

МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ГАЗОВОГО ПОТОКА В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДАМИ АНАЛИТИЧЕСКОГО И ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Новиков Н.А., Диденко А.А.

Самарский университет, г. Самара, xyz.ciqo0@gmail.com

Ключевые слова: ракетный двигатель, CFD-моделирование, ANSYS Fluent, сопло Лавала, недорасширение струи.

Актуальность задачи моделирования течений в ракетных двигателях связана с необходимостью оптимизации энергетических и массогабаритных характеристик при проектировании. Традиционные аналитические методы, основанные на одномерных приближениях, требуют верификации численными методами с учетом реальных эффектов (вязкость, турбулентность, нестационарность). В данной работе проведен сравнительный анализ двух подходов для расчетного режима работы двигателя (1-D расчет и 3-D расчет с использованием ANSYS Fluent).

Методика и условия расчета представлена ниже:

Аналитический расчет:

- Идеальный газ (невязкий), одномерное стационарное течение.
- Участки: 0-1 (адиабатическое расширение), 1-k (подвод теплоты), k-a (адиабатическое течение в сопле Лавала).
- Давление на входе: 7.246 МПа, на выходе: 0.101 МПа.
- Геометрия представлена на рис. 1.

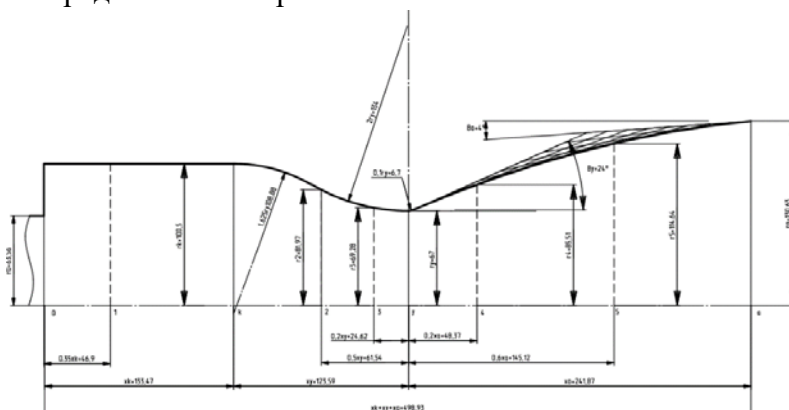


Рис.1 – Геометрия камеры ракетного двигателя

CFD-модель:

- Геометрия: идентична аналитической, за исключением области за соплом – добавлен участок для анализа выходной струи.
- Сетка: 900200 элементов с уплотнением в критическом сечении и пристеночном слое.
- Граничные условия:
 - Вход: полное давление 7.24675 МПа, статическое — 7 МПа.
 - Выход: атмосферное давление 0.101 МПа.
 - Участок камеры сгорания (1-k): постоянная температура 2200 К.
- Рабочее тело: совершенный газ с вязкостью по закону Сатерленда.

Результаты данных расчетов (рис. 2 – 4):

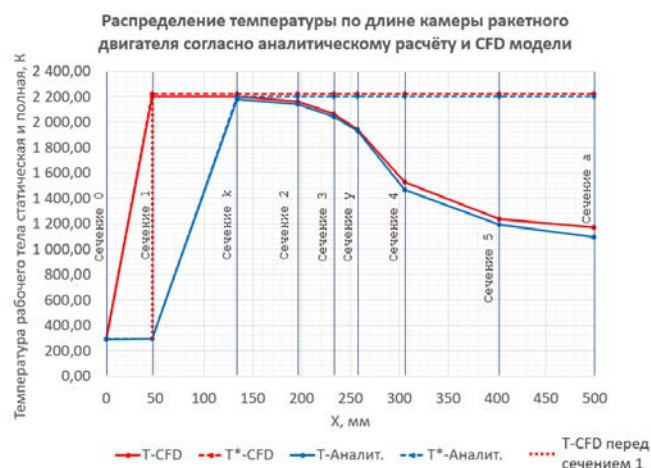


Рис.2 – График распределения температуры по длине камеры ракетного двигателя

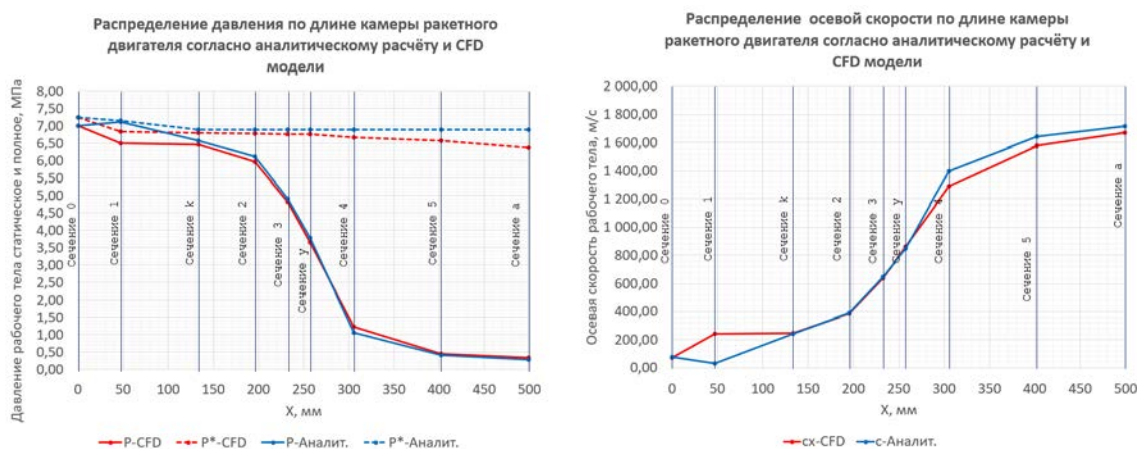


Рис.3 – График распределения давления и осевой скорости по длине камеры ракетного двигателя

1. Сравнение параметров в сечениях (табл.1):

Наибольшие отклонения в сечении 1 из-за разного подхода к нагреву:

- Аналитический расчет: постепенный нагрев.
- CFD: мгновенный скачок температуры.

Табл. 1. Средние относительные отклонения

Отклонение параметра	с учетом сеч. 1	без учета сеч. 1
Давление статическое, %	6,8438	6,6164
Давление полное, %	2,853	2,671
Температура статическая, %	74,543	2,3871
Температура тормажения, %	74,069	0,912
Скорость газа, %	79,404	2,5831
Плотность газа, %	16,663	7,783
Приведенная скорость, %	23,672	1,6038
Тяга, %	2,8762	2,8762

2. Графики распределения полей параметров:

Давление (рис.4):

- В CFD-модели наблюдается плавное падение полного давления из-за вязкости.
- Статическое давление в выходной струе соответствует недорасширению (бочкообразная форма).

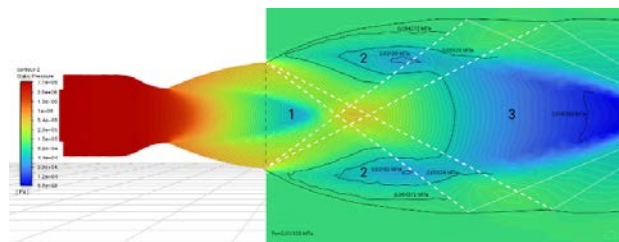


Рис.4 – Поле статического давления по длине камеры ракетного двигателя

Температура:

- Ступенчатый рост в CFD на участке 1-к, далее совпадение с аналитическим расчетом.

Скорость:

- Эпюры скорости в CFD неоднородны, что указывает на неоднородность течения.

3. Режим работы сопла:

- Поля давления и скорости подтверждают недорасширение струи:
- Наличие характерных волн сжатия и разрежения.

Выводы и перспективы:

CFD-модель демонстрирует приемлемую точность (отклонения $<7\%$ для большинства параметров). Проведенное исследование подтвердило работоспособность CFD-модели для анализа течений в ракетных двигателях. Результаты могут быть полезны для оптимизации проектных параметров камер сгорания и сопел. Модель может быть использована для предварительного проектирования сопел, поверочных расчетов при изменении геометрии или условий.

Список литературы

1. Расчет идеального газового потока в камере ракетного двигателя: метод. указания к курсовому проектированию / сост. Бирюк В.В., Диденко А.А., Угланов Д.А., Цыганов А.М. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2016. –20 с.
2. Дейч Михаил Ефимович – Техническая газодинамика. Изд. 2-е, переработ. М.—Л. Госэнергоиздат: 1961.

Сведения об авторах

Новиков Никита Андреевич, студент, область научных интересов: моделирование процессов в камере сгорания.

Диденко Алексей Александрович, кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник, область научных интересов: моделирование процессов в камере сгорания.

NUMERICAL AND ANALYTICAL ANALYSIS OF FLOW STRUCTURE IN A ROCKET ENGINE CHAMBER AND NOZZLE

Novikov N.A., Didenko A.A.

Samara University, Samara. xyz.ciqo0@gmail.com

This study compares analytical and CFD (ANSYS Fluent) approaches for modeling gas flow in a rocket engine. The analytical method assumes ideal 1D flow, while the CFD model accounts for viscosity and 3D effects. Key results:

- Pressure/temperature deviations $<7\%$;
- CFD reveals underexpanded jet flow;
- Model validity confirmed for preliminary nozzle design.

The work demonstrates CFD's superiority in capturing real flow features while maintaining analytical solution accuracy.