

# ПАКЕТ ПРОГРАММ ЛОГОС. ТЕХНОЛОГИЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ С ВРАЩАЮЩИМИСЯ ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИЙ

А. В. Саразов, Ю. Н. Дерюгин, Д. К. Зеленский, Р. Н. Жучков, А. А. Уткина

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

Моделирование работы турбомашин является важной и сложной задачей. Для точного описания процессов, проходящих в многоступенчатых турбинах, необходимо решать нестационарные задачи с использованием подвижных сеток, что является дорогостоящим с вычислительной точки зрения подходом. Другой подход, который получил большее распространение в инженерной практике, заключается в моделировании единственной лопатки турбины на каждой ступени. Вращение, влияние соседних лопаток и взаимодействие соседних ступеней в данном случае учитываются через модификацию уравнений Навье – Стокса и введение специальных граничных условий.

В докладе представлено описание технологии взаимодействия подвижных и неподвижных частей, основанной на методах MRF и Mixing Plane, реализованных в пакете программ ЛОГОС. Для взаимодействия расчетных областей в рамках пакета программ ЛОГОС разработан и реализован универсальный интерфейс взаимодействия, на котором определяется пара границ двух подобластей, в каждой из которых расчетная сетка может быть произвольная. Универсальный интерфейс осуществляет передачу сеточной информации и массивов расчетных параметров между подобластями задачи на каждом расчетном шаге.

Проведено сравнение результатов, полученных с использованием подхода MRF, с результатами КПО при решении задач определения аэродинамических характеристик экспериментальной ступени компрессора. В качестве примера рассмотрено решение задачи из верификационного базиса НПО «Сатурн» – определение аэродинамических характеристик ступени компрессора С20.

## 1. Принцип моделирования течений с учетом вращения

Для учета вращения в комплексе ЛОГОС необходимо задать ось вращения  $\vec{a}$  и скорость вращения  $\omega$ . Вектор вращения определяется как  $\vec{\omega} = \omega \vec{a}$ .

Вектор относительной скорости – вектор относительно вращающейся системы координат – выражается через вектор абсолютной скорости в неподвижной системе координат следующим образом:

$$\vec{v}_r = \vec{v} - \vec{u}_r, \quad (1)$$

где

$$\vec{u}_r = \vec{\omega} \times \vec{r}, \quad (2)$$

$\vec{v}_r$  – вектор относительной скорости,  $\vec{v}$  – вектор абсолютной скорости,  $\vec{u}_r$  – скорость вращения.

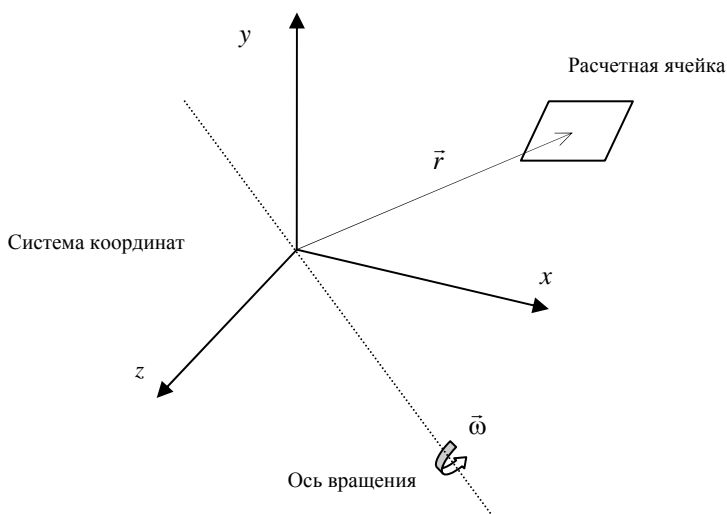


Рис. 1. Расчетная ячейка в подвижной системе координат

Уравнения Навье – Стокса во вращающейся системе координат будем записывать относительно абсолютных скоростей

$$\frac{d\rho}{dt} + \nabla\rho\vec{v}_r = 0,$$

$$\frac{d}{dt}\rho\vec{v} + \nabla(\rho\vec{v}_r\vec{v}) + \rho(\vec{\omega}\times\vec{v}) = -\nabla p + \nabla\tau, \quad (3)$$

$$\frac{d}{dt}\rho\vec{E} + \nabla(\rho\vec{v}_r H + p\vec{u}_r) = \nabla(k\nabla T + \tau\vec{v}).$$

В отличие от исходных уравнений в данной постановке существует необходимость вычислять конвективный поток через грань, которая теперь считается подвижной и имеет скорость  $\vec{u}_r$ . Кроме того, уравнения (3) содержат источник импульса  $\rho(\vec{\omega}\times\vec{v})$ , включающий в себя кориолисову и центробежную силы.

## 2. Реализация в модуле Logos\_TVD

Алгоритм расчета шага по неявной схеме состоит из следующих этапов:

### а) функция расчета конвективных потоков.

Конвективный поток вычисляется с использованием полученных параметров на грани в соответствии со следующим выражением:

$$F = \begin{cases} RV_n, \\ RUV_n + Pn_x, \\ RVV_n + Pn_y, \\ RWV_n + Pn_z, \\ REU_n + PU_n, \end{cases}$$

где  $V_n = U_n - (\omega \times r)_n$  – нормальная компонента относительной скорости,  $R, U, V, W, E, P$  – плотность, компоненты скорости, полная энергия и давление на грани соответственно,  $n_x, n_y, n_z$  – компоненты нормали грани;

### б) добавление источника импульса в правую часть уравнений.

В цикле по расчетным ячейкам вычисляется источник импульса

$$H_i = \rho_i(\vec{\omega}_i \times \vec{v}_i),$$

где  $\rho_i$  – плотность в центре  $i$ -й ячейки,  $\vec{\omega}_i$  – скорость вращения центра  $i$ -й ячейки,  $\vec{v}_i$  – вектор скорости в центре  $i$ -й ячейки.

После умножения на объем  $i$ -й ячейки источник вычитается из правой части уравнений Навье – Стокса;

### в) вычисление потоков в моделях турбулентности.

Продемонстрируем вычисление потоков турбулентных величин на примере модели Спаларта – Аллмараса.

Поток через  $i$ -ю грань, который в отсутствии вращения определялся как

$$F = \rho v_t u_n,$$

где  $v_t$  – эффективная модифицированная турбулентная вязкость, необходимо заменить на величину

$$F = \rho v_t v_n,$$

где  $v_n = u_n - (\omega \times r)_n$ .

## 3. Интерфейсы

### 3.1. Построение интерфейсов между подмножествами ячеек

Для решения многообластных задач в рамках комплекса ЛОГОС разработан и программно реализован универсальный интерфейс взаимодействия подобластей задачи, в которых моделируются различные условия. Примером такого взаимодействия является пара подобластей ротор–статор.

При задании интерфейса определяется пара границ двух подобластей. Необходимо отметить, что расчетная сетка на этих границах может быть произвольная – не состыкованная узел в узел (рис. 2).

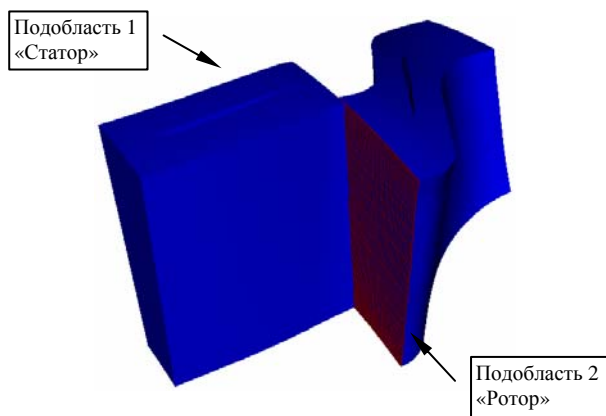


Рис. 2. Использование интерфейса при расчете многоступенчатых турбин

Универсальный интерфейс осуществляет передачу сеточной информации и массивов расчетных параметров между подобластями задачи на каждом расчетном шаге.

При декомпозиции задачи по процессорам границы подобластей, которые участвуют в интерфейсе связи, могут быть разбиты на произвольное число процессоров. Поэтому для эффективной работы интерфейса для каждой границы подобласти формируется группа процессоров, содержащих фрагменты границы, а для этой группы определяется локальный коммуникатор (рис. 3).

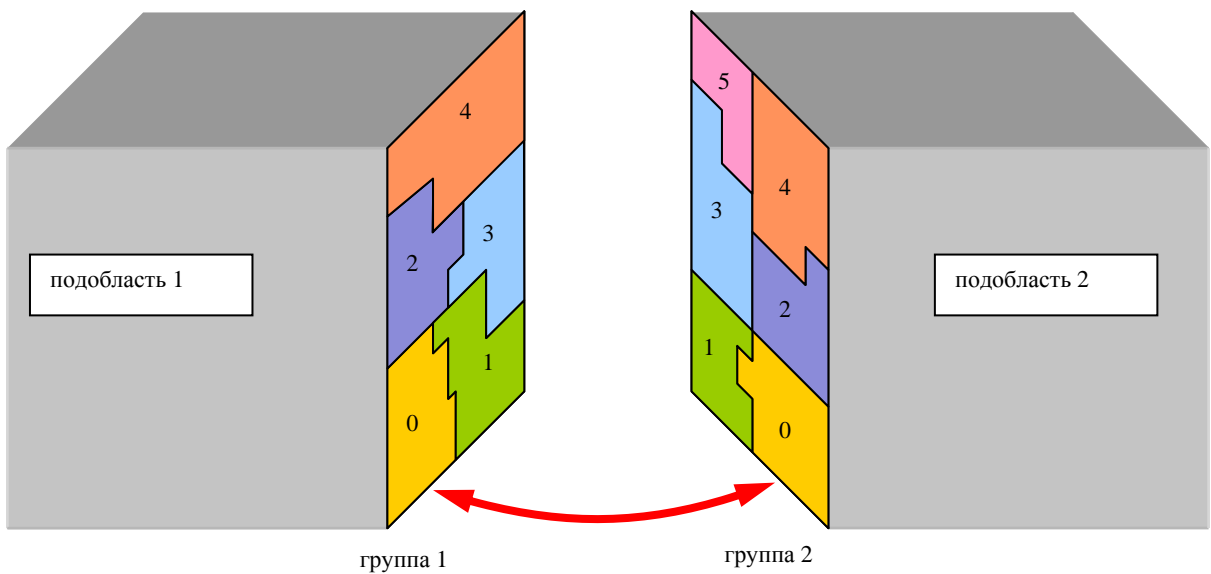


Рис. 3. Схема работы интерфейса связи

### 3.2. Подход MRF

Расчетная область разбивается на ряд подобластей, каждая из которых перемещается по отношению к лабораторной системе отсчета, а смещения потоков на границе стыковки подобластей не происходит. Уравнения в каждой подобласти записываются в системе координат, соответствующей этой подобласти. Геометрические модели неподвижных и подвижных компонентов готовятся отдельно друг от друга. Границы раздела подобластей ориентируются таким образом, чтобы скорость перемещения системы координат по нормали к границе равнялась нулю. На границе раздела подобластей для абсолютной скорости используется условие непрерывности. Подход используется для расчета средних по времени характеристик потока или для получения начального приближения, которое используется для расчетов в полной постановке.

### 3.3. Подход Mixing Plane

Течение в каждой подобласти считается стационарным, а взаимодействие статора и ротора учитывается приближенным способом при помощи поверхности смешения (mixing plane). Находятся решения в каждой подобласти. Параметры потока на границе раздела подобластей (на выходной границе неподвижной подобласти и входной границе подвижной подобласти или наоборот, порядок следования подобластей не является принципиальным) усредняются в окружном направлении. В результате осреднения получаются профили параметров потока для обновления граничных условий на границе раздела. Подход применяется в случае, когда взаимодействие статора и ротора является относительно слабым, а на границе раздела подобластей не возникает возвратного течения. В численных расчетах возвратное течение обычно возникает на начальном этапе счета.

Для избежания проблем со сходимостью получают начальные приближения решения в каждой подобласти с использованием фиксированных граничных условий на границе раздела.

Важной особенностью подхода MRF является то, что при передаче усредненного давления может возникнуть потеря массового потока. В свою очередь Mixing plane может не обеспечить непрерывность давления. Поэтому от выбора соответствующего подхода напрямую зависят результаты моделирования.

## 4. Пример

В качестве примера задачи рассматривалось определение аэродинамических характеристик ступени компрессора на различных режимах работы, используя подход MRF.

### 4.1. Расчетная область

Исходная геометрия состоит из вращающегося рабочего колеса и неподвижного направляющего аппарата. Количество лопаток рабочих колес – 53 шт., направляющих аппаратов – 73.

Предоставленная Заказчиком расчетная сетка имеет следующие характеристики:

Размерность: трехмерная.

Тип: блочно-структурированная, элементы – четырехугольные.

Размер сетки 731040 ячеек.

### 4.2. Начальные условия и свойства потока

Для моделирования течения при фиксированной частоте вращения взяты параметры идеального вязкого газа при следующих условиях:

- Теплоемкость при постоянном давлении

$$C_P = 1006 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

- Коэффициент адиабаты  $\gamma = 1,4$ .
- Число Прандтля  $Pr = 0,708$ .
- Молекулярная вязкость

$$\mu_l = 1,778938 \cdot 10^{-5} \left( \frac{T}{288,15} \right)^{3/2} \frac{288,15 + 110,4}{T + 110,4}$$

- Теплопроводность

$$\chi = 0,0254253 \left( \frac{T}{288,15} \right)^{3/2} \frac{288,15 + 110,4}{T + 110,4}$$

- Полное давление  $P = 101325$  Па.
- Полная температура  $T = 288,15$  К.
- Скорость вращения всех подвижных частей

$$\text{ротора ступени } \Omega = 1845,33176 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$$

Для описания турбулентных характеристик используется модель Спаларта – Аллмараса.

### 4.3. Результаты расчетов

Для моделирования использовались 24 вычислительных ядра. Время расчетов составило около 12 ч на каждый случай.

На рис. 4, 5 приведены распределения полной температуры и скорости соответственно.

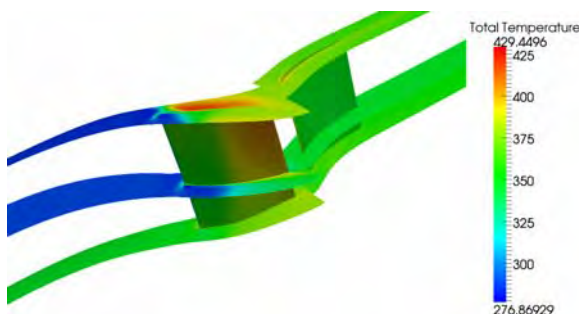


Рис. 4. Распределение полной температуры

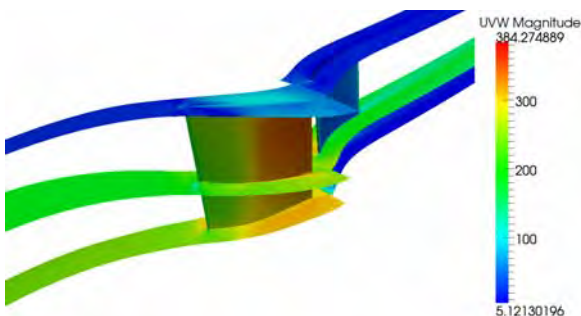


Рис. 5. Распределение скорости

В численном эксперименте оценивались величины степени повышения давления ( $\pi^*$ ) и коэффициент полезного действия ( $\eta^*$ ) от расхода воздуха  $G$  при фиксированной частоте вращения ступени ( $n = 17622,14$  об/мин). Полученные результаты сравниваются с экспериментальными.

Коэффициенты степени повышения давления ( $\pi^*$ ), степени повышения температуры ( $\tau^*$ ) и коэффициент

полезного действия ступени ( $\eta^*$ ) рассчитываются по формулам (4)–(6) соответственно

$$\pi^* = \frac{P_{\text{ВЫХ}}^*}{P_{\text{ВХ}}^*}, \quad (4)$$

$$\tau^* = \frac{T_{\text{ВЫХ}}^*}{T_{\text{ВХ}}^*}, \quad (5)$$

$$\eta^* = \frac{\pi^* \gamma - 1}{\tau^* - 1}, \quad (6)$$

где  $P_{\text{ВЫХ}}^*$ ,  $P_{\text{ВХ}}^*$ ,  $T_{\text{ВЫХ}}^*$  и  $T_{\text{ВХ}}^*$  – полные давления, полные температуры на выходе и входе соответственно.

На рис. 6 приведена зависимость коэффициента степени повышения давления ( $\pi^*$ ) от расхода воздуха  $G$ . Рисунок показывает хорошее согласование результатов, полученных в комплексе ЛОГОС, с экспериментальными данными.

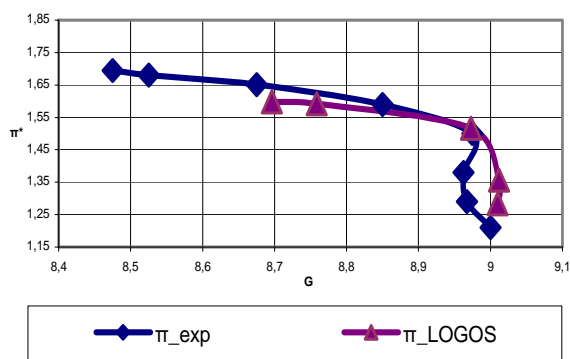


Рис. 6. Степень повышения давления

### Литература

1. Batchelor G. K. An Introduction to Fluid Dynamics. Cambridge Univ. Press, Cambridge, England, 1967.
2. Техническое задание № СКТ-135-01-10 на выполнение научно-исследовательской работы: «Создание основ суперкомпьютерных технологий «виртуального самолета – виртуального двигателя – виртуальной ракеты»», 2010.
3. Волков К. Н., Емельянов В. Н. Течения и теплообмен в каналах и вращающихся полостях. М.: Физматлит, 2010.
4. Blazek J. Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications // Alstom Power Ltd., Baden-Daettwil, Switzerland: Elsevier, 2001.
5. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей: В двух томах. М.: Мир, 1991.
6. Швыдкий В. С., Ярошенко Ю. Г. Механика жидкости и газа. М.: ИЦК «Академкнига», 2003.
7. Волков К. Н. Турбулентное течение вязкого сжимаемого газа в камере предварительной закрутки турбины высокого давления // Вычислительные методы и программирование. 2011. Т. 12. С. 303–316.