

**Расчет двумерного течения в трансзвуковой решетке осевого компрессора:  
тестирование нескольких численных схем**

**Научный руководитель – Колесник Елизавета Владимировна**

***Шижкина Ирина Александровна***

*Студент (магистр)*

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Институт  
прикладной математики и механики, Санкт-Петербург, Россия

*E-mail: irina-shishkina-1998@mail.ru*

Течение в решетке осевого компрессора в случае сверхзвукового натекания газа на лопатки характеризуется сложными явлениями ударно-волнового взаимодействия [1, 2]. При численном моделировании такого типа течений качество разрешения основных особенностей потока во многом определяется схемными факторами, в том числе способом аппроксимации конвективных потоков. Целью данной работы является исследование влияния различных численных схем на получаемое решение при расчете двумерного течения в трансзвуковой решетке осевого компрессора, особое внимание уделяется анализу течения вблизи области взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем на лопатке.

Схема течения приведена на рис. 1а, тестовые расчеты проводились для режима течения с входным числом Маха 1.092, угол входа составлял 147.1°. Решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, замкнутые по однопараметрической модели турбулентности Спаларта-Аллмараса. Для выполнения расчетов использовался конечно-объемный «неструктурированный» программный код SINF/Flag-S, разрабатываемого в ИПММ СПбПУ, ветвь для моделирования существенно сжимаемых течений [3]. Сопоставительные расчеты проведены с использованием нескольких схем аппроксимации конвективных потоков: схемы Годунова, Роу, HLL(C), AUSM(+up), AUSMD, SLAU. Повышенный порядок точности схем достигается за счет использования MUSCL подхода, а монотонизация решения - с помощью TVD схем, обобщенных на неструктурированные сетки [4]. Расчеты проводились на сетках размерностью 9 - 27 тыс. ячеек.

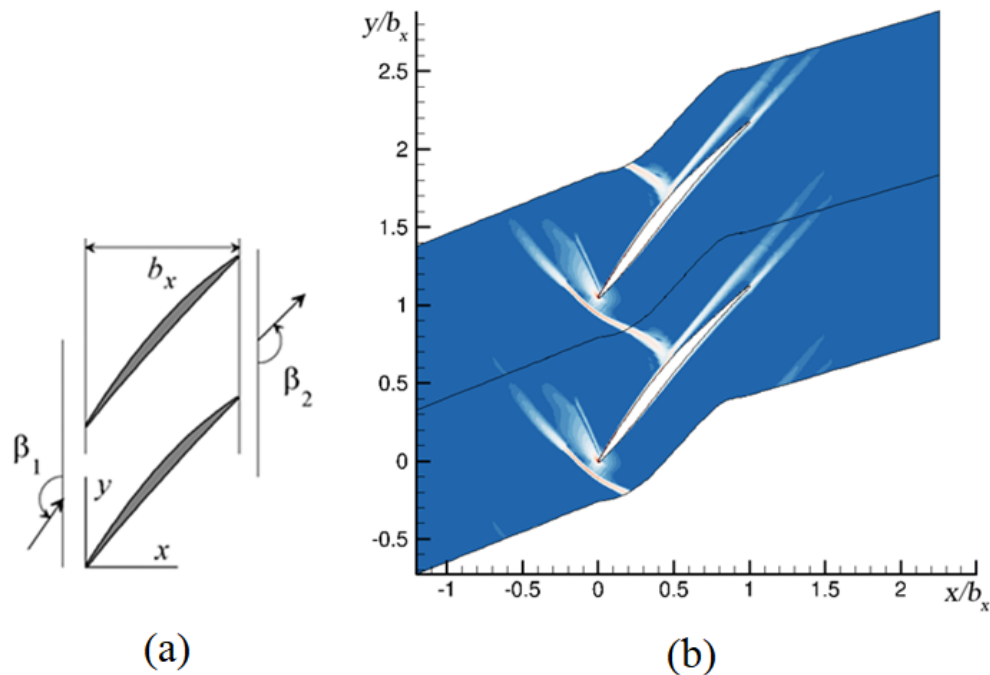
Поле течения иллюстрируется на рис. 1б, где показана ударно-волновая структура потока (приведено поле модуля градиента плотности); результаты получены при использовании схемы Роу. При сверхзвуковом натекании газа на лопатки на входе в межлопаточный канал формируется скачок уплотнения, практически прямой, лишь слегка искривленный из-за влияния входной кромки соседнего профиля. На рис. 2 приведено поле числа Маха и линии тока вблизи области падения скачка уплотнения на пограничный слой. Видно, что в результате взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем на лопатке формируется достаточно протяженная отрывная область. В настоящей работе анализируется влияние выбора численной схемы на разрешение скачка уплотнения и его взаимодействие с пограничным слоем.

### **Источники и литература**

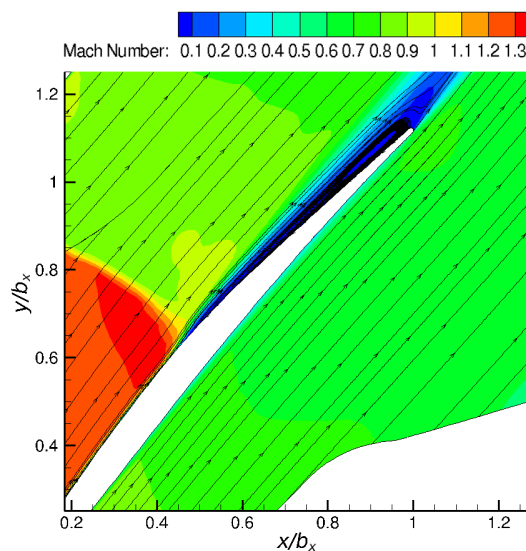
- 1) Шрейбер, Х.А., Штаркен Х. Исследование течения в элементарном венце трансзвукового компрессора методом испытаний решетки; пер. с англ. // Труды ASME. Энергетические машины, 1984. Т. 106. No. 1. С. 12-21.
- 2) Weber A. et al. 3-D transonic flow in a compressor cascade with shock- induced corner stall // Trans. ASME. J. Turbomachinery, 2002. V. 124. P. 358-366.

- 3) Колесник Е.В, Смирнов Е.М., Смирновский А.А. Численное решение трехмерной задачи обтекания установленного на пластине цилиндрического тела сверхзвуковым потоком вязкого газа при  $M=2,95$  // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки, 2019. Т. 12. No. 2. С. 7-22.
- 4) Бахвалов П.А., Козубская Т.К. Схема с квазиодномерной реконструкцией переменных, определенных в центрах элементов трехмерной неструктурированной сетки // Математическое моделирование, 2016. Т. 28. No. 3. С. 79–95.

### Иллюстрации



**Рис. 1.** Схема течения (а) и ударно-волновая структура течения: поле модуля градиента плотности (б)



**Рис. 2.** Поле числа Маха и линии тока вблизи области падения скачка уплотнения на пограничный слой на лопатке