектирования, верификации математических моделей и экспериментальной доводки.

Настоящая работа посвящена разработке многоуровневого расчетного комплекса для определения газодинамических характеристик высоконагруженного малоступенчатого осевого компрессора и совершенствованию его параметров. Объектом исследования является компрессор турбореактивного двухконтурного двигателя, предназначенного для ближне-, среднемагистральных самолетов и промышленных газотурбинных установок [2].

Для обеспечения конкурентоспособности двигателя при его проектировании применены самые передовые конструктивные решения и технологии, прежде всего компактный высокоэффективный газогенератор, в состав которого входит исследуемый компрессор [3].

В работе рассмотрены особенности согласования ступеней высоконагруженного компрессора. Проведена идентификация расчетных моделей, создан многоуровневый расчетный комплекс, позволяющий точно описать характеристики компрессора на всем диапазоне частот вращения. На базе созданного расчетного комплекса определен резерв и разработаны мероприятия, позволяющие при минимальных вносимых изменениях в конструкцию значительно повысить газодинамические параметры компрессора.

### **Постановка экспериментального исследования**

Экспериментальные исследования проводились на специальном стенде для испытаний компрессоров большой мощности, созданном в ОАО «Авиадвигатель» (рис. 1).

Приводом установки являются два приводных двигателя Д-25В, мощность с валов силовых турбин передается через мультипликатор. Для определения расхода воздуха используются мерные коллекторы. Воздух в установку поступает через стендовый воздухопровод с ресивером. Стенд оснащен универсальной автоматизированной системой сбора и обработки экспериментальных данных распределенного типа, работающей в режиме реального времени [6].

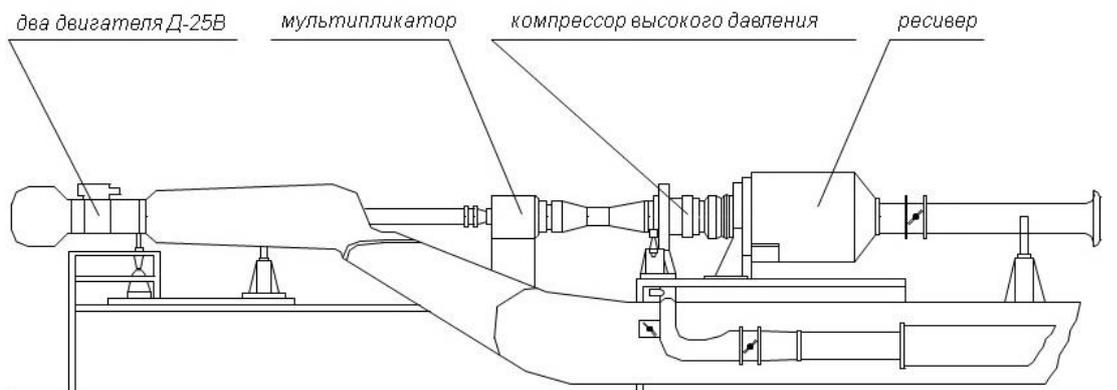


Рис. 1. Установка для испытаний компрессоров.

### **Результаты двумерного моделирования**

Выбор методики численного моделирования, обеспечивающей адекватность результатов и сходимость с полученными экспериментальными данными, является ключевым моментом при проектировании и доводке параметров турбомашины.

На первом этапе проведена настройка двумерной модели. Двумерный расчет позволяет получить необходимую картину течения, связать воедино протекание процессов в различных сечениях по высоте лопатки, выявить ограничения по углу атаки и предельной аэродинамической нагруженности венцов при минимальных временных затратах. Расчетная схема модели представлена на рисунке 2.

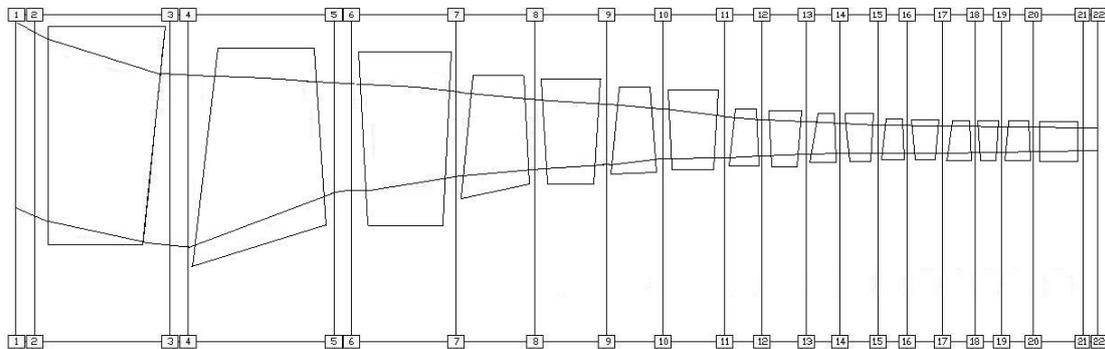


Рис. 2. Расчетная схема двумерной модели.

Хотя по своей концепции двумерные расчеты не включают в себя учет вязкости и ряда других нестационарных эффектов, их влияние задается путем введения поправок на потери и отклонение угла потока. Введение этих поправок позволяет точно идентифицировать двумерную модель согласно экспериментальным данным и позволяет проводить как проектировочные задачи, так и прогнозировать характеристики компрессора в широком диапазоне частот вращения ротора.

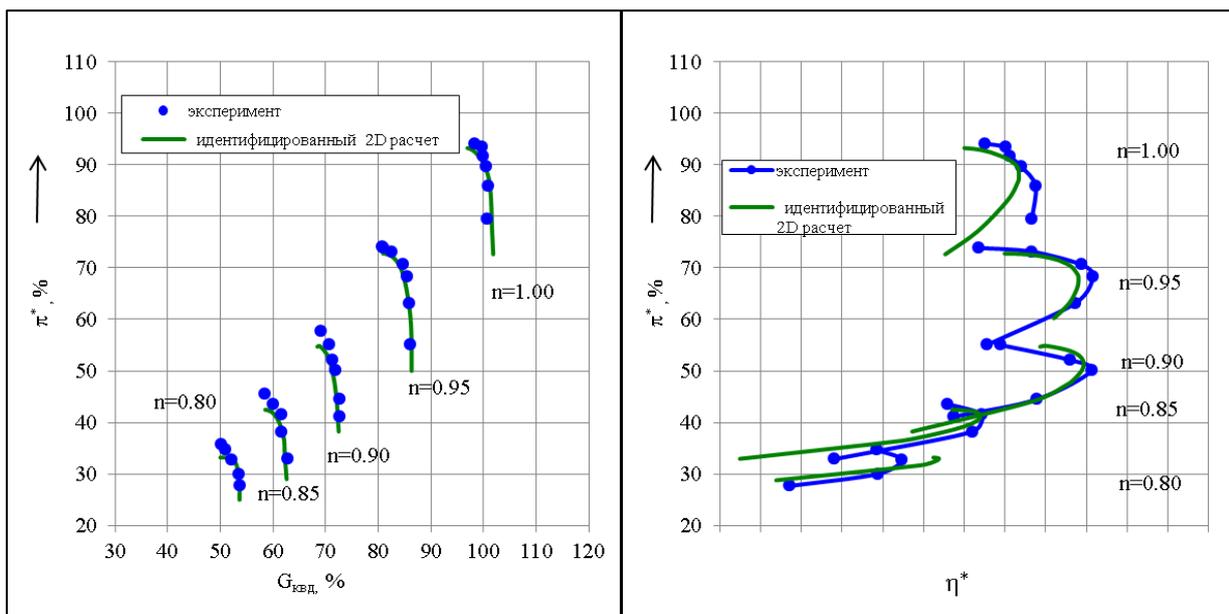


Рис. 3. Результаты расчета характеристик компрессора по идентифицированной двумерной математической модели.

По результатам идентификации получена математическая модель компрессора высокого давления, описывающая его характеристики во всем диапазоне режимов работы (рис. 3). Результаты, полученные по идентифицированной двумерной модели, совпадают с экспериментом в пределах отклонений  $\varepsilon \leq 0,5\%$ . Получено хорошее совпадение с экспериментальными данными не только по интегральным напорным характеристикам, но и по распределению полей полных давлений и температур по высоте лопаток во всем диапазоне частот вращения ротора.

В данной работе выдвинуто предположение о том, что именно первая ступень определяет облик всего компрессора в целом. Поэтому необходимо точное определение диапазона ее устойчивой работы. Для определения границы устойчивой работы предложен критерий диффузорности Либлейна, характеризующий начало развития срыва потока на профиле в решетке.

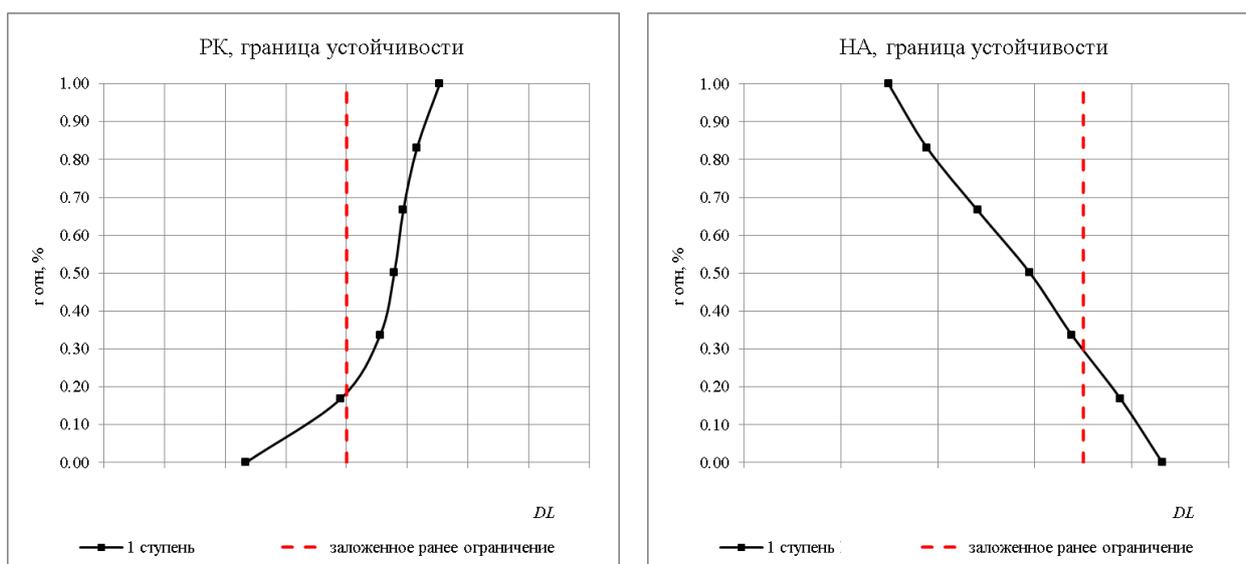


Рис. 4. Сравнение распределения коэффициента диффузорности Либлейна по высоте 1 ступени.

Высоконапорные сверхзвуковые ступени имеют большие коэффициенты диффузорности по сравнению с дозвуковыми, поэтому заложенные ранее ограничения не применимы для определения границы помпажа.

Для получения статистических зависимостей диффузорности Либлейна на границе устойчивой работы ступени проведены работы по идентификации двумерной модели по результатам испытаний следующих изделий: изолированной первой ступени компрессора,

полноразмерного компрессора, газогенератора, компрессора двигателя-демонстратора, первых трех ступеней компрессора, испытаний типовых высоконапорных ступеней.

В результате выявлен диапазон значений фактора диффузорности для высоконагруженных ступеней, что позволило уточнить прогнозирование помпажа. Для каждого из режимов определены свои предельные значения диффузорности (рис. 4).

### **Результаты трехмерного моделирования**

На следующем этапе численного моделирования проведен расчет газодинамических параметров восьмиступенчатого компрессора в трехмерной вязкой постановке с помощью коммерческого программного комплекса ANSYS CFX V14. Моделирование течения проводилось в стационарной постановке, воздух рассматривался как совершенный газ. Граничные условия на входе в компрессор определялись распределением полей полного давления и полной температуры, соответствующих экспериментальным замерам, и параметрами турбулентности.

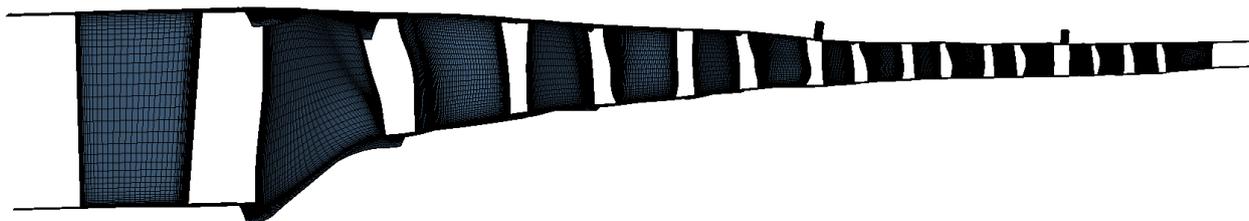


Рис. 5. Расчетная сетка компрессора.

Граничные условия на выходе из компрессора задавались величиной статического давления. На периодических границах областей определялись условия периодического интерфейса между боковыми сторонами расчетной области для каждого венца. На сопрягающихся границах областей, которые принадлежат к разным венцам, определялся интерфейс между вращающейся и неподвижной областью (Stage), который производит интерполяцию между сопрягающимися расчетными сетками с учетом изменения системы координат и выполнения законов сохранения [8].

Моделирование турбулентности осуществлялось с помощью дифференциальной модели  $k-\omega$  (степень турбулентности на входе  $\varepsilon = 5\%$ ). Для построения сеток использовалась программа AutoGrid с применением топологии ATM – автоматизированного сеточного генератора. Объемы сеток на один венец - от 300 тысяч до 700 тысяч ячеек. Расчетная сетка представлена на рисунке 5. Радиальные зазоры венцов составили 0,4 мм.

Критериями установления течения в проточной части служат: удовлетворительное совпадение расходов воздуха на входе и выходе модели (критерием сходимости является

достижение величиной среднеквадратичной невязки уровня  $10^{-4}$ ), установление основных параметров ( $\pi^*_k$  и КПД). За граничную точку потери ГДУ принимается точка с установившимся течением, за которой следует режим, где образуется обратный ток с падением расхода воздуха по входу и выходу.

Особое внимание в работе уделено эквивалентной шероховатости  $k_s$  поверхностей стенок проточной части и лопаток. Задаваемые значения параметров шероховатости приведены в таблице 1.

Таблица 1

Ступень	$k_s$ периферии, мм	$k_s$ втулки, мм	$k_s$ лопатки, мм
Переходный канал на входе в компрессор	0,064	0,064	0,0016
Рабочие колеса	0,0032	0,0016	0,0016
Направляющие аппараты	0,0032	0,0016	0,0016

Включение в расчет эквивалентной шероховатости привело к учету турбулизации пограничного слоя и срывных явлений на втулочном сечении, что свидетельствует о лучшем описании границы устойчивой работы.

Это позволяет описать характеристики ступени с минимальным расхождением расчета и эксперимента. Результаты моделирования представлены на рисунке 6.

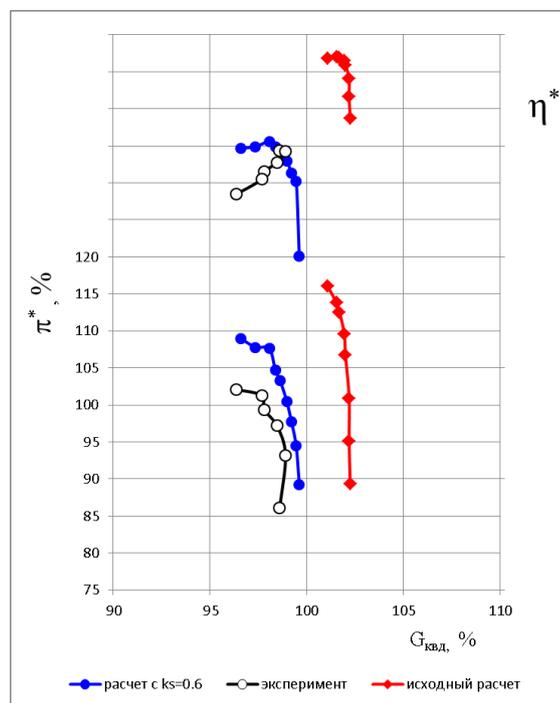


Рис. 6. Результаты сравнения исходного расчета и расчета с заданной шероховатостью.

## Заключение

В процессе расчетно-экспериментальной доводки компрессора создан многоуровневый расчетный комплекс, позволяющий точно описать характеристики компрессора на всем диапазоне частот вращения. Особое внимание при проведении трехмерных расчетов уделено влиянию эквивалентной шероховатости на толщину пограничного слоя. Проведенные исследования показали, что включение в расчет эквивалентной шероховатости приводит к улучшению сходимости результатов расчетов и испытаний высоконапорного компрессора. Включение в расчет эквивалентной шероховатости привело к учету турбулизации пограничного слоя и срывных явлений на втулочном сечении, что свидетельствует о лучшем описании границы устойчивой работы. В работе предложен способ оценки вероятности появления помпажа по значению предельной диффузорности Либлейна, расширен диапазон заложенных ранее ограничений для высоконапорной ступени. Это позволило уточнить прогнозирование границы устойчивой работы высоконапорной ступени с погрешностью до 0,5%.

### Список литературы

1. Августинovich В.Г., Шмотин Ю.Н. и др. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях. - М. : Машиностроение, 2005. - 536 с.
2. Братухин А.Г., Решетников Ю.Е., Иноземцев А.А. и др. Основы технологии создания газотурбинных двигателей для магистральных самолетов. - М. : Авиатехинформ, 1999. - 553 с.
3. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей : электронное издание. – Пермь : ОАО «Авиадвигатель», 2007. - 1100 с.
4. Иноземцев А.А. О программе создания авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Пермского научного центра УРО РАН. - 2010. - № 4. - С. 28-46.
5. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. - М. : Машиностроение, 1975. – 559 с.
6. Катаев В.А. Компрессор высокого давления ПД-14 // Пермские авиационные двигатели. - 2013. - № 27. – С. 52-53.
7. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М. : Наука, 1974. - 712 с.
8. ANSYS CFX-Pre User's Guide. Release 13.0. ANSYS, Inc. November, 2010.
9. Idelchik I.E., Erwin Fried, Flow Resistance: A Design Guide for Engineers. - 1989, Paperback.

**Рецензенты:**

Августинович В.Г., д.т.н., профессор, заместитель начальника ОКБ по науке, ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь.

Нихамкин М.А., д.т.н., профессор, заместитель заведующего кафедрой «Авиационные двигатели и энергетические установки», Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь.