

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
(Самарский университет)

В.С. ЕГОРЫЧЕВ, Л.С. ШАБЛИЙ, В.М. ЗУБАНОВ

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНОГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА РДМТ НА ГАЗООБРАЗНЫХ КИСЛОРОДЕ И ВОДОРОДЕ В ANSYS CFX

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по программам высшего образования по укрупненной группе направлений и специальностей 24.00.00 Авиация и ракетно-космическая техника

САМАРА
Издательство Самарского университета
2016

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55я7
Е 307

Рецензенты: главный конструктор ОАО «Кузнецов» д-р техн. наук
В.П. Данильченко,
д-р техн. наук, проф. С.В. Фалалеев

Егорычев, Виталий Сергеевич

Е307 Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие / В.С. Егорычев, Л.С. Шаблий, В.М. Зубанов .– Самара: Изд-во Самарского университета, 2016. – 136 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-1090-9

Приведены общие сведения о жидкостных ракетных двигателях малой тяги (ЖРДМТ) и дана их классификация. Рассмотрены отличительные особенности конструкции, организации рабочего процесса, режимов работы и характеристик.

Детально рассмотрен внутрикамерный рабочий процесс ракетного двигателя малой тяги на газообразных кислороде и водороде, составлена его физическая модель. Проведена формализация физической модели и получена математическая модель внутрикамерного рабочего процесса средствами современной универсальной программы ANSYS CFX и выполнен расчёт численным методом.

Выполнен анализ полученных результатов расчёта и проведено их сравнение с результатами экспериментальных исследований.

Предназначено для студентов института двигателей и энергетических установок, обучающихся по направлению подготовки 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей и 24.04.05 Двигатели летательных аппаратов, для выполнения курсовых работ по учебным дисциплинам «Исследование рабочего процесса РД», «Исследование рабочего процесса ракетных двигателей и энергетических установок», дипломного проектирования. Может использоваться при написании магистерской диссертации, подготовке к выполнению лабораторных и практических занятий, самостоятельной работе.

Может быть рекомендовано аспирантам и слушателям повышения квалификации ИТР, для которых читаются курсы по ракетным двигателям.

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55я7

ISBN 978-5-7883-1090-9

© Самарский университет, 2016

ОГЛАВЛЕНИЕ

Основные сокращения, условные обозначения и индексы	5
Предисловие	8
Введение	9
1. Общие сведения о жидкостных ракетных двигателях малой тяги	11
1.1. ЖРДМТ и их классификация	11
1.2. Отличительные особенности ЖРДМТ	13
1.3. Режимы работы ЖРДМТ и их классификация	16
1.4. Устройство и принцип работы двухкомпонентного ЖРДМТ	18
1.5. Особенности устройства и принципа работы РДМТ на газообразных водороде и кислороде	21
2. Физическая картина рабочего процесса в камере сгорания ЖРДМТ	23
2.1. Общая картина внутрикамерного процесса ЖРДМТ	23
2.2. Обобщённые характеристики процессов в камере сгорания ЖРДМТ	27
2.3. Физическая картина внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде	30
2.4. Формирование математической модели	31
3. Математическое моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде средствами ANSYS CFX	35
3.1. Создание геометрической модели расчётной зоны	35
3.1.1. Создание CAD-модели в DesignModeler	35
3.1.2. Импорт геометрии из других CAD-систем	56
3.2. Наложение расчётной сетки на зону моделирования	57
3.3. Задание свойств рабочего тела, начальных и граничных условий, параметров решателя	64
3.3.1. Задание вещества расчётной зоны	64
3.3.2. Задание параметров расчётной зоны	64
3.3.3. Задание граничных условий	69
3.3.4. Задание параметров решателя	72
3.3.5. Задание параметров мониторинга решения	72
3.4. Решение математической модели	77
3.4.1. Запуск решения	77
3.4.2. Оценка качества решения задачи в CFX-Solver	79
3.4.3. Разрешение проблем при работе решателя	82

3.5. Анализ результатов математического моделирования.....	86
3.5.1. Инструменты визуализации параметров.....	86
3.5.2. Физическая картина изменения параметров.....	94
3.5.3. Оценка точности математической модели и анализ полученных результатов.....	95
4. Пути повышения точности моделирования.....	100
4.1. Уточнение параметров на границах расчётной зоны.....	100
4.1.1. Использование типа граничного условия <i>Opening</i>	100
4.1.2. Моделирование области за соплом.....	102
4.2. Использование подробного механизма реакции.....	103
4.3. Уточнение свойств рабочего тела.....	114
4.4. Моделирование нестационарных процессов.....	118
4.4.1. Моделирование установившегося режима.....	118
4.4.2. Моделирование переходного и импульсного режимов.....	121
4.4.3. Анализ результатов нестационарного расчёта.....	124
4.5. Учёт теплоотвода от стенок камеры.....	127
4.6. Учёт лучистого теплообмена.....	129
Заключение.....	132
Библиографический список.....	133

ОСНОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ, УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И ИНДЕКСЫ

Сокращения

ДУ – двигательная установка;
ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;
ЖРДМТ – жидкостный ракетный двигатель малой тяги;
ЖРДУ – жидкостная ракетная двигательная установка;
КА – космический аппарат;
КС – камера сгорания;
ЛА – летательный аппарат;
ПС – продукты сгорания;
РД – ракетный двигатель;
РДМТ – ракетный двигатель малой тяги;
РТ – рабочее тело.

Условные обозначения

D, d – диаметр;
 F – площадь;
 f – удельная площадь;
 \bar{F} – относительная площадь сечения камеры;
 I_y – удельный импульс тяги;
 K_m – массовое действительное соотношение компонентов;
 K_m^o – массовое стехиометрическое соотношение компонентов;
 L, l – длина;
 m – масса;
 \dot{m} – массовый расход;
 n – средний показатель изоэнтропы расширения;
 P – тяга;
 p – давление;

R_o, R – универсальная и удельная газовые постоянные соответственно;
 r – радиус;
 T – температура;
 φ_β – коэффициент полноты расходного комплекса;
 φ_1 – коэффициент удельного импульса;
 φ_k – коэффициент камеры сгорания;
 φ_c – коэффициент сопла;
 W – скорость рабочего тела;
 $\alpha_{ок}$ – коэффициент избытка окислителя;
 β – расходный комплекс;
 ε – степень расширения рабочего тела в сопле;
 λ – приведенная скорость;
 μ – коэффициент расхода, молярная масса;
 ρ – плотность;
 σ_f – коэффициент восстановления полного давления;
 τ – время;
 ξ – коэффициент потерь удельного импульса тяги.

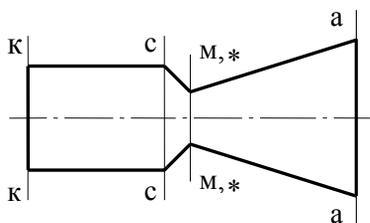
И н д е к с ы

a – выход из сопла;
 $вх$ – вход;
 $вых$ – выход;
 $г$ – горючее;
 $з$ – завеса;
 $ид$ – идеальный;
 $к$ – камера или вход в камеру;
 $н$ – атмосферный;
 $ок$ – окислитель;
 $о$ – параметр торможения;
 $опт$ – оптимальный;
 $п$ – в пустоте;
 $пр$ – пристенок;
 $р$ – расчетный;
 $с$ – вход в сопло;
 $ср$ – среднее значение;
 $ст$ – стенка;

я – ядро.

Сечения камеры

- к – вход в камеру;
- с – вход в сопло;
- м – минимальное сечение сопла;
- * – критическое сечение сопла;
- а – выход из сопла;



ПРЕДИСЛОВИЕ

Предлагаемое учебное пособие является дополнением к учебникам по дисциплинам «Исследование рабочего процесса ракетных двигателей и энергетических установок», «Исследование рабочего процесса РД» и «Теория, расчёт и проектирование ракетных двигателей». Оно посвящено ракетным двигателям малой тяги (РДМТ), являющихся исполнительными органами активных систем управления космическими аппаратами.

Необходимость написания настоящего учебного пособия продиктована тем, что в известной на сегодняшний день учебной литературе по ракетным двигателям [1, 7] недостаточно полно отражены отличительные особенности теории рабочего процесса, проектирования и конструкции РДМТ. Практически не освещены вопросы моделирования внутрикамерного рабочего процесса с помощью современных универсальных программ, сравнения полученных результатов расчёта с результатами экспериментальных исследований и их анализа.

Отсутствует методика получения параметров экономичности подобных двигателей, по которым оценивается степень совершенства разрабатываемого двигателя, его конкурентоспособность на мировом рынке.

Стремясь реализовать в процессе обучения инновационные технологии формирования у студентов профессиональной компетенции, авторы изложили имеющийся опыт моделирования внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX.

Методически пособие построено с учётом решения конкретных задач исследования. Каждый раздел логически и структурно завершен и ориентирован на практическое применение в качестве дополнительного материала, необходимого для выполнения лабораторных работ, самостоятельной работы, курсового и дипломного проектирования.

ВВЕДЕНИЕ

Для успешного выполнения постоянно усложняющихся задач, стоящих перед космическими аппаратами (КА) различного назначения, нужно уметь эффективно управлять этими аппаратами в космическом пространстве. Системы управления КА выполняют следующие функции:

- ликвидируют возмущения, неизбежно возникающие при отделении КА от ракеты-носителя, т.е. осуществляют начальное успокоение аппарата;
- ориентируют КА в пространстве в заданной системе координат;
- поддерживают необходимое положение (ориентацию) КА с требуемой точностью;
- стабилизируют положение КА в процессе выполнения аппаратом различных корректирующих, тормозных и разгрузочных функций;
- выполняют программные развороты КА, необходимые для решения поставленных задач;
- корректируют скорость и траекторию полёта КА;
- осуществляют угловые и линейные перемещения КА во время маневра;
- выполняют причаливание и стыковку;
- тормозят КА при спусках;
- создают перегрузки, обеспечивающие поступление жидких компонентов к заборным устройствам и надежный запуск маршевых ЖРД КА.

Исполнительными органами реактивных систем управления космическими аппаратами являются ракетные двигатели малой тяги (РДМТ), среди которых наибольшее распространение получили двигатели на жидких компонентах топлива (ЖРДМТ). Так, пилотируемый КА «Союз ТМ» оснащён 14 ЖРДМТ тягой 135 Н и 14 двигателями тягой 25 Н. Эти двигатели работают на компонентах

азотный тетраоксид в качестве окислителя и несимметричном диметилгидразине в качестве горючего. В настоящее время уделяется большое внимание РДМТ, работающим на газообразных компонентах кислороде и водороде, которые являются одновременно и экологически чистыми компонентами и в то же время более эффективными.

В настоящем учебном пособии приведены общие сведения о ЖРДМТ и дана их классификация, рассмотрены отличительные особенности конструкции, организации рабочего процесса, режимов работы и характеристик.

Пособие предназначено студентам факультета двигателей летательных аппаратов, обучающимся по направлению подготовки 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей и 24.04.05 Двигатели летательных аппаратов для выполнения курсовых работ по учебным дисциплинам «Исследование рабочего процесса РД», «Исследование рабочего процесса ракетных двигателей и энергетических установок», дипломного проектирования. Может использоваться при написании магистерской диссертации, подготовке к выполнению лабораторных и практических занятий, самостоятельной работе. Может быть рекомендовано аспирантам и слушателям повышения квалификации ИТР, для которых читаются курсы по ракетным двигателям.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ МАЛОЙ ТЯГИ

1.1. ЖРДМТ и их классификация

Согласно ГОСТ 17655–89 жидкостный ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ) – это ЖРД тягой от 0,01 до 1600 Н, способный работать как в непрерывном, так и в импульсном режиме и используемый в качестве исполнительного органа системы управления космическим аппаратом.

На рис. 1.1 приведена одна из возможных классификаций жидкостных ракетных двигателей малой тяги.

По способу подачи компонентов топлива ЖРДМТ могут быть с насосной и вытеснительной подачей топлива. Преимущество вытеснительных систем подачи топлива заключается в их относительной конструктивной простоте, однако их основным недостатком является значительная масса двигательной установки из-за большого давления в топливных баках, превышающего давление в камере сгорания ЖРДМТ. Недостаток турбонасосных систем подачи состоит в значительной сложности турбонасосного агрегата (ТНА). Наиболее эффективной системой подачи топлива в ЖРДМТ считается та, которая при заданном суммарном импульсе двигательной установки $KA I_{\Sigma}$ обеспечит меньшую массу ДУ в заправленном состоянии $m_{ДУ}$, т.е. максимальное значение отношения $I_{\Sigma}/m_{ДУ}$ при отсутствии других ограничений (по затратам, срокам разработки и т.д.).

Проведенный сравнительный анализ энергомассовых параметров и характеристик ДУ с вытеснительной и насосной подачей топлива показал, что в условиях космического пространства и низкого давления в камере сгорания ЖРДМТ наиболее оптимальными на сегодняшний день оказываются ЖРДУ с вытеснительной системой подачи. В космическом пространстве давление окружающей среды очень низкое, поэтому можно даже при невысоком давлении в камере сгорания получить достаточно высокий удельный импульс тяги за счёт реализации значительной степени расширения рабочего тела в сопле.

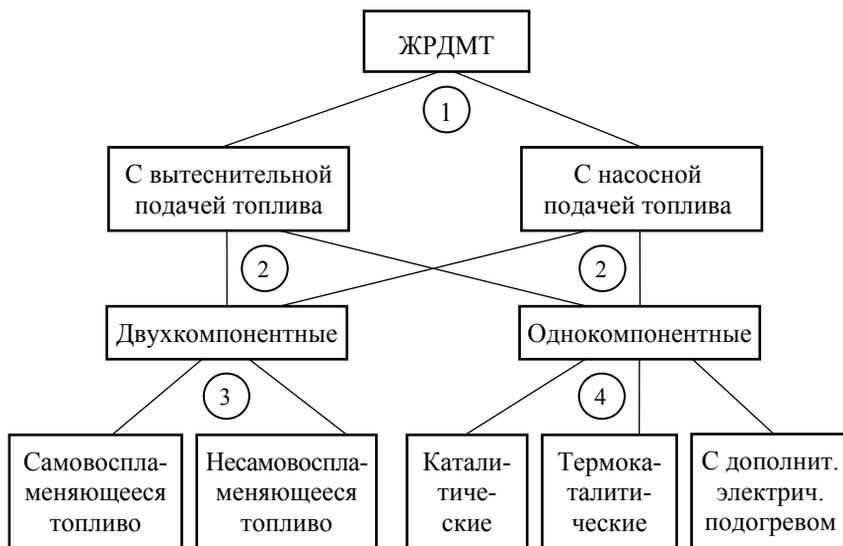


Рис. 1.1. Классификация ЖРДМТ:

- 1 – по способу подачи топлива; 2 – по количеству компонентов топлива; 3 – по способности компонентов топлива к самовоспламенению;
4 – по способу разложения однокомпонентного топлива

По количеству компонентов топлива ЖРДМТ бывают однокомпонентные и двухкомпонентные.

В однокомпонентных ЖРДМТ используется тепловая энергия, выделяющаяся при экзотермической реакции разложения однокомпонентного жидкого ракетного топлива. Продукты разложения, нагретые этим теплом до высокой температуры, являются рабочим телом камеры ЖРДМТ.

По способности компонентов двухкомпонентного топлива к самовоспламенению двухкомпонентные ЖРДМТ бывают на самовоспламеняющемся и несамовоспламеняющемся жидком топливе. Двухкомпонентные ЖРДМТ на самовоспламеняющемся топливе нашли в активных системах управления КА в настоящее время наибольшее распространение. Штатным топливом для них является азотный тетраоксид (N_2O_4) и несимметричный диметилгидразин ($H_2N-NH(CH_3)_3$).

По способу разложения топлива однокомпонентные ЖРДМТ бывают каталитические, термокatalитические и с дополнительным электрическим нагревом рабочего тела. В каталитических ЖРДМТ превращение топлива в газообразные продукты химической реакции разложения осуществляется с помощью катализатора. В термокatalитических ЖРДМТ производится принудительный нагрев катализатора для повышения его химической активности. Это приводит к повышению экономичности и улучшению динамических характеристик двигателя. Возможна комбинация термокatalитических и электронагревных ракетных двигателей малой тяги, в которых дополнительно к химической энергии топлива используется ещё электрическая энергия, идущая на дополнительный подогрев либо топлива, либо продуктов разложения, т.е. рабочего тела.

В ДУ КА может входить несколько десятков ЖРДМТ. Например, объединенная двигательная установка служебного модуля станции «Мир» включала в себя 32 ЖРДМТ тягой 135 Н. Поэтому большое значение имеет снижение габаритных размеров и массы ЖРДМТ, а также всех агрегатов ЖРДУ КА.

1.2. Отличительные особенности ЖРДМТ

Важной отличительной особенностью ЖРДМТ является низкий уровень тяги на непрерывном режиме работы. Величина тяги двигателя определяется, прежде всего, его назначением и выполняемой функцией в системе управления КА.

ЖРДМТ должны надёжно работать в условиях космического пространства как в непрерывном, так и импульсных режимах. Это вторая их отличительная особенность. От двигателей активной системы управления пространственным положением КА требуется срабатывание до нескольких сотен тысяч раз, причем в зависимости от задач управления длительность одного включения двигателя может измеряться несколькими сотыми и даже тысячными долями секунды. Включения двигателя могут следовать с разной частотой (скважностью). Если же двигатели используются для коррекции скорости или орбиты, то они работают непрерывно с длительностью включения от нескольких секунд до нескольких минут. Столь широкий диапазон

импульсных и непрерывного режимов обеспечивают ЖРДМТ, работающие на самовоспламеняющихся двухкомпонентных топливах, которые состоят из азотно-кислотных окислителей и гидразиновых горючих. К настоящему времени созданы двигатели этого класса, развивающие тягу в несколько десятых долей ньютона. Верхний же предел тяги ЖРДМТ составляет величину 1600 Н.

Создание совершенного ЖРДМТ на низкие уровни тяги, причем с одинаково высокой степенью эффективности работающего как в непрерывном, так и импульсных режимах, представляет весьма сложную техническую проблему. Главная трудность заключается в малых значениях расходов топлива в ЖРДМТ, составляющих на непрерывных режимах в зависимости от номинала тяги величины от долей г/с до нескольких десятков г/с. В импульсных режимах величина расходуемого топлива за импульс намного меньше расхода в непрерывном режиме.

Столь малые количества топлива, расходуемые не только при импульсной, но и при непрерывной работе двигателя, фактически исключают возможность использования в ЖРДМТ наружного регенеративного охлаждения стенок камеры одним из компонентов из-за малого теплосъёма. Для таких двигателей очень остро стоит задача защиты огневой стенки камеры двигателя от прогара и эрозии при контакте с высокотемпературными продуктами сгорания топлива.

Один из возможных путей решения этой задачи заключается в организации у огневой стенки камеры низкотемпературного пристеночного слоя. При этом высокая экономичность двигателя при условии надежного внутреннего охлаждения может быть получена лишь при размещении большого числа топливных форсунок с очень малым расходом компонентов на смесительной головке небольших размеров. Поскольку такие смесительные головки чрезвычайно сложны, то обычно на головке ЖРДМТ размещается сравнительно небольшое количество форсунок. В результате неизбежно ухудшаются показатели экономичности рабочего процесса из-за появления в камере двигателя крупномасштабной неравномерности распределения компонентов по поперечному сечению камеры сгорания.

Достаточно типичной является схема смесеобразования в ЖРДМТ (рис. 1.2), формирующая двухзонную эпюру распределения компонентов. В приосевой центральной зоне (ядре) потока создаётся

соотношение компонентов, близкое к стехиометрическому, а в пристеночной зоне у огневой стенки подаётся в избытке либо горючее, либо окислитель. Чаще в избытке подаётся горючее.

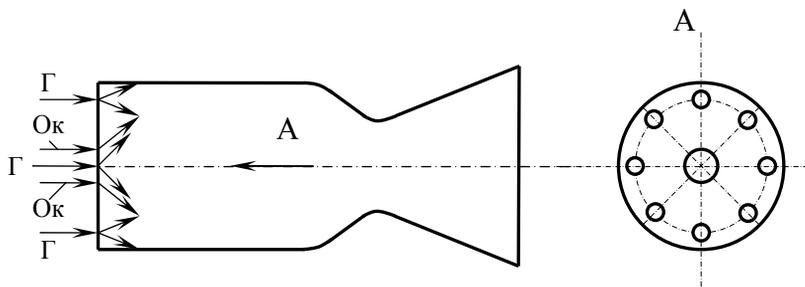


Рис. 1.2. Схема смешивания в ЖРДМТ

Подача окислителя в камеру сгорания обычно осуществляется через одну или несколько форсунок, что определяется величиной массового расхода окислителя в ядро потока. Горючее подаётся через форсунки, расположенные ближе к периферии смесительной головки, на стенку камеры, с целью создания низкотемпературного пристеночного слоя, и в высокотемпературное ядро потока. Количество форсунок зависит от расхода горючего, располагаться они могут в один или несколько ярусов. С увеличением тяги двигателя возрастает величина расхода горючего, что облегчает решение задачи охлаждения стенки. К тому же появляется благоприятная для повышения экономичности двигателя возможность оставшаяся от затрат на охлаждение часть горючего подать непосредственно в центральную область потока, разместив здесь соответствующие форсунки.

В ЖРДМТ нашли применение струйные, центробежные и щелевые форсунки, располагающиеся на плоской или шатровой смесительной головке.

Наибольшее распространение в ЖРДМТ нашли цилиндрические камеры сгорания с приведённой длиной порядка 0,5 м и круглые сверхзвуковые сопла или сопла Лавалья с геометрической степенью расширения порядка 40. В последние годы наметилась тенденция увеличения геометрической степени расширения до 100-250 [19, 20].

С уменьшением тяги возрастает конструктивная и технологическая сложность ЖРДМТ, т.к. уменьшение расходов компонентов

топлива обуславливает уменьшение проходных сечений их магистралей.

Третья отличительная особенностью ЖРДМТ заключается в необходимости надёжно работать в условиях космического пространства в течение длительного времени, исчисляемого десятками лет.

Эту особенность ЖРДМТ необходимо учитывать при проектировании новых двигателей, особенно при выборе конструкционных материалов, проведении оценочных расчетов на прочность и надёжность. Необходимо учитывать длительное воздействие на ЖРДМТ всех факторов космического пространства.

Испытания ЖРДМТ на земле необходимо проводить на специальных стендах, которые в максимальной степени имитируют условия космического пространства.

Целью испытаний двигателя является получение исчерпывающей информации, позволяющей сделать вывод о его функционировании в заданном диапазоне изменения различных воздействующих факторов. Проведение экспериментального исследования предполагает выполнение достаточно широкого комплекса измерений параметров двигателя, характеризующих его работу в условиях, наиболее близких к эксплуатационным. Поэтому при создании экспериментального оборудования и средств, обеспечивающих испытания, необходимо исходить, прежде всего, из назначения двигателя, определяющего уровень рабочих параметров, его конструктивное исполнение и другие особенности.

1.3. Режимы работы ЖРДМТ и их классификация

ЖРДМТ в отличие от маршевых ЖРД должны надёжно и экономично работать как в непрерывном, так и импульсных режимах.

Непрерывным режимом работы ЖРДМТ считается режим однократного включения двигателя такой продолжительности, начиная с которой удельный импульс тяги практически становится независимым от времени включения двигателя. Для большинства созданных и эксплуатируемых двухкомпонентных ЖРДМТ минимальная длительность включения, с которой начинается непрерывный режим, находится в пределах от 0,5 до 1,0 с. Максимальная продолжительность непрерывного режима работы может составлять десятки минут.

Импульсным режимом работы называют режим многократных кратковременных включений ЖРДМТ, при котором удельный импульс тяги в общем случае зависит от времени включения, порядкового номера импульса в серии и частоты включений. У большинства существующих двухкомпонентных ЖРДМТ время включения при импульсном режиме работы составляет от 0,03 до 1,00 с.

Импульсные режимы работы ЖРДМТ по зависимости удельного импульса тяги от порядкового номера включения в серии бывают:

- установившиеся;
- неуставившиеся.

Установившимся считают такой импульсный режим работы ЖРДМТ, при котором удельный импульс тяги не зависит от порядкового номера включения.

На неуставившемся импульсном режиме работы ЖРДМТ удельный импульс тяги зависит от порядкового номера его включения.

Большое место в циклограмме работы занимает режим одиночных включений ЖРДМТ. Режим одиночных включений ЖРДМТ – это импульсный режим работы двигателя с паузами между включениями, в течение которых двигатель приходит в исходное состояние. В двигателе полностью опорожняются заклапанные полости и устанавливается начальное тепловое состояние элементов конструкции. Удельный импульс тяги в режиме одиночных включений имеет при одинаковом времени включения минимальное значение среди всех импульсных режимов работы.

Импульсные режимы работы ЖРДМТ по типу взаимосвязи между отдельными включениями бывают:

- со связанными импульсами;
- с перекрывающимися импульсами.

Режим работы ЖРДМТ со связанными импульсами – это такой импульсный режим, при котором между отдельными включениями происходит обмен тепловой энергией, т.е. двигатель не успевает охладиться за время паузы до исходной температуры. На этом режиме удельный импульс тяги будет расти от импульса к импульсу.

Импульсный режим работы ЖРДМТ с перекрывающимися импульсами отличается тем, что между отдельными включениями происходит обмен не только тепловой энергией, но и рабочим телом (массой), т.к. камера двигателя не успевает полностью опорожниться от продуктов сгорания предыдущего включения, а в неё начинает поступать топливо следующего включения двигателя. Удельный

импульс тяги на этом режиме будет расти от импульса к импульсу значительно и быстрее, чем на режиме со связанными импульсами.

Циклический режим работы ЖРДМТ состоит из повторяющихся в процессе эксплуатации сочетаний непрерывных и импульсных режимов. Циклический режим используется при выполнении КА одинаковых операций ориентации, манёвра и коррекции.

1.4. Устройство и принцип работы двухкомпонентного ЖРДМТ

Двухкомпонентные ЖРДМТ нашли в настоящее время наибольшее распространение по сравнению с однокомпонентными, т.к. они превосходят последние по удельным и динамическим параметрам.

Выбор топлива для ЖРДМТ значительно ограничен из-за ряда отличительных особенностей рабочего процесса и эксплуатации по сравнению с маршевыми ЖРД. Современные двухкомпонентные ЖРДМТ используют в качестве окислителей азотный тетраоксид (N_2O_4 , АТ) или кислород (O_2), а в качестве горючих – несимметричный диметилгидразин ($H_2N-N(CH_3)_2$, НДМГ), гидразин (N_2H_4), монометилгидразин ($H_2N-NH(CH_3)$) керосин ($C_{7,21}H_{13,29}$), этиловый спирт (C_2H_5OH), водород (H_2). Штатным топливом двухкомпонентных ЖРДМТ является АТ и НДМГ. Реализуемый нижний уровень тяги составляет 0,4 Н, минимальная длительность включения – 30 мс, число включений достигает миллиона, а общее время работы – десятки часов.

Если используются несамовоспламеняющиеся топлива, то для воспламенения топливной смеси в камере сгорания при запуске двигателя применяются главным образом электроискровые, пьезоэлектрические или калильные системы воспламенения.

В качестве примера двухкомпонентного ЖРДМТ на рис. 1.3 приведён общий вид двигателя 11Д428А-16 тягой 135 Н разработки ФГУП НИИМАШ.

Рассмотрим двухкомпонентный ЖРДМТ, конструкция которого представлена на рис. 1.4, и принцип его работы.

Двигатель работает на самовоспламеняющихся компонентах топлива АТ и НДМГ и имеет вытеснительную подачу топлива.

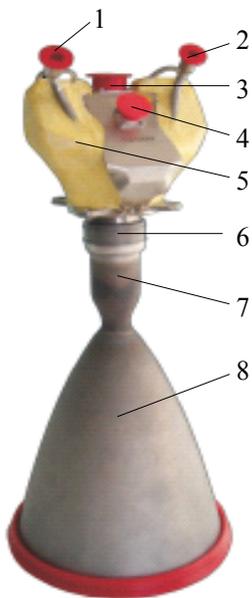


Рис. 1.3. ЖРДМТ 11Д428А-16:

- 1 – трубопровод подачи окислителя;
- 2 – трубопровод подачи горючего;
- 3 – сигнализатор давления;
- 4 – штепсельный разъем;
- 5 – пенопластовая теплоизоляция;
- 6 – смешительная головка; 7 – камера сгорания; 8 – сверхзвуковое сопло

подаётся к двухкомпонентной центробежной форсунке 12. Точно так же, но через клапан горючего, к двухкомпонентной форсунке 12 подаётся АТ.

В рассматриваемом ЖРДМТ смесеобразование в центре камеры сгорания (ядре потока) осуществляется одной жидкостной двухкомпонентной центробежной форсункой с внутренним смешением компонентов. Внутренний контур двухкомпонентной форсунки представляет собой центробежную шнековую форсунку горючего закрытого типа, а наружный контур – центробежную тангенциальную форсунку окислителя открытого типа. Смешение компонентов топлива начинается уже внутри двухкомпонентной форсунки на выходе из камеры закручивания наружного контура, представляющего собой форсунку

Он состоит из двух идентичных электромагнитных клапанов окислителя и горючего 3, смешительной головки 9, камеры сгорания 15 и сверхзвукового сопла 16.

Жидкие АТ и НДМГ из топливных баков под необходимым давлением подводятся по трубопроводам системы хранения и подачи к входным штуцерам 1 электромагнитных топливных клапанов 3.

В требуемый момент система управления КА вырабатывает управляющий электрический сигнал на включение ЖРДМТ. Этот сигнал подаётся на электрическую обмотку 4 электромагнитных топливных клапанов. Через промежуток времени, равный времени задержки начала открытия, клапаны горючего и окислителя открываются. НДМГ поступает через дроссельную диафрагму 8 в корпус смешительной головки 9 и через каналы смешительной

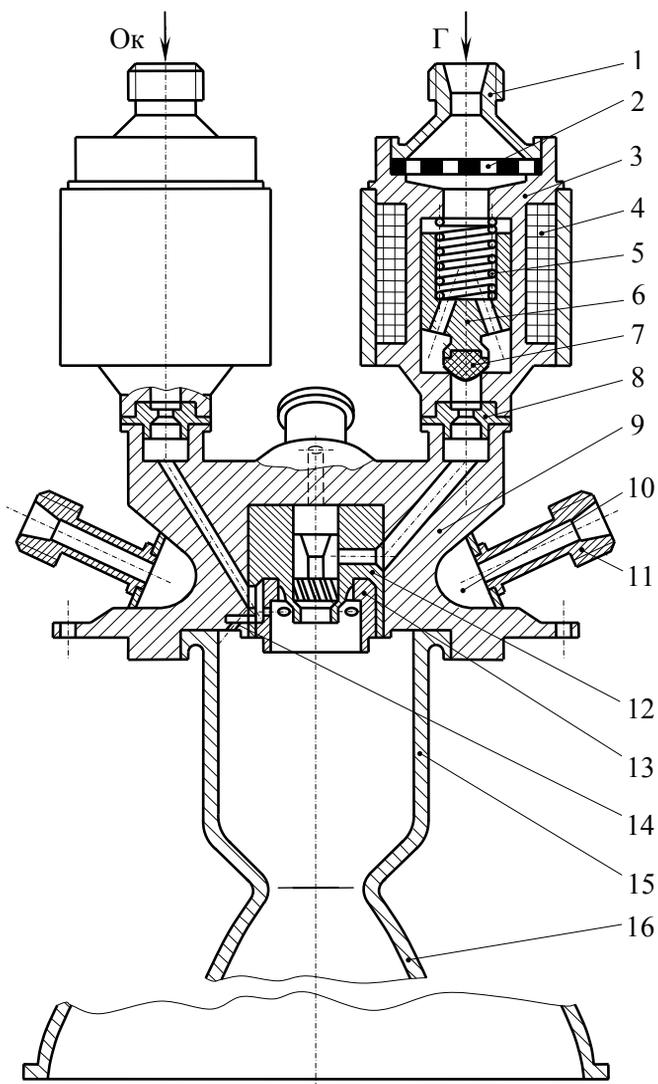


Рис. 1.4. Двухкомпонентный ЖРДМТ на АТ и НДМГ:
 1 – штуцер; 2 – фильтр; 3 – электромагнитный клапан;
 4 – электрическая обмотка; 5 – пружина клапана; 6 – ярлык
 электромагнита; 7 – уплотнительный элемент клапанной пары;
 8 – дроссельная диафрагма горючего; 9 – корпус; 10 – полость СТР;
 11 – трубопровод СТР; 12 – двухкомпонентная центробежная форсунка;
 13 – втулка окислителя; 14 – струйная форсунка окислителя;
 15 – камера сгорания; 16 – сверхзвуковое сопло

окислителя. Одна такая двухкомпонентная центробежная форсунка обеспечивает достаточно хорошее смешение компонентов в ядре потока камеры сгорания при соотношении компонентов, близком к стехиометрическому.

Компоненты топлива АТ и НДМГ самовоспламеняющиеся, поэтому, попав в камеру сгорания в частично перемешанном жидком состоянии, они распыляются, перемешиваются, нагреваются, испаряются, перемешиваются в газовой фазе и воспламеняются через время, равное периоду задержки самовоспламенения $\tau_{3.6}$. При сгорании топлива его химическая энергия преобразуется в тепловую, которая подводится к образовавшимся продуктам сгорания, нагревая их до высокой температуры. Эта высокотемпературная газовая смесь продуктов сгорания топлива поступает в сверхзвуковое сопло 16. Здесь рабочее тело ускоряется. Его потенциальная и тепловая энергии преобразуются в кинетическую энергию струи продуктов сгорания, вытекающей из сопла со сверхзвуковой скоростью и создающей реактивную силу тяги.

Очевидно, чем меньше $\tau_{3.6}$, тем экономичнее работает ЖРДМТ в импульсном режиме.

Тепловая защита огневой стенки камеры сгорания и сопла осуществляется в рассматриваемом ЖРДМТ созданием низкотемпературного пристеночного слоя продуктов сгорания, а на начальном участке камеры сгорания – организацией завесного охлаждения жидким окислителем. Это достигается подачей жидкого азотного тетраоксида через струйные форсунки смесительной головки 14 (см. рис. 1.4) непосредственно на огневую стенку камеры сгорания.

1.5. Особенности устройства и принципа работы РДМТ на газообразных водороде и кислороде

В настоящее время разрабатываются двухкомпонентные РДМТ на газообразных водороде и кислороде разных номиналов тяг, имеющие лучшие удельные и динамические параметры и экологические характеристики по сравнению с ЖРДМТ на АТ и НДМГ. Кроме того, кислород и водород можно получать на борту КА из воды [5].

Процесс работы РДМТ на газообразном кислороде и водороде следующий. Системой управления КА подаётся управляющий

электрический сигнал на электромагнитные клапаны кислорода и водорода РДМТ. Через интервал времени, равный времени начала движения клапанов при открытии, клапаны окислителя и горючего начинают открываться. Газообразные кислород и водород поступают по соответствующим каналам в смесительную головку камеры. Из кислородных и водородных полостей смесительной головки через тангенциальные струйные форсунки компоненты начинают поступать в камеру сгорания и предкамеру, где расположена рабочая часть электроискровой свечи зажигания поверхностного разряда. Камера сгорания и предкамера соединены между собой центральным каналом, куда тоже подаются компоненты топлива.

Смесеобразование в КС двигателя осуществляется кольцевыми спутными коаксиальными струями кислорода и водорода, закрученными в одну сторону. Причём по внутренней поверхности огневой стенки закручивается водород. Это делается для обеспечения тепловой защиты внутренней стенки камеры сгорания и сопла.

Смешанные и воспламененные компоненты продолжают движение по камере к выходу из сопла, увеличивая свою температуру, давление и скорость. В этой части процесс аналогичен рабочему процессу ЖРДМТ, описанному в предыдущих главах.

2. ФИЗИЧЕСКАЯ КАРТИНА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ЖРДМТ

2.1. Общая картина внутрикамерного процесса ЖРДМТ

Рабочий процесс в камере сгорания РДМТ должен быть организован таким образом, чтобы обеспечить:

- максимальную полноту сгорания топлива;
- устойчивость протекания процессов в камере для надежной и безопасной работы двигателя;
- защиту стенок камеры от перегрева и прогорания.

В самом общем случае рабочий процесс в камере сгорания представляет собой совокупность следующих сложных взаимосвязанных физико-химических процессов преобразования топлива в конечные продукты сгорания:

- 1) впрыск топлива,
- 2) распыление и дробление компонентов,
- 3) первоначальное смешение и распределение компонентов в объеме КС,
- 4) прогрев и испарение капель за счёт теплоты из зоны горения,
- 5) смешение газообразных горючего и окислителя,
- 6) горение, т.е. протекание экзотермических химических реакций как гомогенных, так и гетерогенных,
- 7) турбулентное и диффузное перемешивание продуктов сгорания и выравнивание их состава.

В зависимости от агрегатного состояния подаваемых в камеру сгорания компонентов различают три схемы организации рабочего процесса в камере:

- ✓ „жидкость – жидкость” („ж – ж”), при которой оба компонента подаются в КС в жидком виде;
- ✓ „газ – жидкость” („г – ж”), когда один из компонентов подается в камеру сгорания в виде газа, а второй – в жидком виде;

- ✓ „газ – газ” („г – г”), при которой оба компонента подаются в КС в газообразном состоянии.

Реальная картина рабочего процесса в камере сгорания зависит:

- от природы топлива,
- схемы организации рабочего процесса,
- конструкции КС,
- системы смесеобразования.

На рис. 2.1 изображена картина протекания элементарных составляющих рабочего процесса в камере сгорания ЖРДМТ в самом общем случае, т.е. схема превращения жидких самовоспламеняющихся компонентов топлива в продукты сгорания.

Характерным для самовоспламеняющихся топлив являются экзотермические реакции в жидкой фазе, происходящие при контакте капель и пелён горючего и окислителя. Выделяющееся тепло способствует прогреву и испарению находящихся рядом капель компонентов, происходит смешение газообразных компонентов топлива и горение подготовленной топливной смеси.

Одновременно с гомогенным горением протекает, как правило, и гетерогенное горение.

Гомогенное горение – это горение газообразной топливной смеси.

Гетерогенное горение – это горение капель одного компонента в парах другого. Оно реализуется в КС ЖРД, когда один из компонентов испаряется значительно быстрее второго или когда имеется заметное различие в размере капель компонентов.

Из рассмотренной общей схемы физической картины рабочего процесса в камере сгорания легко получить схемы для несамовоспламеняющихся компонентов и других видов организации рабочего процесса в камере типа „г – ж” и „г – г”. В камерах, реализующих схемы типа „г – ж” и „г – г”, процессы, связанные с нагревом и газификацией одного или обоих компонентов, отсутствуют.

Процессы подготовки топлива к горению и собственно горения тесно взаимосвязаны. Между отдельными процессами не существует определённых границ ни в пространстве, ни во времени. Покажем это на рис. 2.2.

На рисунке изображены следующие элементарные процессы:

- 1 – распыления (распыла) и первоначального перемешивания,
- 2 – подогрева и испарения капель компонентов,
- 3 – смешения паров окислителя и горючего,
- 4 – горения, т.е. протекания химических реакций.

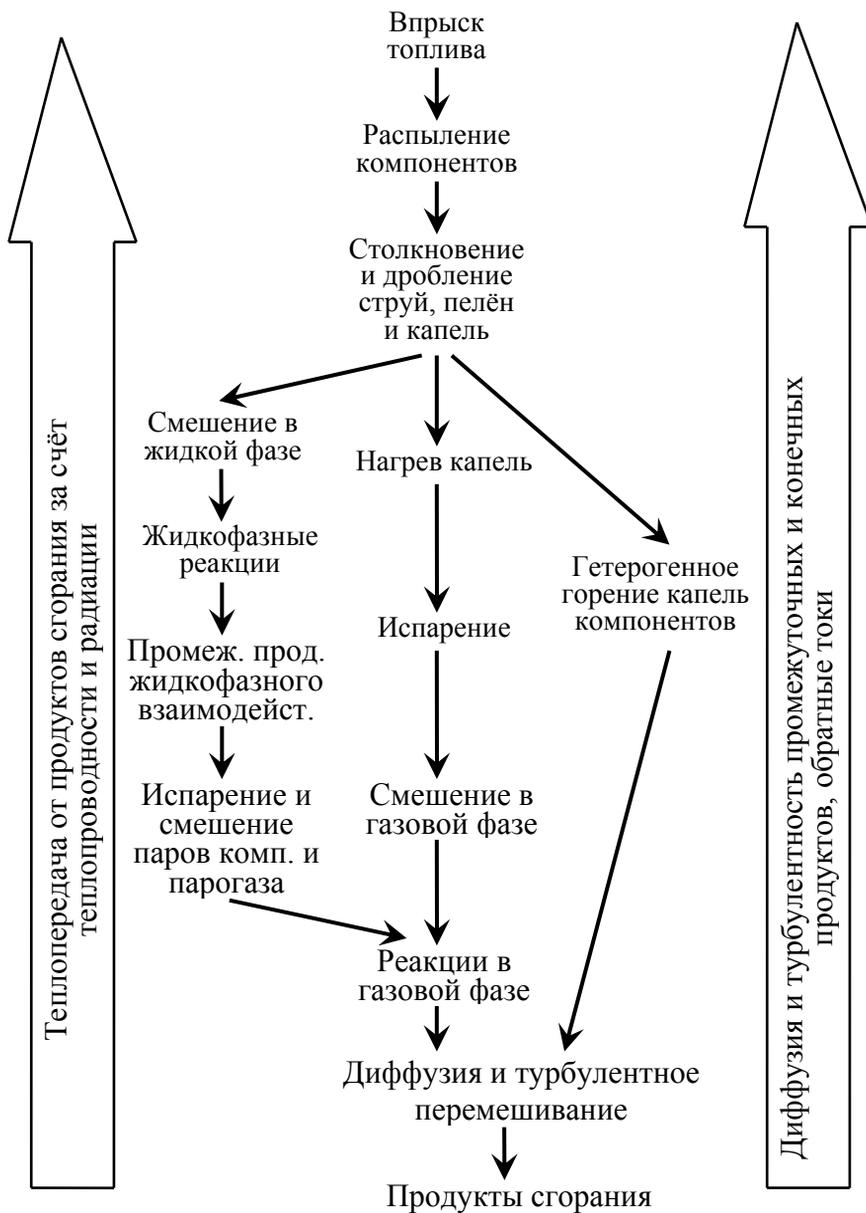


Рис. 2.1. Схема организации рабочего процесса в КС ЖРД в общем случае

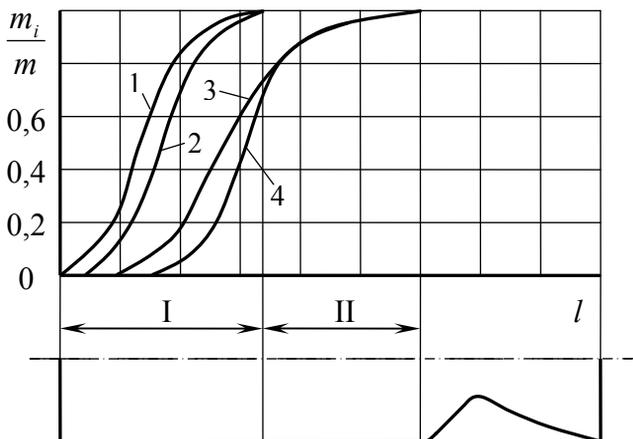


Рис. 2.2. Схема протекания элементарных процессов в камере сгорания

В камере сгорания ЖРД можно условно выделить две зоны I и II (рис. 2.2). Границей раздела этих зон является сечение КС, вблизи которого располагается фронт пламени.

В первой зоне (I) протекают интенсивно подготовительные процессы распыливания, перемешивания, подогрева и испарения. К концу зоны они практически завершаются и возникают начальные очаги горения. Затем на очень коротком участке камеры интенсивно сгорает подготовленная основная масса топлива, образуя так называемый фронт пламени.

Во второй зоне (II) происходит догорание топлива и продуктов неполного окисления и выравнивания состава рабочего тела (продуктов сгорания) за счёт диффузии и турбулентного перемешивания.

Первая зона в ядре потока имеет небольшую протяженность. У маршевых ЖРД она не более 100мм, а у ЖРДМТ – 20...30 мм.

Важной характеристикой рабочего процесса в КС является время преобразования τ_{np} .

τ_{np} – промежуток времени от впрыска топлива до полного превращения его в продукты сгорания (рис. 2.3). На рисунке $\psi = \frac{m_{nc}}{m}$ – относительная масса прореагировавшего топлива.

Время преобразования $\tau_{пр}$ определяется в основном временем протекания самых медленных из рассмотренных элементарных процессов. При $T > 2000$ К время протекания химических реакций горения составляет $10^{-6} \dots 10^{-7}$ с ($0,1 \dots 1$ мкс), а наиболее медленными будут процессы испарения и смешения ($\tau_{исп} = 10^{-3}$ с = 1 мс).

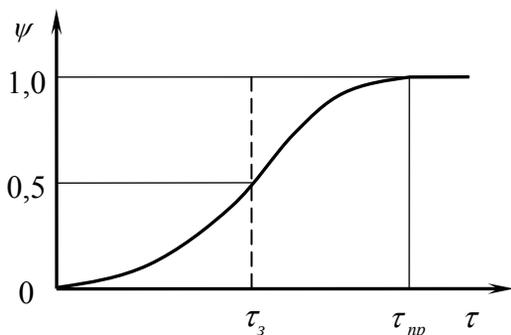


Рис. 2.3. Зависимость относительной массы сгоревшего топлива в КС ψ от времени

Интенсифицировать испарение можно, увеличив теплоотдачу каплям компонентов от продуктов сгорания из зоны реакции, а также развить поверхность компонентов, т.е. мельче их распылив.

Сильно развитая турбулентность потока и процесс диффузии ускоряют протекание как подготовительных процессов, так и процесса горения.

Часто при решении задач динамики камеры ЖРД процесс постепенного преобразования топлива в продукты сгорания представляют ступенчатым процессом, когда топливо, поступившее в КС, переходит в продукты сгорания мгновенно по истечении времени запаздывания τ_z (см. рис. 2.3).

2.2. Обобщённые характеристики процессов в камере сгорания ЖРДМТ

Обобщенные характеристики необходимы для определения размеров камеры сгорания на стадии проектирования. Наиболее распространенными обобщенными характеристиками являются:

1. Среднее время пребывания в камере сгорания τ_n .

τ_n — это отношение массы продуктов, заполняющих камеру сгорания, к массовому расходу топлива через камеру, т. е.

$$\tau_n = \frac{m_{\text{КС}}}{\dot{m}} = \frac{V_{\text{КС}} \bar{\rho}}{\dot{m}}, \quad (1)$$

где $m_{\text{КС}}$ – масса РТ, находящегося в камере сгорания; $V_{\text{КС}}$ – объем камеры сгорания, который принято определять как объем до минимального сечения, $\bar{\rho}$ – средняя плотность продуктов в КС.

Величину $\bar{\rho}$ заменяют обычно величиной плотности продуктов сгорания на выходе из КС или входе в сопло ρ_{oc} , определенной по параметрам торможения ρ_{oc} и известной из термодинамического расчёта, тогда

$$\tau_n = \frac{V_{\text{КС}} \rho_{oc}}{\dot{m}}. \quad (2)$$

Действительное время пребывания больше вычисленного по формуле (2), особенно для камер, работающих по схеме „ж-ж” и „Г-ж”.

Величина τ_n обеспечивающая высокую полноту сгорания, зависит:

- ✓ от природы топлива;
- ✓ системы смесеобразования;
- ✓ параметров рабочего процесса;
- ✓ размерности камеры сгорания.

Для выполненных ЖРД $\tau_n = 0,001 \dots 0,008$ с = 1...8 мс, а ЖРДМТ $\tau_n = 0,001 \dots 0,010$ с.

Обязательно для всех камер ЖРДМТ должно выполняться условие

$$\tau_n \geq \tau_{np}. \quad (3)$$

2. Приведенная длина камеры сгорания L_{np} .

$$L_{np} = \frac{V_{\text{КС}}}{F_M}, \quad (4)$$

где F_M – площадь минимального сечения сопла.

Учитывая, что $\rho_{o.c} = \frac{p_{o.c}}{R_{o.c} T_{o.c}}$, а $\beta = \frac{p_{o.c} F_M}{\dot{m}}$, получим выражение

для среднего времени пребывания в камере сгорания τ_n в виде

$$\tau_n = \frac{V_{kc} \beta}{F_M R_{o.c} T_{o.c}} = \frac{L_{np}}{\beta A^2(n)}. \quad (5)$$

Из полученного выражения (5) следует, что для выбранного топлива приведённая длина КС прямо пропорциональна среднему времени пребывания в камере сгорания, т.к. $\beta, A(n) = const$ и

$$\frac{\beta}{R_{o.c} T_{o.c}} = const.$$

Характерные значения $L_{np} = 1,2 \dots 3,0$ м для камер, работающих по схеме:

- ✓ „ж – ж” $L_{np} = 1,2 \dots 3,0$ м;
- ✓ „Г – ж” $L_{np} = 0,8 \dots 1,5$ м;
- ✓ „Г – Г” $L_{np} = 0,2 \dots 1,0$ м.

3. Расходонапряжённость камеры сгорания \dot{m}_F .

\dot{m}_F – это отношение массового расхода продуктов сгорания \dot{m} к площади поперечного сечения камеры на входе F_K :

$$\dot{m}_F = \frac{\dot{m}}{F_K}. \quad (6)$$

Для цилиндрической камеры сгорания $F_K = F_c$ и расходонапряжённость определяют так:

$$\dot{m}_F = \frac{\dot{m}}{F_c} = \frac{p_K F_M}{\beta F_c}. \quad (7)$$

Так как \dot{m}_F прямо пропорциональна p_k , то в расчётах обычно применяют относительную расходонапряжённость:

$$\bar{\dot{m}}_F = \frac{\dot{m}_F}{p_k}. \quad (8)$$

Значения относительной расходонапряжённости $\bar{\dot{m}}_F$ в ЖРД и ЖРДМТ могут составлять $(0,8 \dots 2,5) \cdot 10^{-4} \frac{\text{кг}}{\text{Нс}}$ или $0,08 \dots 0,25 \frac{\text{г}}{\text{Нс}}$.

Меньшие значения относительной расходонапряжённости КС относятся к ЖРД без дожигания генераторного газа и ЖРДМТ.

Обобщённые характеристики процессов в КС связаны между собой. Основным источником информации об этих величинах служат статистические данные, накапливаемые в ОКБ, занимающихся разработкой ЖРД и ЖРДМТ.

2.3. Физическая картина внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде

Из рассмотренной общей схемы физической картины рабочего процесса в камере сгорания ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива (см. рис. 2.1) можно получить схему для несамовоспламеняющегося топлива газообразный кислород и газообразный водород. У такого двигателя схема организации рабочего процесса в КС будет „газ – газ”, т.е. процессы, связанные с распылением компонентов, нагревом и газификацией капель обоих компонентов, отсутствуют. Схема физической картины рабочего процесса в камере сгорания РДМТ на газообразных кислороде и водороде представлена на рис. 2.4.

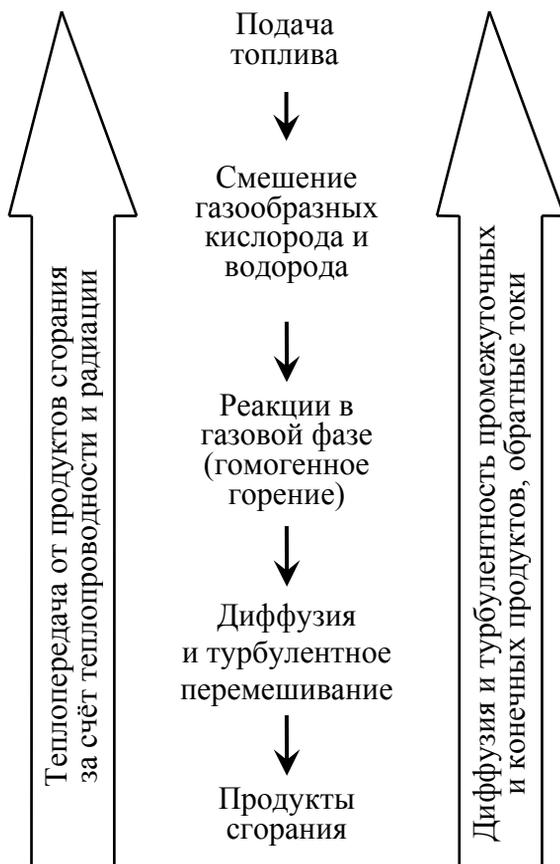


Рис. 2.4. Схема организации рабочего процесса в КС РДМТ на газообразных кислороде и водороде

2.4. Формирование математической модели

Внутрикамерный рабочий процесс РДМТ на газообразном кислороде и водороде и его физическая модель описаны в предыдущих разделах (гл. 1.5 и 2.3 соответственно). В данном разделе описаны принципы формирования математической модели внутрикамерного

рабочего процесса двигателя на газообразных компонентах топлива (кислород и водород), принципиальная схема которого представлена на рис. 2.5. Струи, выходящие в камеру из центробежных форсунок окислителя и горючего, являются спутными и закручены в одну сторону. Двигатель имеет электроискровую систему зажигания.

Смесительная головка имеет три пояса подачи компонентов. В первом поясе газообразные компоненты с избытком горючего подаются через два радиальных канала на свечу в форкамеру. В этом поясе происходит воспламенение поступивших компонентов топлива от свечи. Избыток водорода позволяет охладить свечу и предохранить элементы системы воспламенения от выгорания. Во втором поясе в образовавшуюся воспламенённую смесь через пять тангенциальных отверстий подаётся газообразный кислород. В третьем поясе в смесь через шесть тангенциальных отверстий подаётся газообразный водород.

Для моделирования внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразном кислороде и водороде предполагается использовать газодинамический программный пакет ANSYS CFX производителя SAS IP Inc., основанный на решении системы уравнений Навье-Стокса методом контрольных объёмов. Данные технологии моделирования позволяют определить параметры потока в каждой точке внутреннего пространства камеры конкретной конструкции, с учётом изменения химического состава продуктов сгорания при их продвижении по камере сгорания и соплу.

При моделировании будут использованы следующие допущения:

- рассматриваемая при моделировании система является замкнутой, в ней выполняются все законы сохранения: потоки массы, тепла, количества движения и т.д. явно учтены либо отсутствуют;
- рабочее тело рассматривается как идеальная смесь компонентов с известными уравнениями состояния (в простейшем случае – уравнением состояния идеального газа для всех компонентов);
- компонентный состав рабочего тела задан исчерпывающим набором компонентов (наборы компонентов могут быть разной детализации, но конкретный список компонентов всегда однозначен). Компоненты, отсутствующие в заданном наборе, не могут быть учтены. Концентрация учитываемых компонентов определяется, исходя из уравнений движения с учётом их турбулентного перемешивания и химической кинетики;

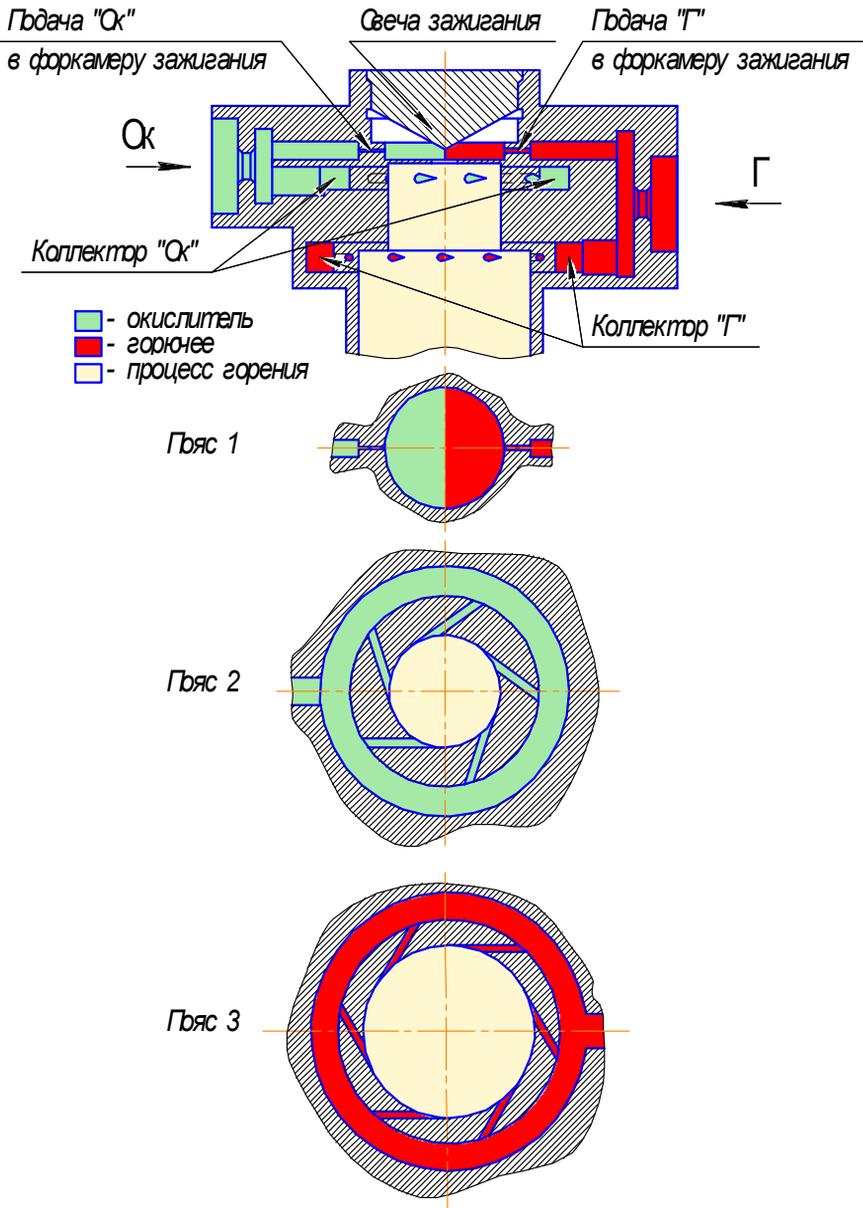


Рис. 2.5. Принципиальная схема моделируемого двигателя

- химическая кинетика задана исчерпывающим набором химических реакций; реакции, кроме явно заданных, отсутствуют;
- применяемая модель химических превращений Eddy Dissipation учитывает, что скорости реакций прямо пропорциональны скоростям турбулентного перемешивания компонентов;
- используются модели турбулентности $k-\varepsilon$ или $k-\omega$, которые дают стабильный результат и имеют широкий круг апробации в различных задачах, в том числе горения;
- стенки камеры моделируются нереагирующими;
- зажигание имитируется высокой температурой стенки форкамеры (3000 K).

Кроме указанных допущений, при создании простейшей модели (раздел 3) применяются следующие допущения (в скобках указаны главы раздела 4, в которых приводятся методики по их уточнению):

- при задании граничных условий параметры на входе и выходе из сопла считаются равномерными (варианты учёта неравномерности параметров на выходе из сопла представлены в главе 4.1);
- химическая кинетика моделируется с использованием одной глобальной реакции – брутто-формулы (использование подробного механизма реакции приведено в главе 4.2);
- термодинамические свойства газового потока в камере РДМТ постоянны (способы учёта изменения вязкости и теплопроводности рабочего тела в зависимости от температуры представлены в главе 4.3);
- параметры потока в камере РДМТ неизменны во времени (варианты моделирования нестационарных процессов представлены в главе 4.4);
- теплоотвод от стенок камеры не учитывается (методика учёта теплоотвода представлена в главе 4.5);
- лучистый теплообмен не учитывается (методика учёта представлена в главе 4.6).

3. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНОГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА РДМТ НА ГАЗООБРАЗНЫХ КИСЛОРОДЕ И ВОДОРОДЕ СРЕДСТВАМИ ANSYS CFX

Перед началом работы необходимо отметить, что большинство программ в качестве разделителя целой и дробной части чисел использует разделитель, используемый для системы в целом. Проверить настройки для конкретного компьютера можно в окне «Настройка формата». Для этого необходимо в командной строке набрать команду *«intl.cpl»* и нажать *Enter*. Откроется окно «Язык и региональные стандарты», далее необходимо нажать кнопку «Дополнительные параметры...», после чего откроется требуемое окно «Настройка формата». Проверить или изменить разделитель целой и дробной части чисел можно на вкладке «Числа» в соответствующем пункте.

Также следует не забывать, что некоторые программы могут использовать точку или запятую в качестве разделителя целой и дробной части вне зависимости от настроек конкретного компьютера. Поэтому рекомендуется проверять введённые значения.

3.1. Создание геометрической модели расчётной зоны

3.1.1. Создание CAD-модели в *DesignModeler*

Шаг 1. Запустить систему CAD-моделирования, дважды щёлкнув на блоке *Geometry* (рис. 3.1). При этом откроется *DesignModeler*.

Шаг 2. В качестве единиц измерения длины в главном меню нужно выбрать миллиметры: *Units* → *mm*.

Шаг 3. Выбрать плоскость *XYPlane* для создания эскиза, перейти на неё, щёлкнув по ней правой кнопкой мыши в списке дерева проекта и выбрать пункт  *Look at* («взглянуть на ...»). Для удобства можно

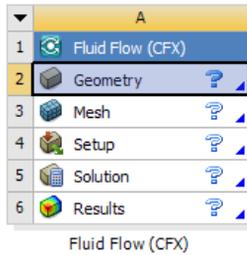


Рис. 3.1. Система газодинамического анализа *Fluid Flow (CFX)* в окне *Workbench*

провернуть плоскость на 180° , чтобы направление движения продуктов сгорания совпадало с положительным направлением оси Y , используя сочетание клавиш «*Ctrl + ↓*».

Шаг 4. Включить режим эскизирования – перейти на вкладку *Sketching* (в левом нижнем углу окна дерева проекта). Выполнить первую часть эскиза камеры, как показано на рис. 3.2, используя инструмент *Polyline*. Сначала эскиз выполняется по произвольным размерам, все размеры и ограничения будут наложены на следующих этапах. Для завершения выполнения команды *Polyline* нужно нажать правую кнопку мыши и выбрать опции *Open End* (завершить открытый контур) или *Closed End* (завершить замкнутый контур). Также для черчения можно многократно использовать команду *Line*. Примерный порядок размеров на данном этапе виден на шкале размеров внизу рисунка.

Шаг 5. Сделать скругления критического сечения и на входе в докритическую часть сопла предварительными радиусами (рис. 3.3): набор инструментов *Modify* → *Filet* → справа от инструмента задать радиус. Все скругления нужно выполнить разными радиусами, например, верхнее 5 мм, среднее 3 мм, нижнее 2 мм.

Шаг 6. Удалить вертикальную линию, соединяющую скругления критической части сопла: либо использовать инструмент *Trim*, либо выделить элемент правой кнопкой мыши и выбрать *Delete*.

Шаг 7. Совместить точки скруглений критического сечения. Для этого:

1) вырезать нижнее скругление с касательной линией инструментом *Cut* (либо *Ctrl + X*). Для завершения команды *Cut* нужно нажать правую кнопку мыши, выбрать опцию *End / Set Paste Handle* и указать точку выреза (точка критического сечения);

2) включить фильтр выбора точек, нажав  или *Ctrl + P*;

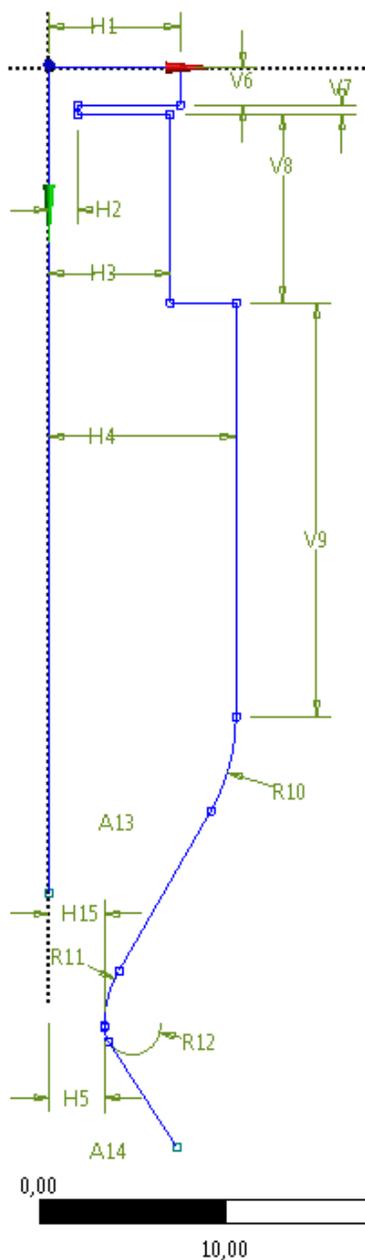
3) вставить вырезанный элемент (инструмент *Paste* или *Ctrl + V*) как продолжение верхнего скругления (рис. 3.4).

Шаг 8. Обозначить размеры эскиза, как показано на рис. 3.5, перейдя на вкладку *Dimensions*. Большинство размеров можно проставить с помощью инструмента  *General* (общий размер). Также можно пользоваться инструментами  *Horizontal*,  *Vertical* и  *Radius*. Для задания угла лучше пользоваться инструментом  *Angle*. Ошибочно установленный размер можно отменить, нажав кнопку  *Undo*. При этом значения размеров проставлять не нужно – это следующий шаг.

Размеры *H5* и *H15* проставляются для двух скруглений критического сечения. Вместо этого можно было создать в эскизе две окружности, берущие начало из одной точки в плоскости критического сечения, и указать положение точки.

Шаг 9. Задать значения размеров (рис. 3.6).

Внимание! *Особое внимание следует обратить на простановку углов. К сожалению, DesignModeler в версии ASNSYS 15.0 не отображает размерные линии углов, только обозначение размера. При простановке углов обратите внимание на угол в построенной примерной модели. Вполне возможно, что угол «A13» надо будет задать не 330 градусов, а 30 градусов. Аналогично следует проверять и задавать другие значения углов. В противном случае геометрия может исказиться и придётся отменить действие, нажав кнопку  *Undo*.*



Dimensions: 15	
<input type="checkbox"/> A13	330 °
<input type="checkbox"/> A14	33 °
<input type="checkbox"/> H1	7 mm
<input type="checkbox"/> H15	2,95 mm
<input type="checkbox"/> H2	1,5 mm
<input type="checkbox"/> H3	6,5 mm
<input type="checkbox"/> H4	10 mm
<input type="checkbox"/> H5	2,95 mm
<input type="checkbox"/> R10	10 mm
<input type="checkbox"/> R11	5,9 mm
<input type="checkbox"/> R12	1,5 mm
<input type="checkbox"/> V6	2 mm
<input type="checkbox"/> V7	0,5 mm
<input type="checkbox"/> V8	10 mm
<input type="checkbox"/> V9	22 mm

Рис. 3.6. Значения размеров

Рис. 3.5. Простановка размеров

Шаг 10. Удалить нижнюю вспомогательную линию с углом A14.

Шаг 11. Построить 5 точек для будущего сплайна сопла сначала произвольным образом, а затем расставить размеры (рис. 3.7). Горизонтальные размеры расставляем от оси двигателя, вертикальные – от верхней точки (верхний центр форкамеры зажигания).

Шаг 12. Задать значения размеров (рис. 3.8).

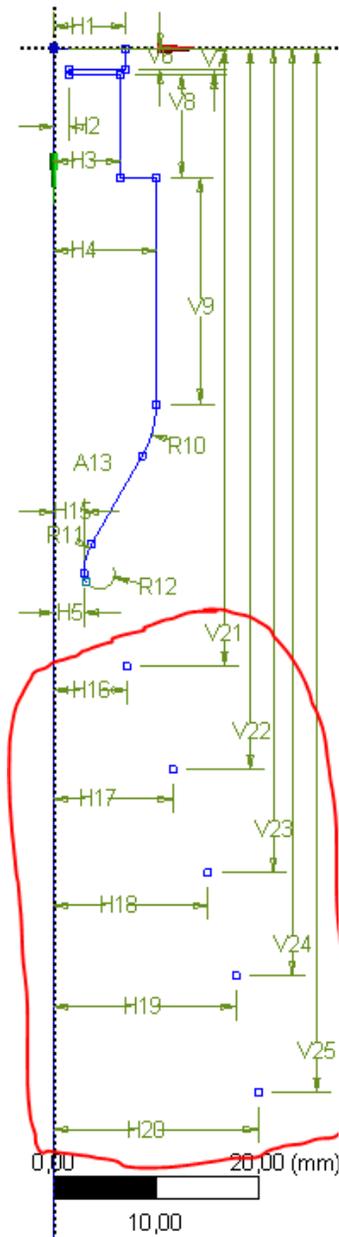
Шаг 13. Создать контур сопла двигателя по созданным на шаге 11 точкам, используя инструмент *Spline*. Завершить построение сплайна командой *Open End* из контекстного меню.

Шаг 14. Добавить горизонтальную линию среза сопла и обрезать/удлинить ось двигателя до среза сопла. Эскиз готов (рис. 3.9).

Шаг 15. Выполнить вращение созданного эскиза, используя операцию  *Revolve*. В ней необходимо задать ось вращения (*Axis*), указав ось двигателя и нажав *Apply*. Для завершения операции нужно нажать *Generate* (). В результате должно получиться тело вращения – камера ракетного двигателя (рис. 3.10).

Шаг 16. Создать канал центробежной форсунки горючего. В *DesignModeler* это проще сделать с помощью примитивов: *Create* → *Primitives* → *Cylinder*. Необходимо выбрать плоскость *XYPlane*, выбрать тип создания «замороженного» тела (*Add Frozen*), задать размеры и положение цилиндра – форсунки горючего (рис. 3.11). Для завершения операции нужно нажать *Generate* ().

Шаг 17. Выполнить операцию копирования кругового массива (*Create* → *Pattern*) с параметрами, указанными на рис. 3.12. В качестве копируемого тела (*Geometry*) нужно указать форсунку горючего, в качестве оси – ось двигателя, и количество копий – 5 (с учётом уже существующего цилиндра всего их будет шесть).



<input type="checkbox"/>	H16	7,1218 mm
<input type="checkbox"/>	H17	11,631 mm
<input type="checkbox"/>	H18	15,087 mm
<input type="checkbox"/>	H19	17,777 mm
<input type="checkbox"/>	H20	20 mm
<input type="checkbox"/>	V21	60 mm
<input type="checkbox"/>	V22	70 mm
<input type="checkbox"/>	V23	80 mm
<input type="checkbox"/>	V24	90 mm
<input type="checkbox"/>	V25	101,37 mm

Рис. 3.8. Значения размеров для точек сопла

Рис. 3.7. Создание точек сопла и простановка их размеров

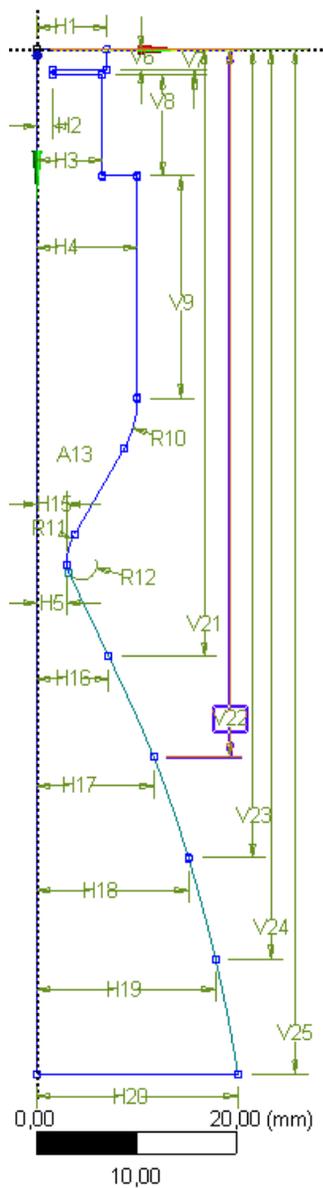


Рис. 3.9. Готовый эскиз

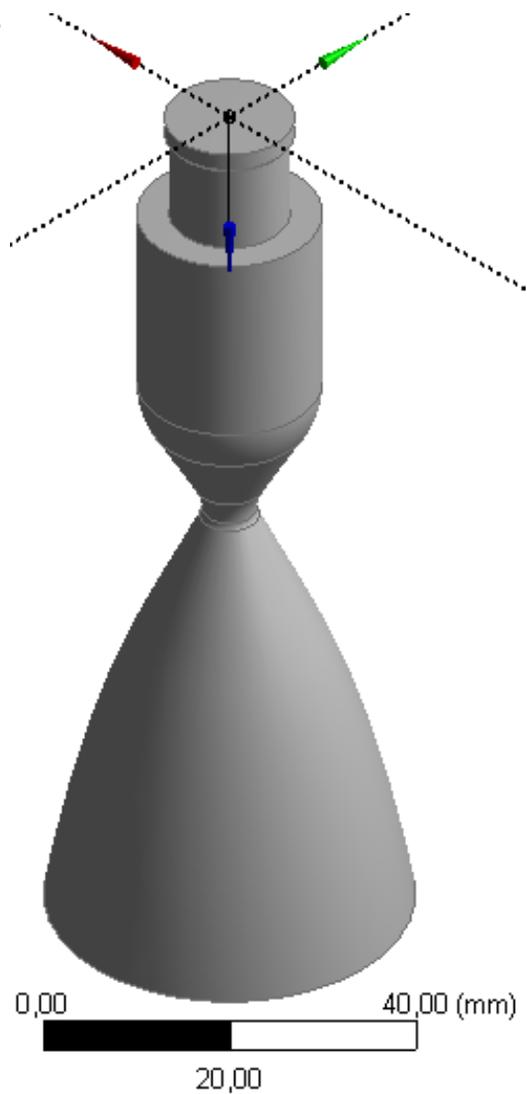


Рис. 3.10. Камера РД

Details View	
[-] Details of Cylinder1	
Cylinder	Cylinder1
Base Plane	XYPlane
Operation	Add Frozen
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	9,58 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	13,3 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	0 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	12 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	0,41 mm
As Thin/Surface?	No

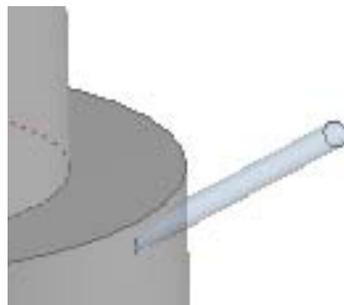


Рис. 3.11. Размеры и положение форсунки горячего

Details View	
[-] Details of Pattern1	
Pattern	Pattern1
Pattern Type	Circular
Geometry	1 Body
Axis	2D Edge
<input type="checkbox"/> FD2, Angle	Evenly Spaced
<input type="checkbox"/> FD3, Copies (>0)	5

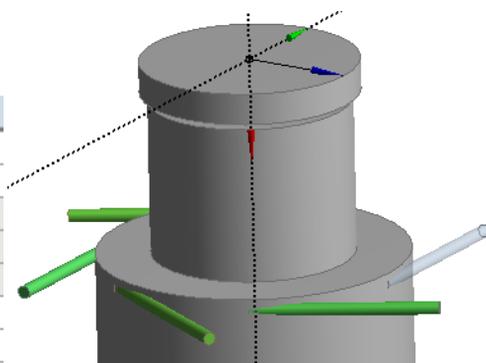


Рис. 3.12. Операция копирования кругового (*Circular*) массива

Шаг 18. Создать центробежную форсунку окислителя с параметрами, указанными на рис. 3.13. Для завершения операции нужно нажать *Generate* (⚡).

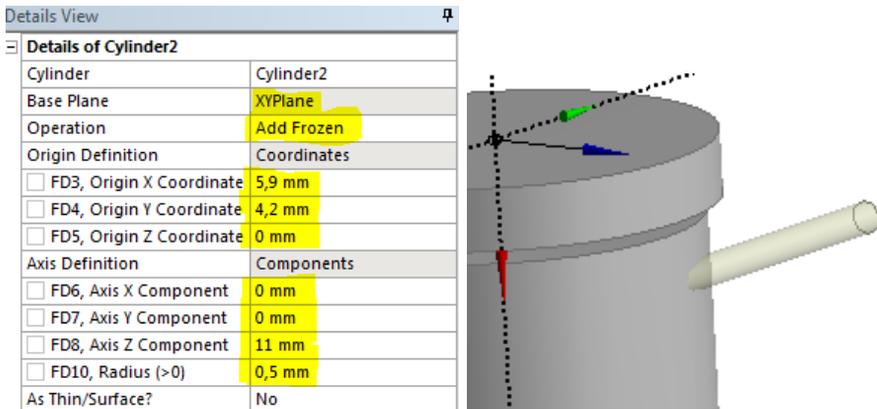


Рис. 3.13. Размеры и положение форсунки окислителя

Шаг 19. Выполнить операцию копирования кругового массива (*Create* → *Pattern*) с параметрами, указанными на рис. 3.14. В качестве копируемого тела (*Geometry*) нужно указать форсунку окислителя, в качестве оси – ось двигателя, и количество копий – 4 (с учётом уже существующего цилиндра всего их будет пять).

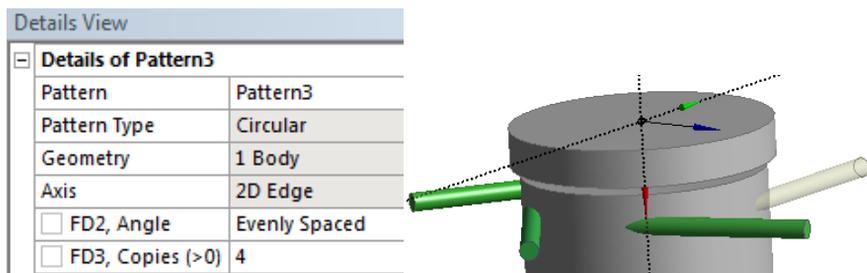


Рис. 3.14. Операция копирования кругового (*Circular*) массива

Шаг 20. Чтобы соединить вместе все форсунки, необходимо их «разморозить» (*Tools* → *Unfreeze*). Выбирать тела для разморозки можно из списка тела дерева проекта (рис. 3.15), удерживая *Ctrl*, или *Shift*.

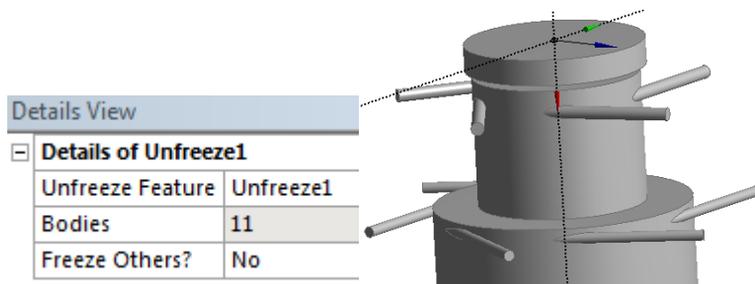


Рис. 3.15. Операция *Unfreeze*

Шаг 21. Создать кольцевой канал коллектора окислителя (*Create* → *Primitives* → *Bend*) с параметрами, указанными на рис. 3.16.

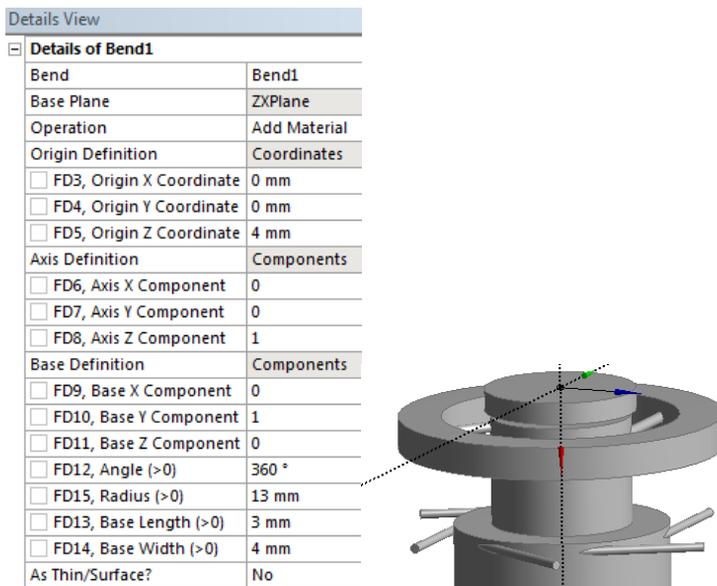


Рис. 3.16. Размеры кольцевого канала коллектора окислителя

Шаг 22. Создать кольцевой канал коллектора горючего (*Create* → *Primitives* → *Bend*) с параметрами, указанными на рис. 3.17.

Details View	
[-] Details of Bend2	
Bend	Bend2
Base Plane	ZXPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	13,25 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	1
Base Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD9, Base X Component	0
<input type="checkbox"/> FD10, Base Y Component	1
<input type="checkbox"/> FD11, Base Z Component	0
<input type="checkbox"/> FD12, Angle (>0)	360 °
<input type="checkbox"/> FD15, Radius (>0)	15 mm
<input type="checkbox"/> FD13, Base Length (>0)	4 mm
<input type="checkbox"/> FD14, Base Width (>0)	4 mm
As Thin/Surface?	No

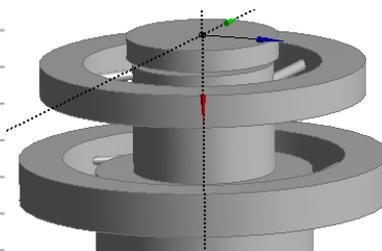


Рис. 3.17. Размеры кольцевого канала коллектора горючего

Шаг 23. Создать цилиндрический подвод к коллектору горячего (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.18.

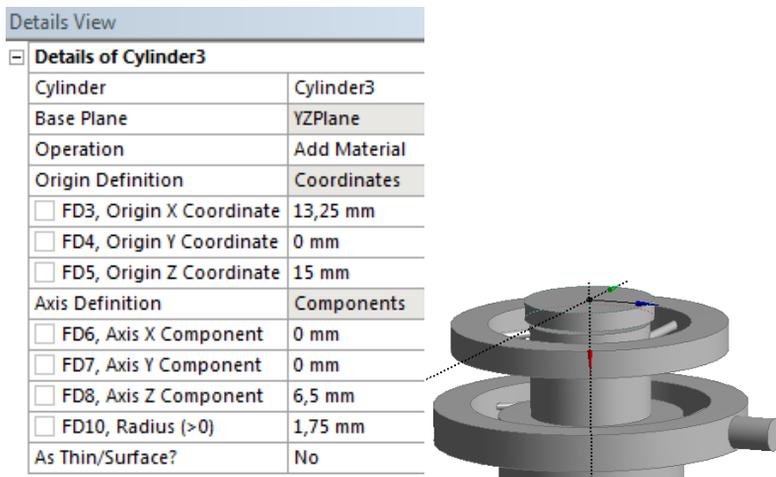


Рис. 3.18. Размеры цилиндрического подвода к коллектору горячего

Шаг 24. Создать цилиндрический подвод горячего к форкамере зажигания (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.19.

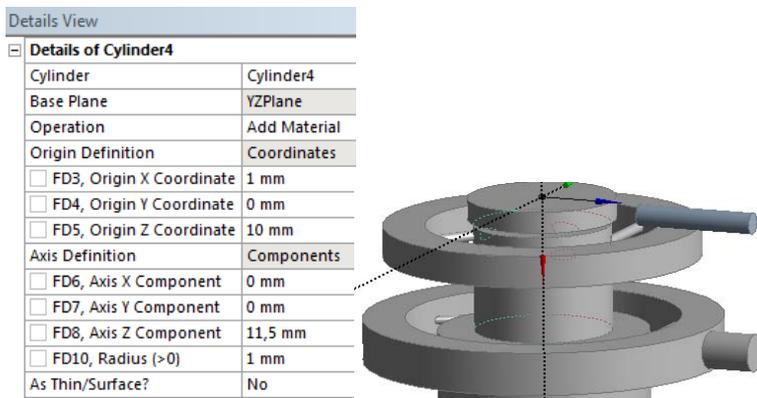


Рис. 3.19. Размеры цилиндрического подвода горячего к форкамере зажигания

Шаг 25. Создать радиальную форсунку горячего форкамеры зажигания (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.20.

Details View	
[-] Details of Cylinder5	
Cylinder	Cylinder5
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	1 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	0 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	12 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	0,4 mm
As Thin/Surface?	No

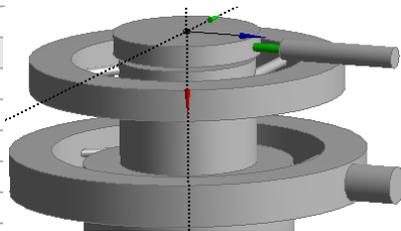


Рис. 3.20. Размеры радиальной форсунки горячего форкамеры зажигания

Шаг 26. Создать расширяющуюся полость горячего (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.21.

Details View	
[-] Details of Cylinder6	
Cylinder	Cylinder6
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	7,5 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	20 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	3 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	8,5 mm
As Thin/Surface?	No

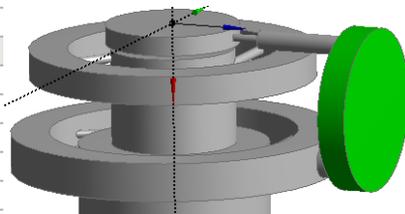


Рис 3.21. Размеры расширяющейся полости горячего

Шаг 27. Создать переходный канал горючего (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.22.

Details View	
[-] Details of Cylinder7	
Cylinder	Cylinder7
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	7,5 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	22 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	4 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	1,5 mm
As Thin/Surface?	No

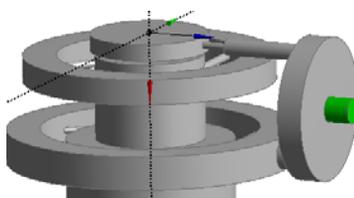


Рис 3.22. Размеры переходного канала горючего

Шаг 28. Создать входную полость горючего (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.23.

Details View	
[-] Details of Cylinder8	
Cylinder	Cylinder8
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	7,5 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	25 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	3 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	5 mm
As Thin/Surface?	No

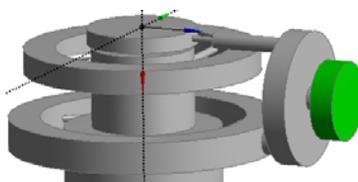


Рис. 3.23. Размеры входной полости горючего

Шаг 29. Создать фаску  Chamfer на гранях переходного канала горячего размером 0,5x45° (рис. 3.24).

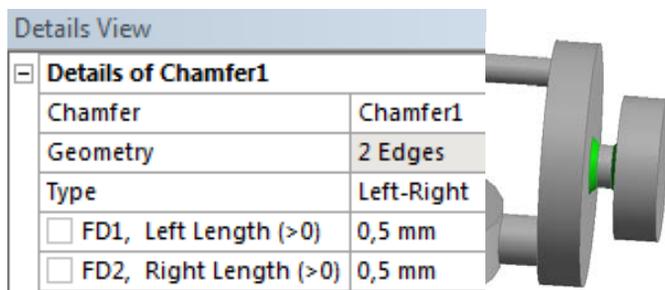


Рис. 3.24. Фаска переходного канала горячего

Шаг 30. Создать цилиндрический подвод к коллектору окислителя (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.25.

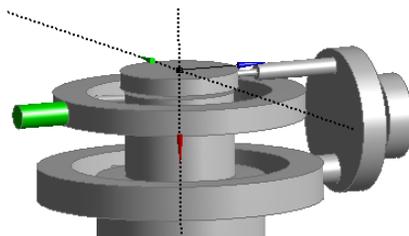
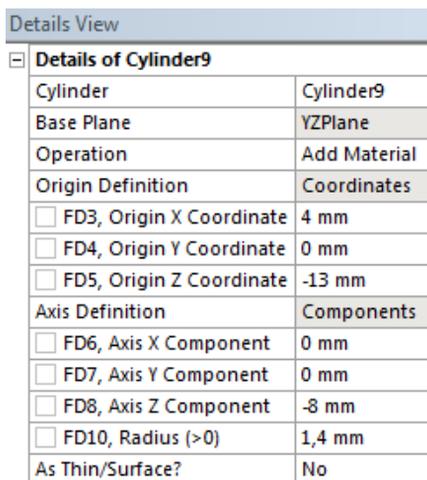


Рис. 3.25. Размеры цилиндрического подвода к коллектору окислителя

Шаг 31. Создать цилиндрический подвод окислителя к форкамере зажигания (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.26.

Details View	
[-] Details of Cylinder10	
Cylinder	Cylinder10
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	1 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	-10 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	-11,5 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	1 mm
As Thin/Surface?	No

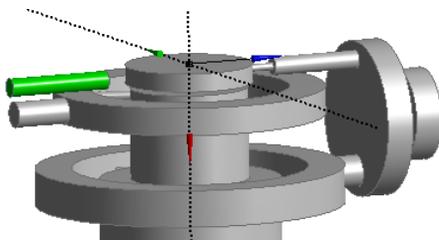


Рис. 3.26. Размеры цилиндрического подвода окислителя к форкамере зажигания

Шаг 32. Создать радиальную форсунку окислителя форкамеры зажигания (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.27.

Details View	
[-] Details of Cylinder11	
Cylinder	Cylinder11
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	1 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	0 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	-12 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	0,2 mm
As Thin/Surface?	No

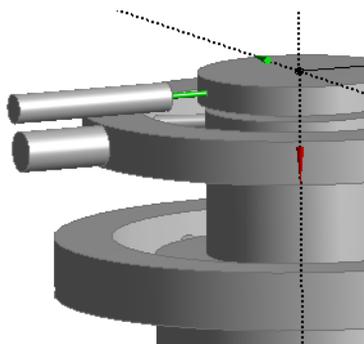


Рис. 3.27. Размеры радиальной форсунки окислителя форкамеры зажигания

Шаг 33. Создать расширяющуюся полость окислителя (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.28.

Details View	
[-] Details of Cylinder12	
Cylinder	Cylinder12
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	2,5 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	-20 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	-3 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	4 mm
As Thin/Surface?	No

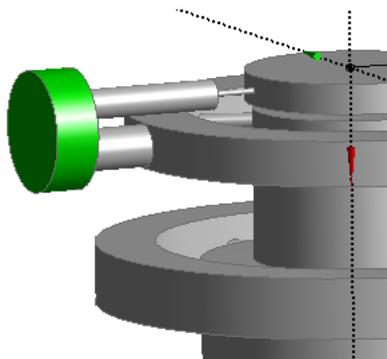


Рис 3.28. Размеры расширяющейся полости окислителя

Шаг 34. Создать переходный канал окислителя (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.29.

Details View	
[-] Details of Cylinder13	
Cylinder	Cylinder13
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	2,5 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	-22 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	-4 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	1,5 mm
As Thin/Surface?	No

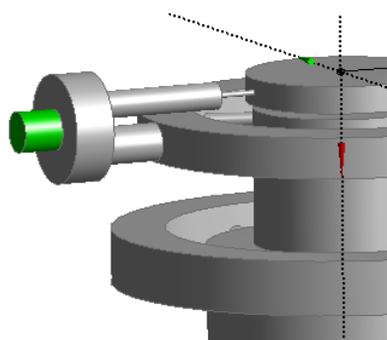


Рис. 3.29. Размеры переходного канала окислителя

Шаг 35. Создать входную полость окислителя (*Create* → *Primitives* → *Cylinder*) с параметрами, указанными на рис. 3.30.

Details View	
[-] Details of Cylinder14	
Cylinder	Cylinder14
Base Plane	YZPlane
Operation	Add Material
Origin Definition	Coordinates
<input type="checkbox"/> FD3, Origin X Coordinate	2,5 mm
<input type="checkbox"/> FD4, Origin Y Coordinate	0 mm
<input type="checkbox"/> FD5, Origin Z Coordinate	-25 mm
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, Axis X Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD7, Axis Y Component	0 mm
<input type="checkbox"/> FD8, Axis Z Component	-3 mm
<input type="checkbox"/> FD10, Radius (>0)	5 mm
As Thin/Surface?	No

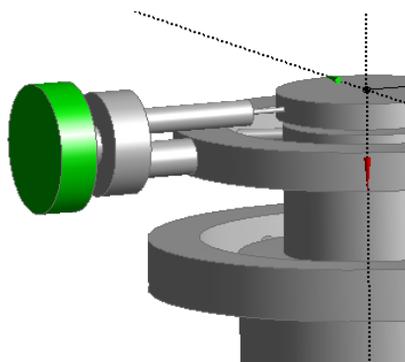


Рис. 3.30. Размеры входной полости окислителя

Шаг 36. Создать фаску  **Chamfer** на гранях переходного канала окислителя размером $0,5 \times 45^\circ$ (рис. 3.31).

Details View	
[-] Details of Chamfer2	
Chamfer	Chamfer2
Geometry	2 Edges
Type	Left-Right
<input type="checkbox"/> FD1, Left Length (>0)	0,5 mm
<input type="checkbox"/> FD2, Right Length (>0)	0,5 mm

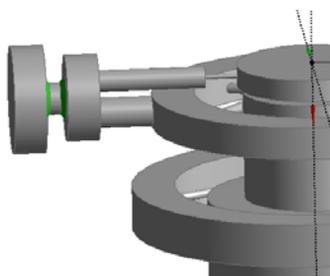


Рис. 3.31. Фаска переходного канала окислителя

После выполнения всех операций в списке тел должно быть только одно твёрдое тело (*1 Part, 1 Body*).

Иногда посмотреть внутренние части сложной геометрии бывает невозможно из-за того, что их закрывают внешние поверхности. В

этом случае часть поверхностей можно «погасить»: выделить левой кнопкой мыши, затем правой кнопкой мыши вызвать контекстное меню (рис. 3.32) и выбрать пункт *Hide Face(s)* (Не путать с *Hide Body*, который «погасит» всё тело целиком).

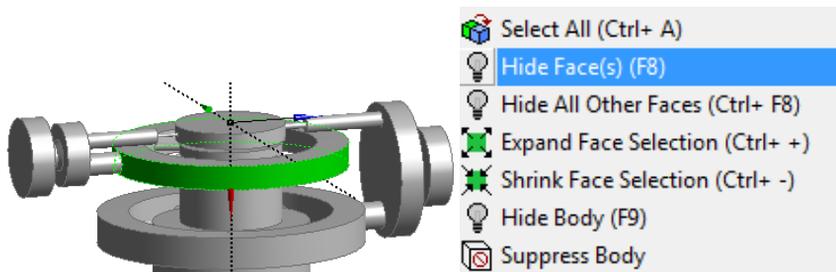


Рис. 3.32. Операция отключения отображения части поверхностей

После этого можно будет проконтролировать не только внешние поверхности модели, но её внутренние каналы (рис. 3.33). Обратное «включить» отображение погашенных поверхностей можно командой контекстного меню *Show All Faces*.

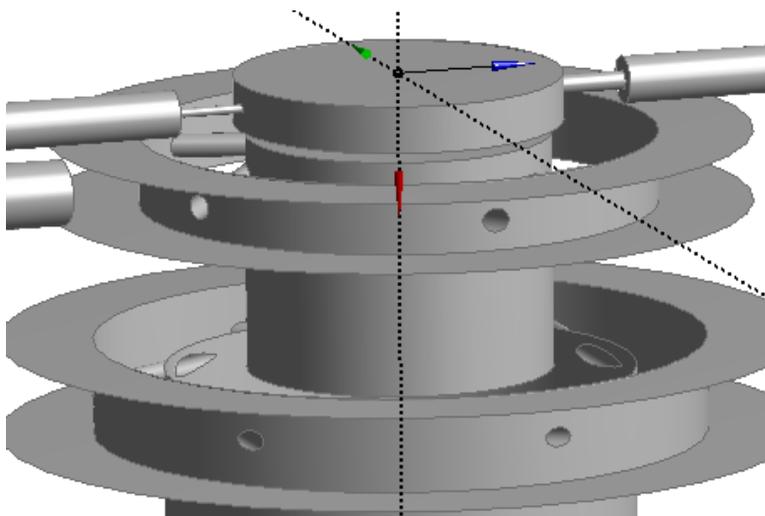


Рис. 3.33. Проверка правильности построения внутренних каналов двигателя

Шаг 37. Задать свойства построенной геометрической модели.

По умолчанию построенная геометрия является моделью твёрдого тела (*Solid*), лучше сразу поставить ей признак «область течения» (*Fluid*). Для этого нужно выбрать построенную геометрию в меню *Tree Outline* (рис. 3.34) и в поле *Fluid/Solid* из раскрывающегося списка выбрать *Fluid*.

Также можно изменить название зоны (*Body*) с начального *Solid* на более информативное название, например «*Inner_path_of_the_engine*» или аналогичное.

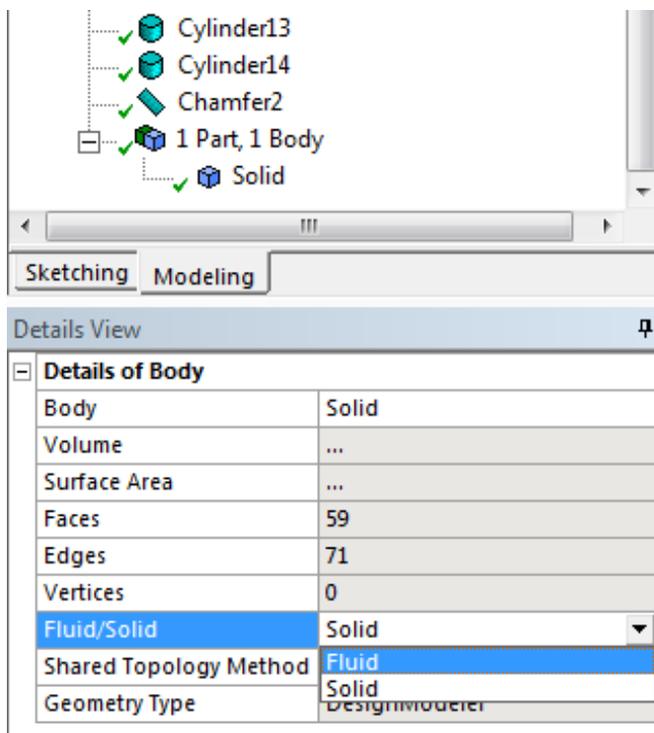


Рис. 3.34. Выбор признака *Fluid/Solid* расчётной области

На этом работу по созданию геометрической модели можно считать завершённой. Следует закрыть *DesignModeler* и сохранить проект *Workbench*. При сохранении нежелательно указывать в имени файла или пути к нему кириллические символы.

3.1.2. Импорт геометрии из других CAD-систем

Ввиду геометрической сложности внутреннего тракта ракетного двигателя, в частности смесительной головки, создавать геометрию бывает целесообразней в «тяжёлых» CAD-системах, например, в SolidWorks или NX.

Шаг 1. Созданную в стороннем CAD-пакете геометрию необходимо экспортировать в формат Parasolid, лучше текстовый (*.x_t) (рис. 3.35).

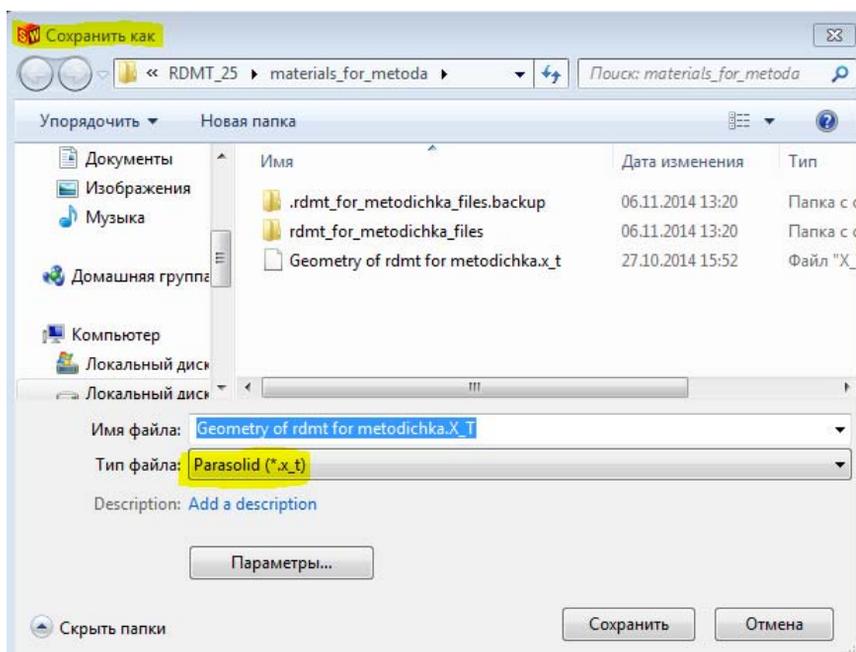
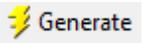


Рис. 3.35. Сохранение модели в текстовом формате Parasolid (*.x_t)

Шаг 2. В дереве построения окна DesignModeler выбрать плоскость для импорта, по умолчанию ею является *XYPlane*. Для удобства можно выбрать другую плоскость, например *YZPlane*, чтобы ось двигателя совпадала с осью Y, а направление движения продуктов сгорания совпадало с положительным направлением оси Y.

Если в дальнейшем планируется использовать результаты этого расчёта для инициализации следующих вариантов геометрии двигателя с этого, то ВАЖНО выбирать одну и ту же плоскость для импорта. Понятно, что если сопло будет брать параметры от форсуночной головки, то задача будет разваливаться, причём даже быстрее, чем при расчёте «с нуля».

Шаг 3. Импортировать геометрию в DesignModeler: *File* → *Import External Geometry File* → указываем файл в формате *.x_t.

Шаг 4. Сгенерировать геометрию, нажав кнопку  .

Шаг 5. При необходимости склеить поверхности сопла: *Tools* → *Merge* → выбирать *Merge Type: Faces* → указать поверхности для склеивания (сшивания) → *Apply* → *Generate* (рис. 3.36). Склеивание поверхностей делается, чтобы избежать возможных ошибок при построении сеток на этих поверхностях.

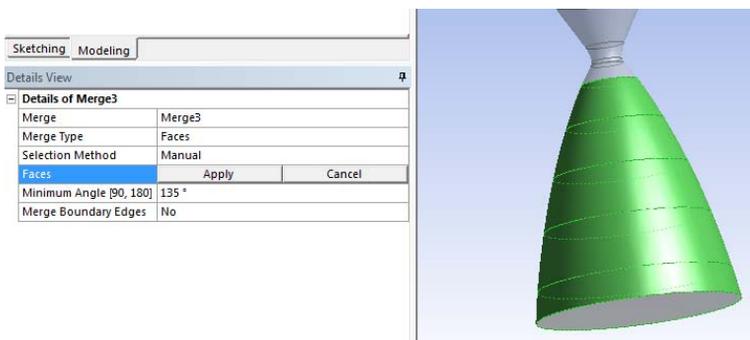


Рис. 3.36. Склеивание поверхностей сопла инструментом *Merge*

3.2. Наложение расчётной сетки на зону моделирования

Шаг 1. Открыть пункт Mesh 

Шаг 2. Для облегчения сеточной модели необходимо задать параметр роста ячеек *Transition* как *Fast* (рис. 3.37).

Левый клик по *Mesh* → раскрыть, если необходимо, вкладку *Sizing* → изменить параметр *Transition* на *Fast*.

При этом изменится значение параметра *Growth Rate* с по умолчанию «1.2» на «1.85», что вполне сойдёт для лабораторной работы. Общее количество элементов уменьшится в несколько раз.

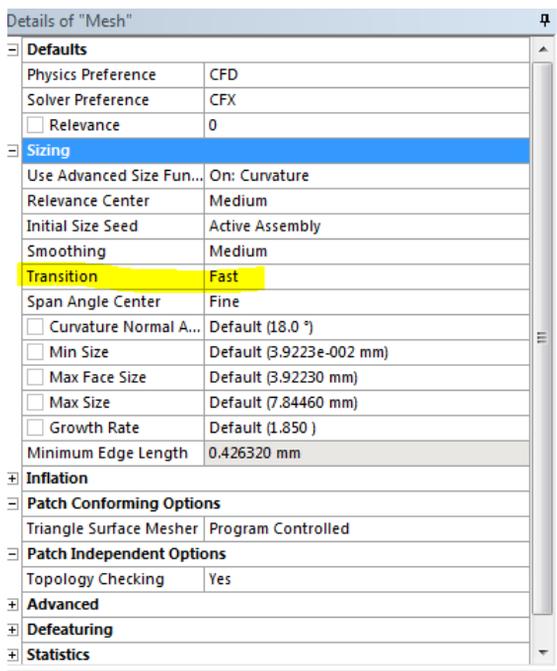


Рис. 3.37. Изменение параметра роста ячеек *Transition*

Шаг 3. Для игнорирования мелких погрешностей геометрии, особенно на стыке поверхностей, следует использовать метод *Path Independent*:

Правый клик по *Mesh* → *Insert* → *Method*.

Указываем мышью тело (это вся модель). В настройках (рис. 3.37) выбираем метод построения сетки тетраэдрами *Tetrahedrons*, алгоритм независимого разделения *Path Independent*. Выбираем максимальный размер элемента *Max Element Size* в зависимости от размеров двигателя. В нашем случае для расчётов на «грубой» сетке это 1...3 мм (рис. 3.38).

Details of "Patch Independent" - Method	
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
Definition	
Suppressed	No
Method	Tetrahedrons
Algorithm	Patch Independent
Element Midside Nodes	Use Global Setting
Advanced	
Defined By	Max Element Size
<input type="checkbox"/> Max Element Size	3, mm
<input type="checkbox"/> Feature Angle	30,0 °
Mesh Based Defeaturing	Off
Refinement	Proximity and Curvature
<input type="checkbox"/> Min Size Limit	Default
<input type="checkbox"/> Num Cells Across Gap	Default
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default
Smooth Transition	Off
Growth Rate	Default
Minimum Edge Length	0,42632 mm
Write ICEM CFD Files	No

Рис. 3.38. Настройки метода *Path Independent*

Шаг 4. Для критического сечения, форсунок и других мелких элементов двигателя необходимо использовать местное измельчение поверхности *Face Sizing*:

Правый клик по *Mesh* → *Insert* → *Sizing*.

Далее надо выбрать инструмент выбора *Face* (рис. 3.39) и поверхности для измельчения (критическое сечение, форсунки).

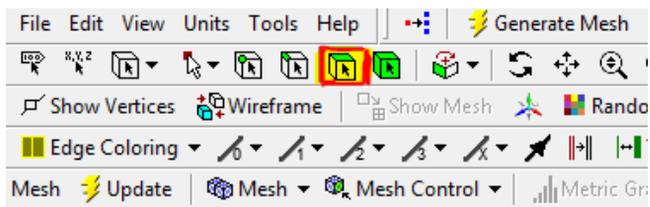


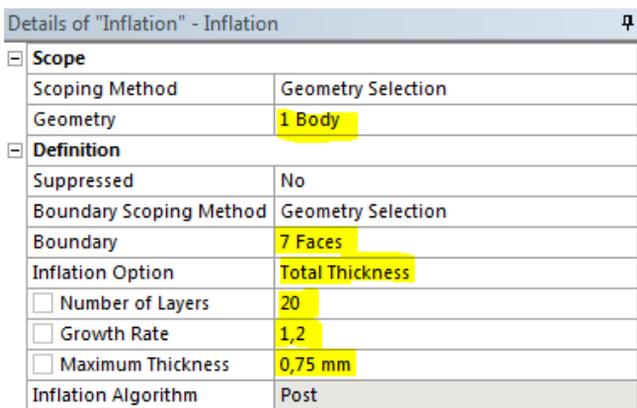
Рис. 3.39. Инструмент для выбора поверхностей *Face*

Для более маленьких форсунок зажигания можно повторить эту операцию с заданием меньшего размера элемента.

Шаг 5. Необходимо измельчить пристеночный слой камеры сгорания.

Правый клик по *Mesh* → *Insert* → *Inflation* → указываем тело (*Geometry*) → выбираем опцию увеличения *Inflation option* – *Total Thickness* → выбираем поверхности камеры (*Boundary*) → в зависимости от расчётной модели указываем количество слоёв (*Number of Layers*), множитель роста *Growth Rate* и максимальную толщину *Maximum Thickness*.

Для правильного моделирования пристеночного слоя требуется 10-30 призматических слоёв, множитель роста не более 1,25. В описываемой модели заданы 20 призматических слоёв, множитель роста 1,2 и максимальная толщина пристеночного слоя 0,75 мм (рис. 3.40).



Details of "Inflation" - Inflation	
[-] Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
[-] Definition	
Suppressed	No
Boundary Scoping Method	Geometry Selection
Boundary	7 Faces
Inflation Option	Total Thickness
<input checked="" type="checkbox"/> Number of Layers	20
<input checked="" type="checkbox"/> Growth Rate	1,2
<input checked="" type="checkbox"/> Maximum Thickness	0,75 mm
Inflation Algorithm	Post

Рис. 3.40. Настройки инструмента измельчения пристеночного слоя Inflation

Шаг 6. Присваиваем имена поверхностям, которые будут задействованы в дальнейшем. Например, входы для подачи компонентов, «стенка зажигания» форкамеры, поверхность критического сечения, выход из сопла (рис. 3.41).

Выбираем на модели нужную поверхность левой кнопкой мыши → правый клик → *Insert Named Selection* → Ввести название → ОК.

В итоге в дереве проекта должен быть список границ, как на рис. 3.42.

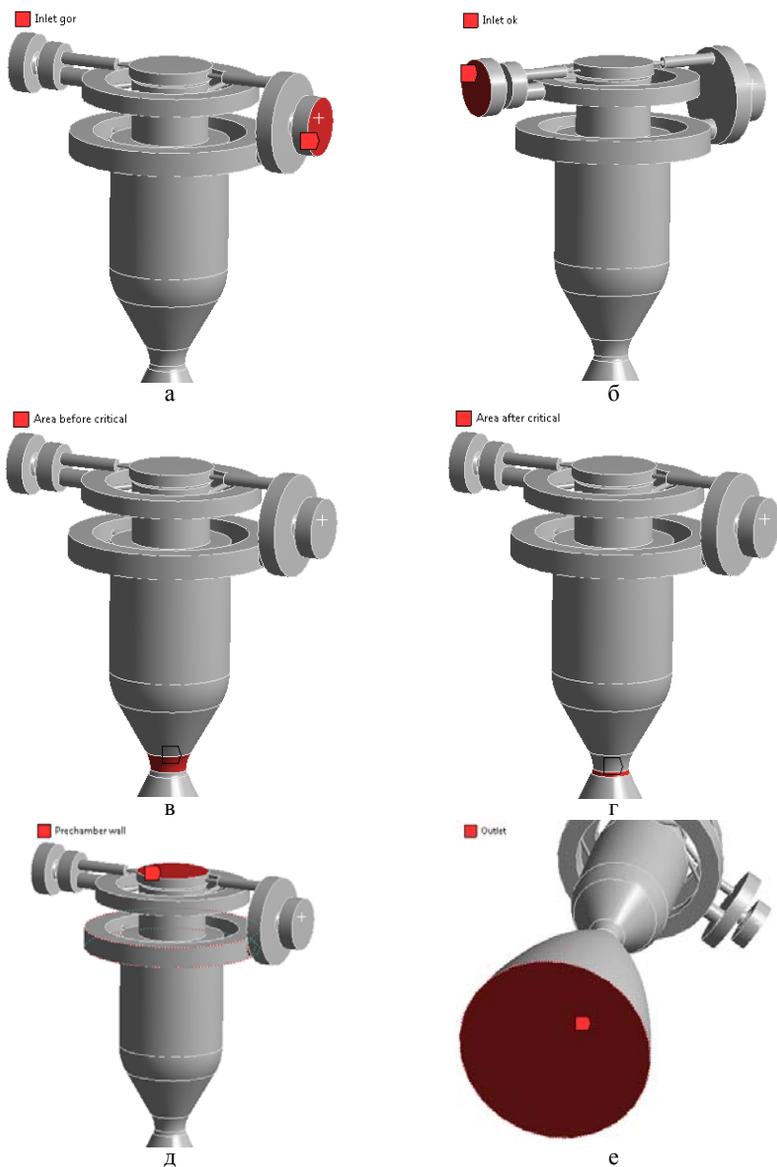


Рис. 3.41. Обозначение границ: а – вход горючего, б – вход окислителя, в – поверхность перед критическим сечением, г – поверхность после критического сечения, д – «стенка зажигания» форкамеры, е – выходное сечение сопла

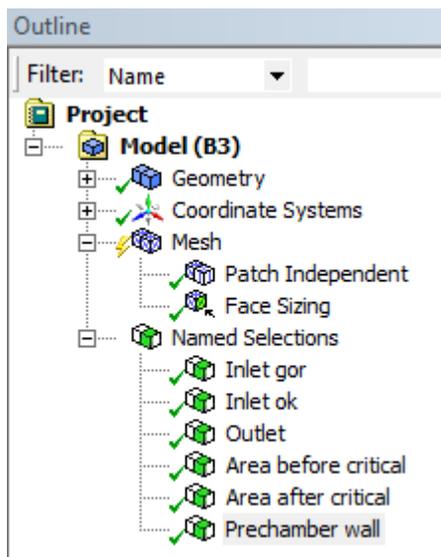


Рис. 3.42. Наименованные поверхности

Шаг 7. Генерируем сетку. Нажимаем кнопку  **Generate Mesh**.

Шаг 8. После сеткогенерации необходимо проверить качество сетки. В деталях *Mesh* в спойлере *Statistics* смотрим параметры пунктов *Mesh Metric*. Рекомендуется, чтобы параметр *Element Quality* был не меньше 0,4, а *Skewness* не более 0,8. Стараться не допускать значения *Element Quality* меньше 0,1-0,15 и *Skewness* выше 0,95-0,98.

Шаг 9. Качественно визуально проверить сетку можно сечением модели. Выбираем инструмент *New Section Plane* (рис. 3.43) и проводим нужное сечение.

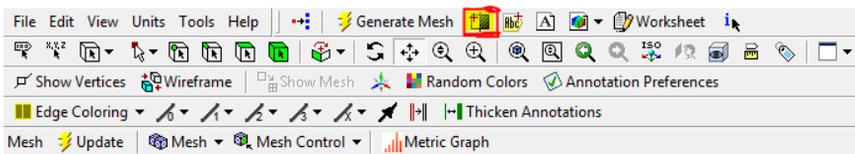


Рис. 3.43. Местонахождение инструмента *New Section Plane*

Для лучшего графического представления необходимо включить отображение целых элементов *Show Whole Elements* (рис. 3.44).

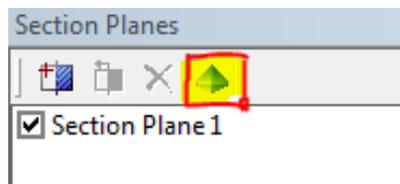


Рис. 3.44. Местонахождение инструмента *Show Whole Elements*

Таким образом, построили сетку, в данном случае «грубую» для предварительного расчёта (рис. 3.45).

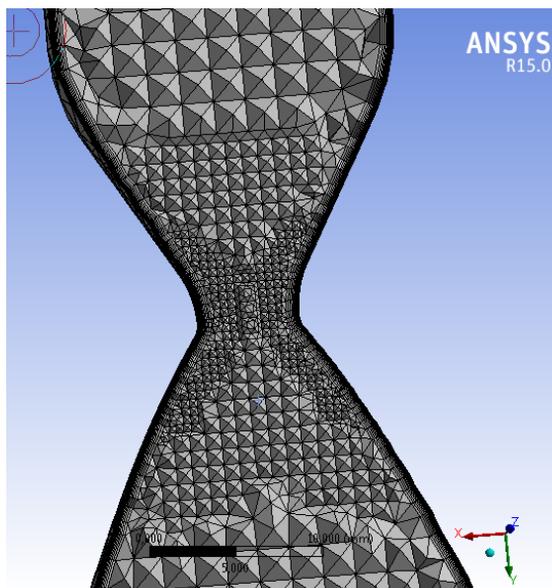


Рис. 3.45. Сеточная модель в продольном сечении с включенным отображением целых элементов

Шаг 10. Закрыть сеткогенератор, сохранить проект Workbench.

3.3. Задание свойств рабочего тела, начальных и граничных условий, параметров решателя

Открыть пункт 

3.3.1. Задание вещества расчётной зоны

Шаг 1. Импортировать компоненты из библиотеки ANSYS CFX.

Для предварительного грубого расчёта мы будем использовать реакцию горения из библиотеки ANSYS CFX, в которой участвуют всего три компонента: H_2 , O_2 , H_2O . При этом следует ожидать высоких значений температур из-за грубого расчёта механизма горения.

Правый клик по *Materials* → *Import Library Date* → в появившемся окне *Select Library Date to Import* раскрываем группу *Gas Phase Combustion* → выбираем компоненты H_2 , O_2 , H_2O → *OK*.

Шаг 2. Импортировать реакции из библиотеки ANSYS CFX.

Правый клик по *Reactions* → *Import Library Date* → в появившемся окне *Select Library Date to Import* выбираем реакцию *Hydrogen Oxygen* → *OK*.

Шаг 3. Создать вещество на основе реагирующей смеси.

Правый клик по *Materials* → *Insert* → *Material* → присваиваем имя реакции, например, « $H_2 O_2$ ANSYS Library» → во вкладке *Basic Settings* выбираем вариант *Reacting Mixture* → выбираем реакцию *Hydrogen Oxygen* в строке *Reactions List* → ставим галочку на термодинамическом состоянии *Thermodynamic State* (выбираем *Gas*) → *Apply*.

Во вкладке *Mixture Properties* оставляем свойства смеси по умолчанию (идеальная смесь).

3.3.2. Задание параметров расчётной зоны

Шаг 1. Открыть для редактирования домен двигателя.

Правый клик по *Default Domain* (или с другим именем, если переименовано) → *Edit*.

Шаг 2. Задать тип области *Domain Type* – жидкость : *Fluid Domain*.

Шаг 3. Удалить используемое по умолчанию определение рабочего тела *Fluid 1* и создать новое со своим именем, либо использовать *Fluid 1* по умолчанию.

Шаг 4. Задать в качестве материала рабочего тела созданное в п. 3.3.1 вещество реагирующей смеси – «H2 O2 ANSYS Library».

Шаг 5. Задать относительное давление *Reference Pressure*. Для ракетных двигателей удобно использовать значение «0», поскольку для их оценки используются такие определения, как удельный импульс в пустоте, тяга двигателя в пустоте.

Шаг 6. Проверить, что наш домен (расчётная область) не вращается (*Domain Motion* → *Stationary*).

Пример настроек домена двигателя на вкладке *Basic Settings* показан на рис. 3.46.

Шаг 7. Переходим во вкладку *Fluid Models* (рис. 3.47). Выбираем механизм теплового переноса *Heat Transfer* – расчёт на основе полной энергии (*Option: Total Energy*).

Шаг 8. Ставим галочку на *Incl. Viscous Work Term* для учёта затрат энергии на работу сил вязкостного трения.

Шаг 9. Выбираем модель турбулентности. Для лучшего моделирования горения при высоких скоростях и течения потока в пристеночной области лучше использовать модель турбулентности *k- ω* .

Также можно выбрать универсальную модель турбулентности *k- ϵ* , которая моделирует пристеночную область, а не рассчитывает. Модель турбулентности *k- ϵ* более стабильна в расчётах.

Шаг 10. В окне *Combustion* выбираем механизм горения – модель быстрых реакций (*Option: Eddy Dissipation*).

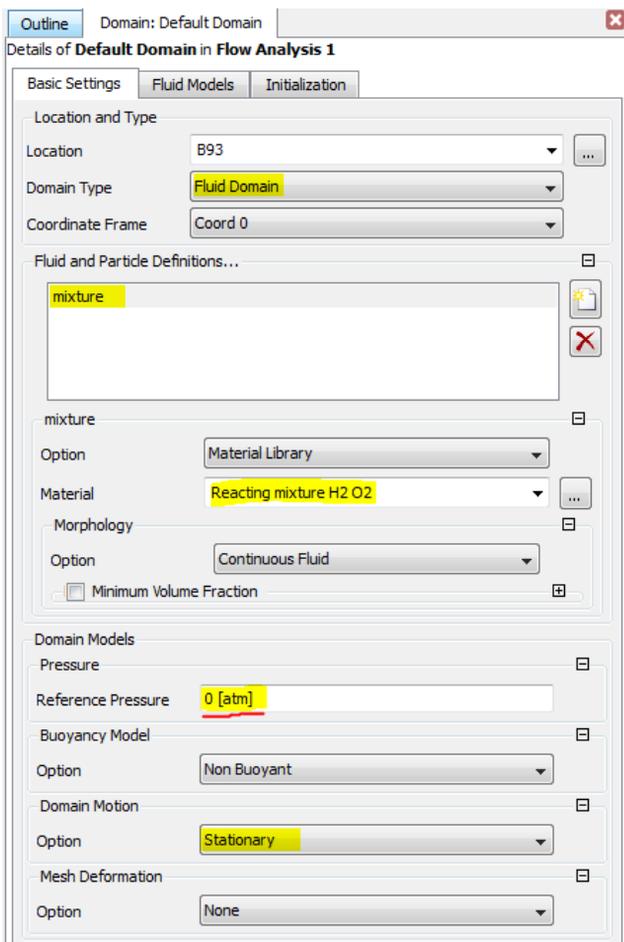


Рис. 3.46. Настройки домена двигателя *Default Domain*, вкладка *Basic Settings*

Шаг 11. Теперь состав смеси задан не фиксированным, а определяется химическими превращениями, поэтому нужно для всех компонентов в пункте *Component Models* поставить опцию автоматического расчёта состава (*Option: Automatic*), а для одного из компонентов выбрать опцию «замыкания» состава (*Option: Constraint*).

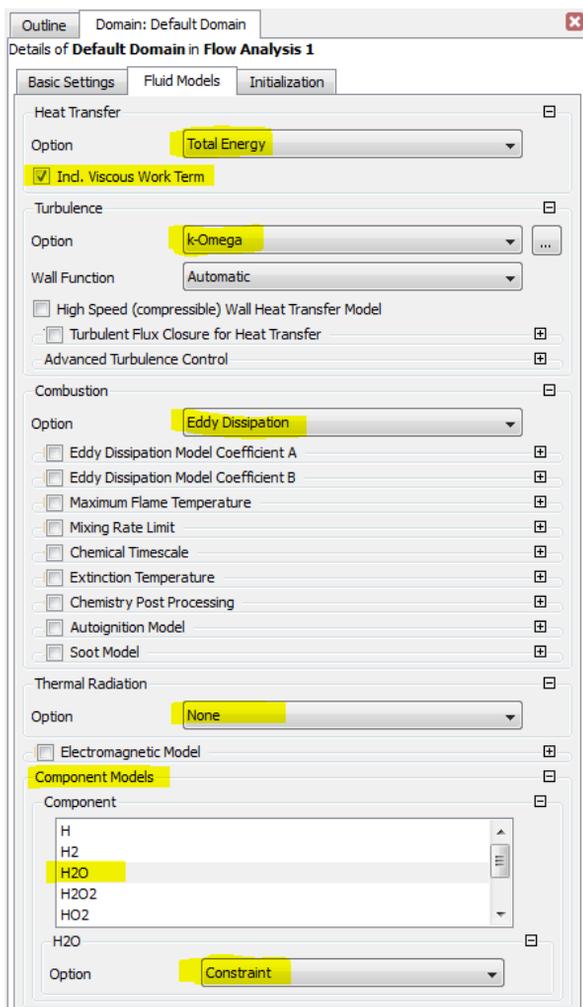


Рис. 3.47. Настройки домена двигателя *Default Domain*, вкладка *Fluid Models*

Дело в том, что для корректного расчёта химических превращений необходимо, чтобы полный компонентный состав всей смеси всегда равнялся единице, невзирая на неточности расчёта при проведении итераций. Поэтому по составу рассчитываются все компоненты за исключением одного. А его состав определяется вычитанием из

единицы суммы составов всех компонентов. Такой компонент называется «сдерживающим» или «замыкающим». Рекомендуется в качестве него выбирать конечный продукт, компонент, который ожидается больше всего по составу или слабо реагирующий элемент, чтобы расчёт шёл стабильнее. В нашем случае этому условию удовлетворяет вода H₂O. Используем H₂O: поставим для него опцию «замыкания» (*Option: Constraint*).

Пример настроек домена двигателя на вкладке *Fluid Models* показан на рис. 3.47.

Шаг 12. Для первого расчёта желательно дополнить автоматическую инициализацию решения некоторыми значениями, заданными вручную. Например, задать среднее давление в камере сгорания и интенсивность турбулентности (рис. 3.48).

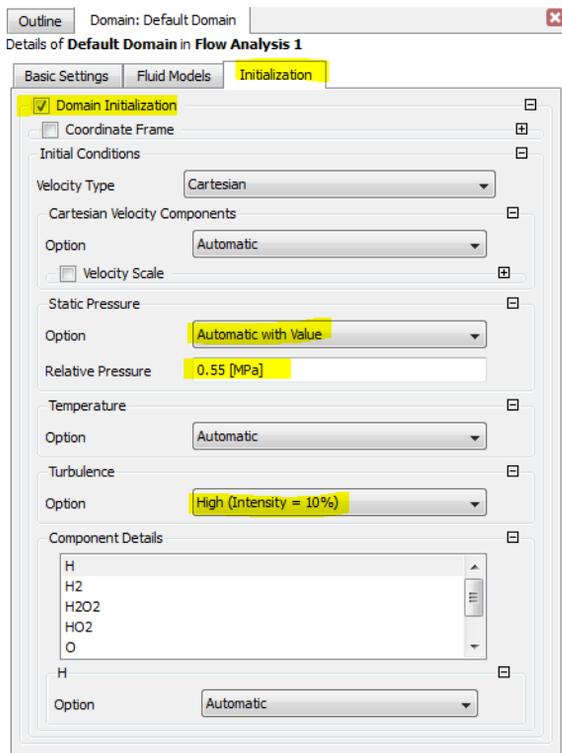


Рис. 3.48. Настройки домена двигателя *Default Domain*, вкладка *Initialization*

При моделировании камеры двигателя вместе со смесительной головкой нежелательно задавать скорости, это приводит к более нестабильным расчётам и развалам задач. Также обстоит дело и с температурой. Возможно задание массового соотношения основных компонентов Н₂ и О₂ в равных долях, иначе вся модель считается заполненной «замыкающим» компонентом – водой.

Шаг 13. Применяем изменения *Apply*.

3.3.3. Задание граничных условий

Шаг 1. Создать новую границу.

Правый клик по домену → *Insert* → *Boundary* → задать имя границе, например, «inlet gor» → *OK*.

Шаг 2. Во вкладке *Basic Settings* (рис. 3.49) указать расположение данной границы *Location*. Если при создании сеточной модели были проименованы поверхности, то указать одну из них (*Inlet gor*).

Шаг 3. Во вкладке *Boundary Details* выбираем вариант течения *Flow Regime* – дозвуковой *Option: Subsonic*.

Шаг 4. Задать значение массового расхода или давления на входе (для входных границ). В данном случае задаём массовый расход (*Mass Flow Rate*) 0,9978 г/с (в программе используем точку, а не запятую).

Шаг 5. Выбрать направления течения *Flow Direction* по отношению к границе входа. В данном случае нормально (перпендикулярно), т.е. *Option: Normal to Boundary Condition*. Если имеются иные данные, то задаем их в декартовых или цилиндрических координатах.

Шаг 6. Выбираем вариант интенсивности турбулентности равным *Option: High (Intensity = 10%)*. В ракетном двигателе все процессы происходят с высокой скоростью и интенсивностью турбулентности. Чем выше интенсивность, тем лучше и быстрее перемешиваются компоненты топлива.

Шаг 7. Задаем температуру компонента на входе границы. Температура задается обычно статическая (*Option: Static Temperature*) или полная, в зависимости от имеющихся данных. В данном случае статическая температура равна 283 К.

Шаг 8. Для входов задаем массовые доли компонентов. Например, для границы «inlet gor» задаем *Mass Fraction* = 1 для компонента «водород» (H₂), а на остальных – нули.

Шаг 9. Применяем изменения *Apply*.

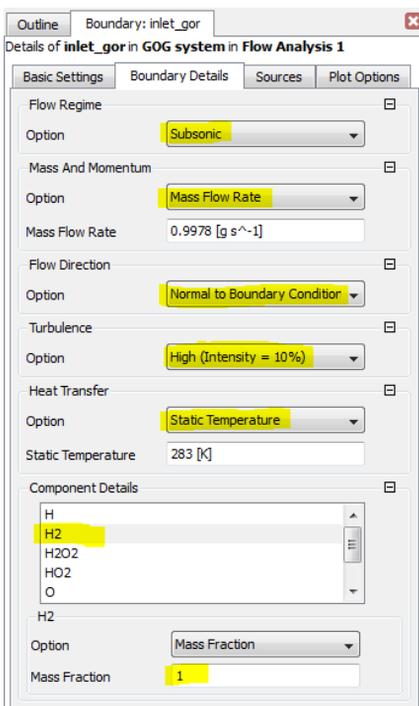


Рис. 3.49. Настройка граничного условия «inlet gor»

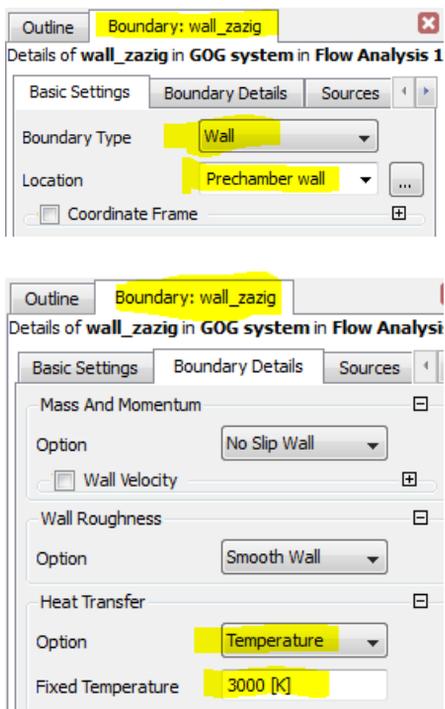


Рис. 3.50. Настройка граничного условия «Prechamber wall»

Шаг 10. Аналогично поступаем с остальными граничными условиями, учитывая особенности:

- для стенки зажигания форкамеры выбираем тип границы *Wall* и задаем температуру стенки (рис. 3.50);
- для выхода из сопла выбираем тип границы *Outlet* и задаем статическое давление на выходе.

В идеальном случае «жесткое» задание одинакового статического давления для всех точек среза сопла некорректно, т.к. при реальной работе сопла статическое давление в разных точках может отличаться. Но для предварительного «грубого» расчёта его можно использовать. Мероприятия по более точному моделированию выходного сечения представлены в разделе 4.1.

В табл. 3.1 представлен список граничных условий модели ракетного двигателя.

Таблица 3.1. Граничные условия модели

Название	Тип	Параметр	Значение	Ед. изм.
Inlet fuel (Inlet gor*)	Inlet	Mass Flow Rate	0.9978	g/s
		Turbulence	High (Intensity = 10%)	
		Static Temperature	283	K
		Mass Fraction: H2 O2	1 0	
Inlet oxidant (Inlet ok*)	Inlet	Mass Flow Rate	4.889	g/s
		Turbulence	High (Intensity = 10%)	
		Static Temperature	283	K
		Mass Fraction: H2 O2	0 1	
Outlet	Outlet	Static Pressure	832	Pa
Prechamber wall (wall_zazig*)	Wall	Temperature	3000	K

* в скобках указаны жаргонные названия. Применять их не следует, но они могут встретиться читателю на некоторых рисунках.

3.3.4. Задание параметров решателя

Шаг 1. Открыть параметры решателя для редактирования.

Solver → правый клик по *Solver Control* → *Edit*.

Шаг 2. Задать максимальное количество итераций *Max. Iterations* равным 1000. Это связано с тем, что потребное число для проведения расчёта сопла заранее неизвестно. Заключение о степени сошедшей задачи будет приниматься оператором на основании оценки математических невязок и интегральных параметров (описано ниже).

Шаг 3. Множитель масштаба по времени *Timescale Factor* оставить равным 1.

Если расчёты будут нестабильны и будут «разваливаться» после нескольких итераций, то в первую очередь надо будет ступенчато понижать порядок *Timescale Factor* (0,1, 0,01, 0,001 и т.д.).

Шаг 4. Критерий сходимости по квадратичным математическим невязкам RMS установить 10^{-6} .

3.3.5. Задание параметров мониторинга решения

Сходимость полученного решения должна оцениваться по невязкам системы уравнений, которые должны быть минимальны, и интегральным параметрам ракетного двигателя, которые должны быть постоянны для полностью сошедшей задачи. В качестве интегральных параметров используются:

- массовый расход;
- удельный импульс в пустоте и осевая скорость на выходе из сопла;
- средняя температура в критическом сечении;
- тяга двигателя в пустоте.

Оценивать данные интегральные параметры двигателя удобно с помощью выражений на языке CEL (CFX Expression Language). В общем случае выражение (*Expression*) состоит из трех частей (рис. 3.51): 1 – функция (метод определения параметра); 2 – параметр; 3 – место (*Locator*) определения параметра.

Некоторые функции не имеют параметров (поле 2 пустое).

1	2	3
massFlowAve	(Velocity v)	@outlet

Рис. 3.51. Синтаксис выражений на языке CEL

Шаг 1. Создать новое выражение. Для этого перейти на вкладку *Expressions, Functions and Variables*.

Далее правый клик по *Expressions* → *Insert* → *Expression* → задать имя выражению, например, «AxialVelocityOfEngine» → *OK*.

Шаг 2. Выбрать необходимую функцию.

Правый клик по полю *Definition* создаваемого выражения → *Functions* → *Locator-based* → выбираем функцию (рис. 3.52).

В большинстве случаев используется метод определения параметров осреднением по массовому потоку *massFlowAve*. Этот метод более точен, чем осреднение по площади.

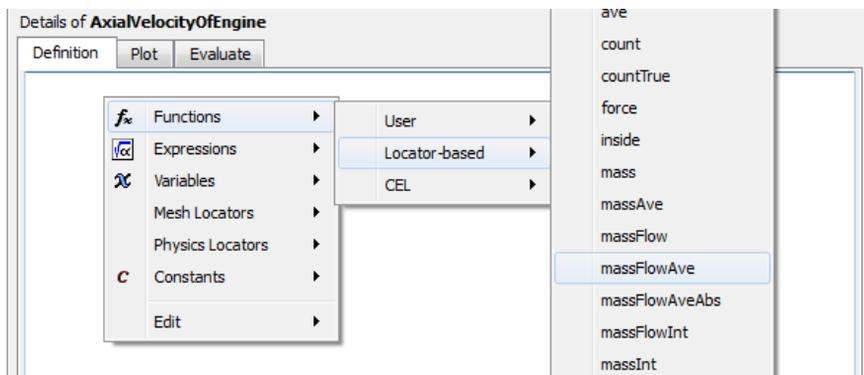


Рис. 3.52. Выбор функции или метода определения функции для выражения

Если необходимо использовать математическую операцию, например взятие по модулю, необходимо выбрать эту функцию (*abs*) из раскрывающегося списка CEL вместо *Locator-based*.

Шаг 3. Необходимо добавить в скобки определяемый параметр.

Переводим курсор в положение между скобок → правый клик → *Variables* → выбираем параметр *Velocity v*.

Все функции отсортированы и сгруппированы в списки по алфавитному порядку (рис. 3.53).

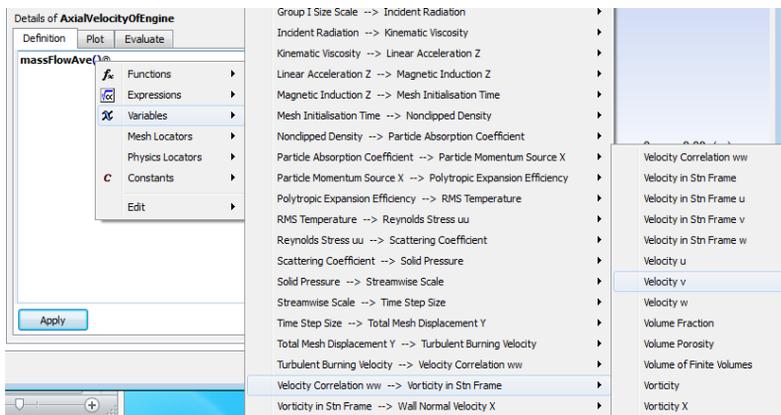


Рис. 3.53. Выбор определяемого параметра

Шаг 4. Далее выбрать поверхность определения параметра.

Переводим курсор в положение после знака @ → правый клик → *Mesh Locators* или *Physics Locators* → 2D → выбираем нужную поверхность (рис. 3.54).

Physics Locators предоставляет доступ к списку граничных условий, а *Mesh Locators* – к наименованным поверхностям сетки.

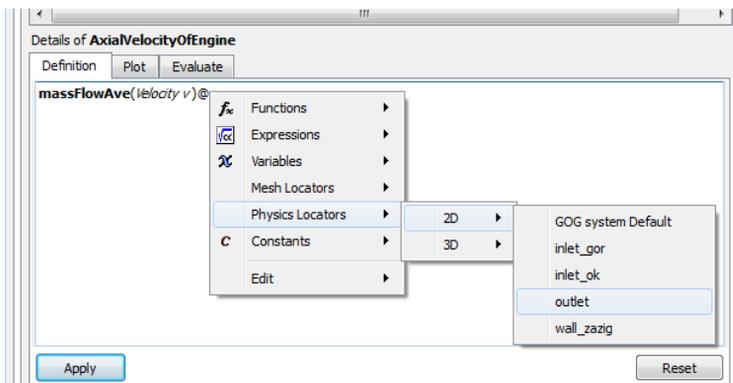


Рис. 3.54. Выбор поверхности определения параметра

Шаг 5. Применяем изменения Apply.

Здесь следует обратить внимание на точность задания имён границ при сеткогенерации и описании граничных условий. Заданные выражения будут работать только с такими же (буква в букву) названиями границ. Если в ходе решения потребуется заменить сетку (например, на более точную), то её границы должны быть названы точно так же, как у предыдущей. В противном случае при замене сетки придется исправлять или вводить заново описание всех выражений.

В качестве членов выражения можно использовать как константы (*Constants*), так и уже созданные выражения (*Expressions*).

Составляем остальные выражения. Примеры выражений представлены в табл. 3.2.

Таблица 3.2. **Примеры выражений для выходного контроля**

№	Наименование	Выражение	Описание
1	AxialVelocitySoplo	massFlowAve (Velocity v) @outlet	Осредненная по расходу осевая скорость на выходе из сопла
2	MassFlowInflow	massFlow() @inlet_gor + massFlow() @inlet_ok	Суммарный массовый расход, поступающий в двигатель
3	MassFlowSoplo	abs (massFlow() @outlet)	Массовый расход на выходе из сопла
4	MassFlowError Percentages	(MassFlowSoplo - MassFlowInflow) / MassFlowInflow * 100	Погрешность определения массового расхода в процентах
5	SpecificImpulse	AxialVelocitySoplo + massFlowAve (Pressure) @outlet * area() @outlet / MassFlowSoplo	Удельный импульс тяги в пустоте
6	TemperatureAfter Critical	areaAve (Temperature) @REGION:Area after critical	Средняя температура поверхности после критического сечения
7	TemperatureBefore Critical	areaAve (Temperature) @REGION:Area before critical	Средняя температура поверхности перед критическим сечением
8	Thrust	MassFlowSoplo * SpecificImpulse	Тяга двигателя в пустоте

Шаг 6. Задать созданные выражения в качестве отслеживаемых (мониторов) при решении задачи

Solver → правый клик по *Output Control* → *Edit* → переходим на вкладку *Monitor* → ставим галочку на *Monitor Objects* → в окне *Monitor Point and Expressions* добавляем новый монитор (*Add new item*) → назначаем имя → в опциях созданного монитора выбираем задание монитора выражением (*Option: Expression*) → правый клик по полю *Expression Value* → выбираем созданное выражение → применяем изменения *Apply* (рис. 3.55).

Шаг 7. Создаем мониторы для всех отслеживаемых параметров.

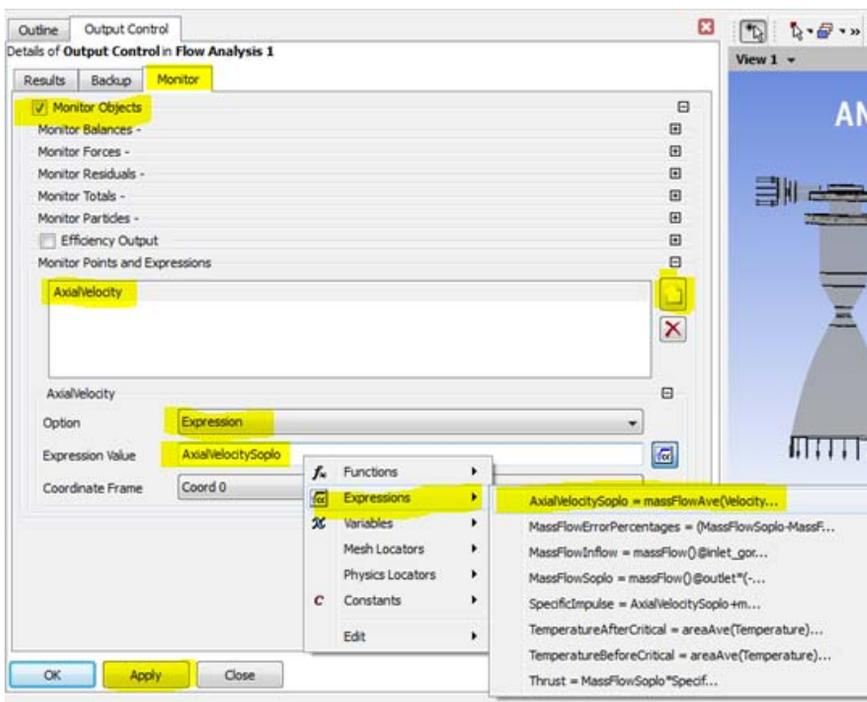


Рис. 3.55. Создание монитора для отслеживания интегрального параметра

Шаг 8. По окончании создания расчётной модели сохранить проект: *File* → *Save Project* и закрыть препроцессор CFX-Pre.

3.4. Решение математической модели

3.4.1. Запуск решения

Шаг 1. Открыть решатель



Шаг 2. Задать параметры многопроцессорного расчёта

Вкладка *Run Definition* → *Run Mode* → *Platform MPI Local Parallel* (режим распараллеливания задачи – локальный с общей памятью) → число параллельных процессов – 2 (или более, по количеству процессоров и лицензий на используемом компьютере) (рис. 3.56). Академическая учебная лицензия ограничена четырьмя параллельными процессами.

Шаг 3. Если есть файл результатов для инициализации (при повторном расчёте), то указываем его во вкладке *Initial Values* (для 15-й версии ANSYS; в более ранних версиях файл инициализации указывается на вкладке *Run Definition*).

Выбираем вариант инициализации: начальные условия *Initial Conditions* или продолжение расчёта *Current Solution Data (if possible)*.

При выборе варианта *Initial Conditions* ставим галочку на *Initial Values Specification*, указываем файл инициализации *File Name*. Убираем галочку продолжения истории расчёта *Continue History From*, чтобы не запутаться (рис. 3.57).

Шаг 4. Запустить расчёт, нажав *Start Run*.

Начнётся процесс решения. Ход процесса решения будет отражаться в окне решателя в виде графика «невязок» и информационных сообщений.

При правильном задании химической кинетики спустя несколько итераций при расчёте «с нуля» появляются промежуточные компоненты реакции. На рис. 3.58 представлен пример появления компонентов для набора реакций из подробного механизма горения.

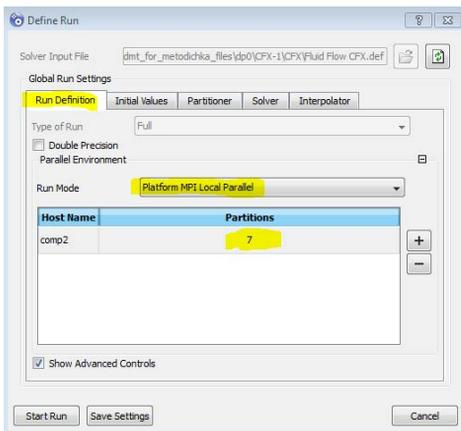


Рис. 3.56. Настройка решателя, вкладка *Run Definition*

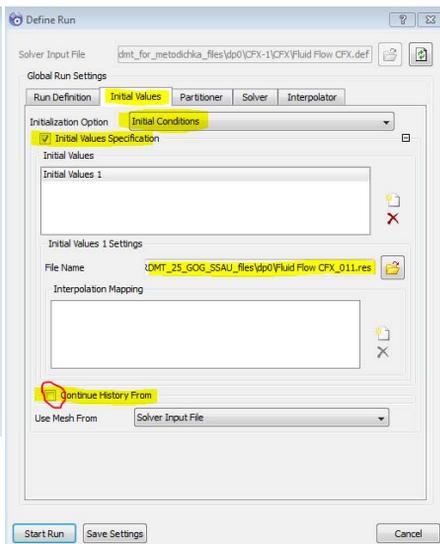


Рис. 3.57. Настройка решателя, вкладка *Initial Values*

Шаг 5. Заданные выражения для вывода интегральных параметров по умолчанию появляются все в одной вкладке *User Points*. Для оценки параметров это неудобно, поэтому эту вкладку надо удалить и создать отдельные вкладки для разных выражений.

Workspace → *New Monitor*, или нажать значок *New Monitor*  → дать имя монитору → во вкладке *Plot Lines* в раскрывающемся списке *USER POINT* выбрать параметры для отображения (рис. 3.59).

На один монитор можно вывести несколько параметров, но это удобно только, если они имеют одинаковую размерность и порядок значений.

Шаг 6. Для удобного отображения параметров следует вручную задать масштаб и диапазон значений по оси ординат для установившегося режима:

Правый клик по монитору → *Monitor Properties* → вкладка *Range Settings* → галочка *Set Manual Scale (Linear)* → указываем нижний (*Lower Bound*) и верхний (*Upper Bound*) пределы.

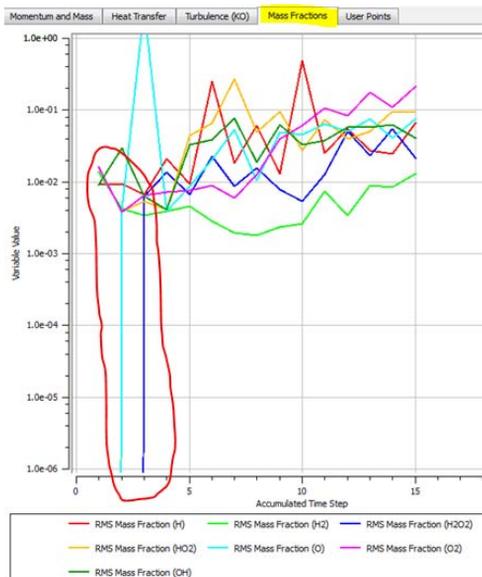


Рис. 3.58. Появление промежуточных компонентов реакции O и H₂O₂ на второй итерации расчёта «с нуля»

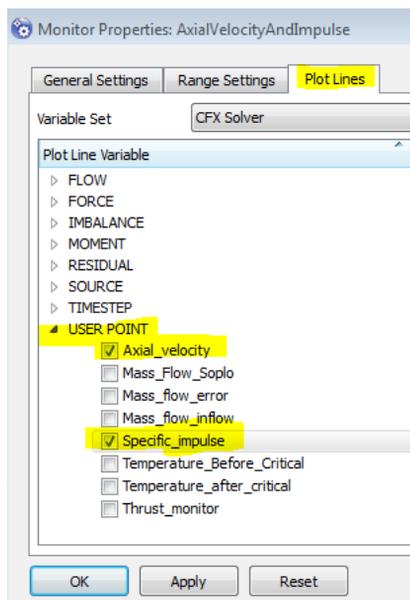


Рис. 3.59. Выбор параметров для наблюдения в мониторе

3.4.2. Оценка качества решения задачи в CFX-Solver

Шаг 1. Оценка среднеквадратичной невязки уравнения неразрывности и моментов количества движения.

Эта погрешность должна быть как можно меньше. По умолчанию в CFX-Pre задана граница достижения решения по данному параметру 10^{-4} , однако при расчёте камер РДМТ рекомендуется устанавливать значение 10^{-6} (см. п. 3.3.4), поскольку часто при достижении $10^{-4} \dots 10^{-5}$ интегральные параметры ещё не успевают установиться, и требуется дальнейшее решение. Пример хорошего расчёта представлен на рис. 3.60. Хорошо видно, что с течением итераций невязки осциллируют около неизменного среднего значения. Это говорит о том, что для данной задачи получено максимально сошедшее решение и дальнейшие итерации не повысят точность.

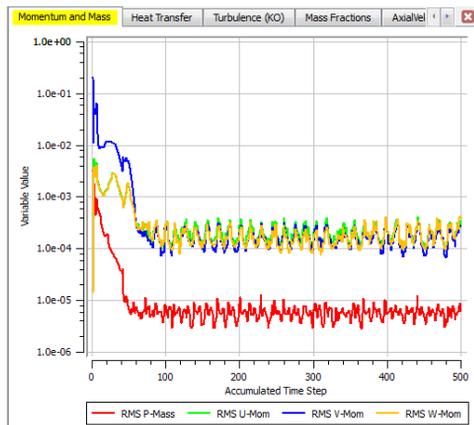


Рис. 3.60. Монитор среднеквадратичной невязки уравнений неразрывности и моментов количества движения

Шаг 2. Оценка среднеквадратичной невязки уравнения теплового баланса.

Как правило, при расчёте горения невязка уравнения теплового баланса выше других невязок. Для данного класса задач рекомендуется, чтобы она не была больше 10^{-2} (рис. 3.61).

Шаг 3. Оценка среднеквадратичной невязки уравнений концентраций (массовых долей) компонентов реакции.

Данная погрешность имеет схожий характер с невязками теплового баланса и также не должна превышать 10^{-2} (рис. 3.62).

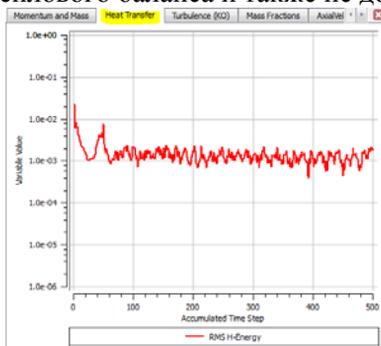


Рис. 3.61. Монитор среднеквадратичной невязки теплового расчёта

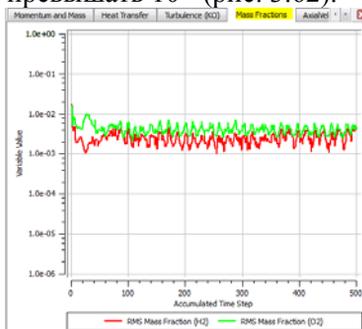


Рис. 3.62. Монитор среднеквадратичной невязки уравнения массовых долей компонентов реакции

Шаг 4. Оценка интегральных параметров.

Интегральные параметры в сошедшейся задаче должны быть постоянными в течение 300-400 итераций, чтобы исключить локальные флуктуации параметров при расчёте. Используют следующие параметры:

- осевая скорость на выходе из сопла и удельный импульс в пустоте (рис. 3.63, а);
- массовый расход (рис. 3.63, б);
- температура в области критического сечения (рис. 3.63, в);
- удельная тяга в пустоте (рис. 3.63, г).

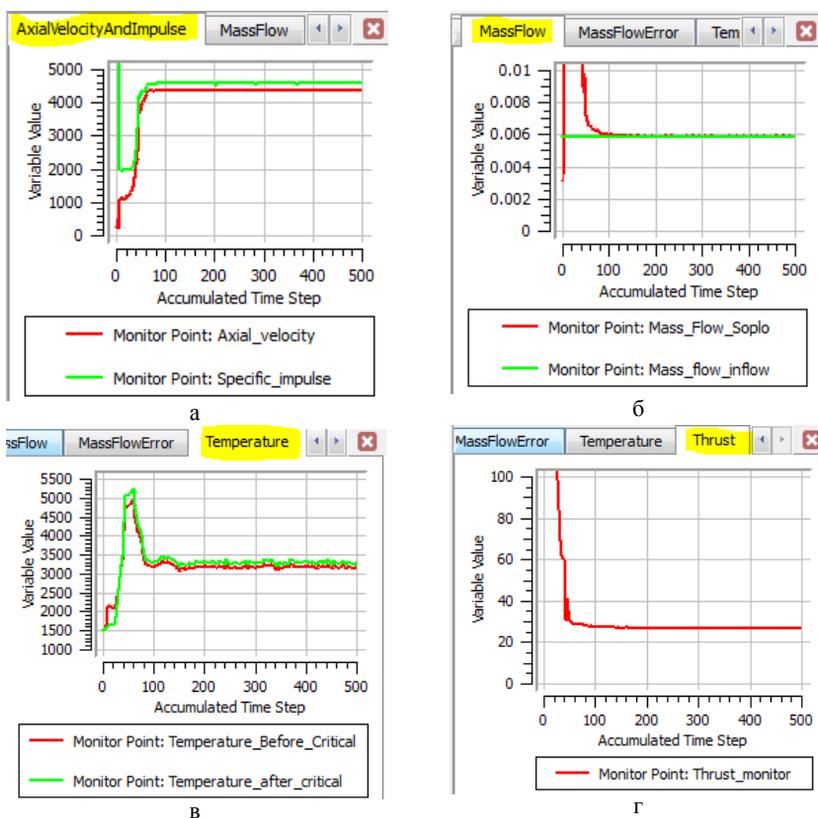


Рис. 3.63. Мониторы интегральных параметров: а – осевая скорость на выходе из сопла и удельный импульс в пустоте; б – массовый расход; в – температура в области критического сечения; г – удельная тяга в пустоте

Шаг 5. Оценка погрешности определения массового расхода.

Полученные интегральные параметры массового расхода на входе и на выходе из двигателя можно использовать для оценки относительной погрешности (рис. 3.64).

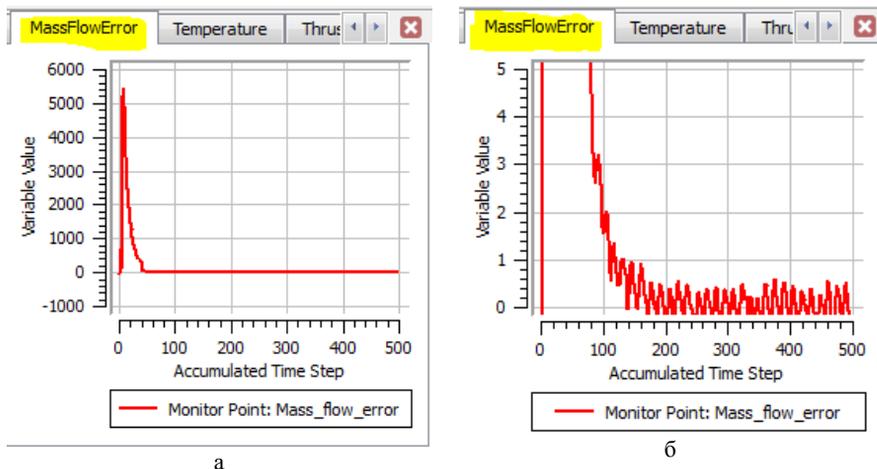


Рис. 3.64. Монитор абсолютной погрешности определения массового расхода:

а – полная шкала; б – шкала (0...5)%

Для получения сошедшихся результатов в описанном примере использовалась следующая последовательность расчёта:

- 1) первые 40 итераций с использованием масштаба по времени *Timescale Factor* равного 1;
- 2) остальные 460 итераций с использованием масштаба по времени *Timescale Factor* равного 10.

3.4.3. Разрешение проблем при работе решателя

Далеко не всегда расчёт запускается и выполняется успешно с первого раза. В случае возникновения проблем все сообщения об ошибках или предупреждения о потенциальных проблемах решатель выводит в текстовое окно сообщений и лог-файл расчёта. Пример стандартного текста сообщения представлен на рис. 3.65.

```

=====
OUTER LOOP ITERATION = 276                                CPU SECONDS = 5.070E+04
=====
|      Equation      | Rate | RMS Res | Max Res | Linear Solution |
+-----+-----+-----+-----+-----+
| U-Mom              | 1.01 | 2.7E-06 | 8.4E-04 | 1.8E-01 ok|
| V-Mom              | 1.02 | 1.8E-06 | 4.0E-04 | 1.6E-01 ok|
| W-Mom              | 1.02 | 2.8E-06 | 3.3E-04 | 1.5E-01 ok|
| P-Mass             | 0.89 | 1.9E-07 | 6.0E-05 | 4.9 8.4E-02 OK|
+-----+-----+-----+-----+
| H-Energy           | 0.83 | 5.5E-05 | 4.9E-03 | 1.3E-02 OK|
| T-Energy           | 0.88 | 3.3E-06 | 1.4E-04 | 5.7 1.3E-02 OK|
+-----+-----+-----+-----+
| K-TurbKE           | 0.94 | 2.6E-06 | 5.8E-04 | 5.7 5.6E-02 OK|
| O-TurbFreq         | 0.88 | 2.3E-05 | 7.3E-03 | 11.9 1.3E-02 OK|
+-----+-----+-----+-----+
| H-Mass Fraction    | 0.97 | 9.6E-05 | 1.8E-02 | 5.7 2.5E-03 OK|
| HO2-Mass Fraction  | 2.29 | 1.1E-03 | 6.0E-01 | 5.7 6.4E-04 OK|
| OH-Mass Fraction   | 0.99 | 2.2E-04 | 1.1E-01 | 5.7 5.1E-04 OK|
| H2-Mass Fraction   | 1.03 | 9.0E-05 | 1.7E-02 | 5.7 2.2E-02 OK|
| O2-Mass Fraction   | 0.99 | 1.1E-04 | 4.5E-02 | 5.7 8.5E-03 OK|
| O-Mass Fraction    | 1.00 | 8.2E-05 | 1.7E-02 | 5.7 9.6E-03 OK|
| H2O2-Mass Fraction | 1.05 | 3.1E-03 | 6.1E-01 | 5.7 2.0E-03 OK|
+-----+-----+-----+-----+
| Notice: The maximum Mach number is 4.979E+00. |
+-----+-----+-----+-----+

```

Рис. 3.65. Пример стандартного текста сообщения в лог-файле с замечанием решателя о большом числе Маха 4,979

На начальных этапах расчёта задачи, особенно без инициализации с предыдущего расчёта (при расчёте «с нуля»), в лог-файле выводятся сообщения, представленные на рис. 3.66. Эти сообщения указывают на то, что на части выходного граничного условия *Outlet* было обнаружено обратное втекание потока, которое было предотвращено установкой фиктивных «стенок» на пути потока. Иными словами, это значит, что решатель на данном этапе решения закрывает часть границ, но обычно в ходе решения поток выстраивается правильно, возвратные зоны исчезают и в конце расчёта, когда по интегральным параметрам задачу можно считать решенной, присутствуют только малые закрытые области или их нет совсем.

Наличие закрытых областей в конце расчёта означает, что параметры на данной границе не являются в полной мере равномерно распределенными, присутствуют вихревые и возвратные течения.

Например, при моделировании РДМТ мы в качестве граничного условия на выходе из сопла задаем статическое давление из аналитических расчётов по программе «TERRA». Но это не совсем верно, т.к. в трёхмерной камере параметры должны быть распределены в соответствии с физическим течением, т.е. не полностью равномерно, несмотря на то что среднее давление будет оставаться одинаковым.

При использовании типа граничного условия *Opening* таких сообщений не будет, поскольку это условие позволяет обратное втекание в явном виде.

```
=====
OUTER LOOP ITERATION = 11                      CPU SECONDS = 1.548E+03
-----
|      Equation      | Rate | RMS Res | Max Res | Linear Solution |
+-----+-----+-----+-----+-----+
| U-Mom              | 0.72 | 1.4E-03 | 6.0E-02 | 1.9E-01 ok|
| V-Mom              | 0.86 | 1.3E-02 | 9.6E-01 | 1.4E-02 OK|
| W-Mom              | 0.80 | 1.2E-03 | 4.2E-02 | 2.2E-01 ok|
| P-Mass             | 0.66 | 5.7E-04 | 2.0E-02 | 4.9 7.8E-02 OK|
+-----+-----+-----+-----+
|
| ***** Notice *****
| A wall has been placed at portion(s) of an OUTLET
| boundary condition (at 1.5% of the faces, 1.1% of the area)
| to prevent fluid from flowing into the domain.
| The boundary condition name is: outlet.
| The fluid name is: mix.
| If this situation persists, consider switching
| to an Opening type boundary condition instead.
+-----+-----+-----+-----+
| H-Energy           | 1.02 | 5.9E-03 | 2.5E-01 | 5.7 5.9E-02 OK|
+-----+-----+-----+-----+
| K-TurbKE           | 1.10 | 3.0E-03 | 4.8E-01 | 5.8 1.5E-02 OK|
| O-TurbFreq         | 1.01 | 2.9E-03 | 1.7E-01 | 11.9 2.0E-03 OK|
+-----+-----+-----+-----+
| H-Mass Fraction    | 1.09 | 3.9E-03 | 1.8E-01 | 5.7 2.2E-04 OK|
| HO2-Mass Fraction  | 0.90 | 4.1E-03 | 1.7E-01 | 5.7 3.3E-05 OK|
| OH-Mass Fraction   | 0.93 | 2.8E-03 | 1.3E-01 | 5.7 3.4E-04 OK|
| H2-Mass Fraction   | 1.07 | 5.6E-03 | 2.3E-01 | 5.7 7.6E-02 OK|
| O2-Mass Fraction   | 0.92 | 3.1E-03 | 1.9E-01 | 5.7 5.7E-02 OK|
| O-Mass Fraction    | 0.71 | 2.0E-03 | 1.8E-01 | 5.7 2.9E-02 OK|
| H2O2-Mass Fraction | 0.36 | 3.4E-03 | 8.7E-01 | 5.7 1.6E-03 OK|
+-----+-----+-----+-----+
+-----+-----+-----+-----+

```

Рис. 3.66. Пример возможного текста сообщения в лог-файле при расчёте

Иногда решатель не запускается. Причиной этому могут быть ошибки в модели, неправильная работа алгоритмов или даже проблемы операционной системы (неправильная размерность константы реакции, лицензионные ошибки, ограничение доступа к диску и т.п.). Все сообщения об ошибках выводятся в окно решателя. Наиболее часто встречающейся ошибкой при решении задач в параллельном режиме является неправильное выделение памяти. Решатель при этом выдаёт сообщение о том, какого количества памяти не хватило для работы алгоритма. Выделение памяти можно пропорционально увеличить, используя повышающий коэффициент *Memory Alloc(ate) Factor*: 1.2, 1.5, 2 и т.д.

Иногда задача запускается (начинаются итерации), но затем задача завершается некорректно («разваливается»). Это происходит из-за слишком больших градиентов параметров на начальном этапе счёта. Причиной этого могут быть как ошибки в создании модели (сетка с плохим качеством, неправильно введенные числовые параметры), так и слишком высокая скорость решения задач с большими перепадами параметров.

В случае, если модель не содержит ошибок и не может математически решиться, можно:

1. Снизить скорость решения, поставив на начальном этапе решения параметр *Timescale Factor* менее 1 (0,1; 0,01; 0,001 и т.д.). По мере стабилизации расчёта данный параметр можно ступенчато возвращать к первоначальному значению.

2. Исключить флуктуации параметров рабочих тел. Если, например, была задана переменная плотность газов, то попробовать начать расчёт с постоянной плотностью и т.п.

Для скорейшего достижения правильного решения рекомендуется придерживаться следующих правил:

1. Увеличивать сложность задачи постепенно. Так, например, если требуется посчитать задачу с переменной плотностью, зависящей от давления и температуры, то рациональнее выполнять решение в несколько этапов. Сначала посчитать задачу с постоянной плотностью

без учёта изменения температуры, затем посчитать аналогичную задачу с учётом температуры, затем – с зависимостью плотности только от давления и, наконец, – с зависимостью плотности от давления и температуры. Поэтапное движение позволяет локализовать возможную область возникновения ошибки и сократить общее время решения задачи.

2. При старте усложненной задачи желательно инициализироваться с результатов предыдущей, поскольку старт «с нуля» (с поля параметров, полученного стандартной инициализацией) крайне затруднителен и даже верно поставленная задача может «разваливаться», вводя в заблуждение.

Нельзя продолжать решение задачи на низком *timescale factor*, например 0,001, с инициализацией с промежуточного решения, которое было получено на высоком *timescale factor*, например 10. Это может привести к развалу задачи. Особенно это актуально при продолжении расчёта, *timescale factor* которого изменялся динамически в процессе расчёта в сторону повышения.

3.5. Анализ результатов математического моделирования

3.5.1. Инструменты визуализации параметров

Для анализа результатов в пост-процессоре *CFD-Post* используются специальные инструменты визуализации параметров. Ниже описано создание всех необходимых визуализаторов.

Шаг 1. Создание плоскости для анализа.

Правый клик по *User Locations and Plots* → *Insert* → *Location* → *Plane* → присвоить имя (например, для продольного разреза «LongitudinalSection») → выбрать метод построения плоскости (например, *Method: XY Plane*) → *Apply* → убрать галочку в дереве для отмены отрисовки самой плоскости (рис. 3.67).

Аналогично можно построить другие продольные и поперечные сечения. Будут полезны вторая продольная плоскость (ZY Plane), а также поперечные сечения в поясах форсунок (форкамера, коллектор окислителя и горючего), в цилиндрической части камеры сгорания, в критическом сечении (рис. 3.68).

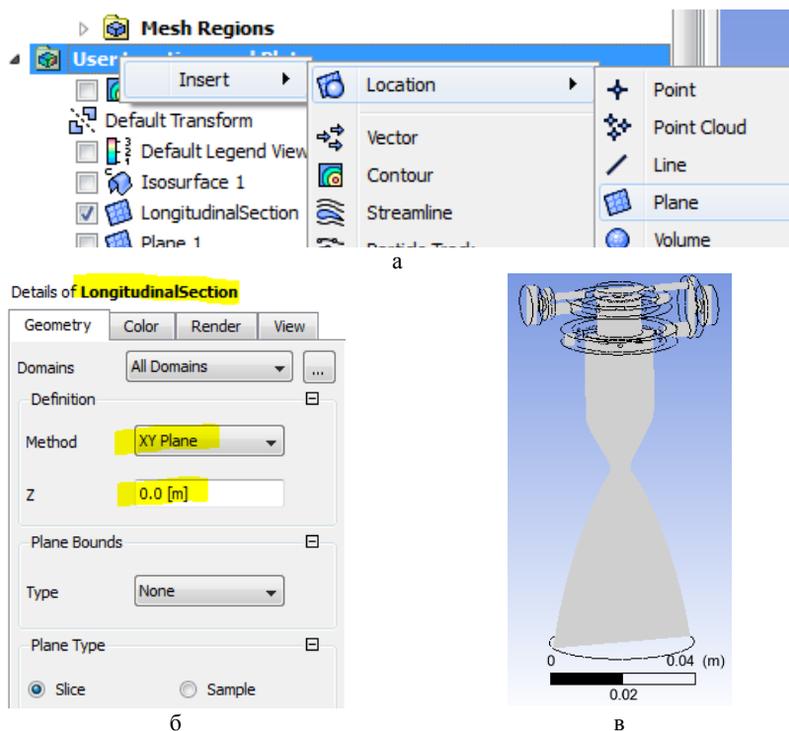


Рис. 3.67. Плоскость для анализа: а – создание, б – настройка, в – её вид

Шаг 2. Создание контура для отображения параметров на плоскости или на стенках внутреннего тракта двигателя.

Правый клик по *User Locations and Plots* → *Insert* → *Contour* → присвоить имя → выбрать зоны (*Domains*) и положение поверхности (*Locations*) → выбрать параметр → *Apply*.

В качестве положения (*Locations*) контура используются созданные на шаге 1 плоскости или границы расчётной зоны.

Для улучшения восприятия результатов можно изменить область значений (*Range*) на местную (*Local*) или задать ручную (*User Specified*). Также можно изменить значение количества контуров отображения градации параметра (*# of Countours*) (рис. 3.69).

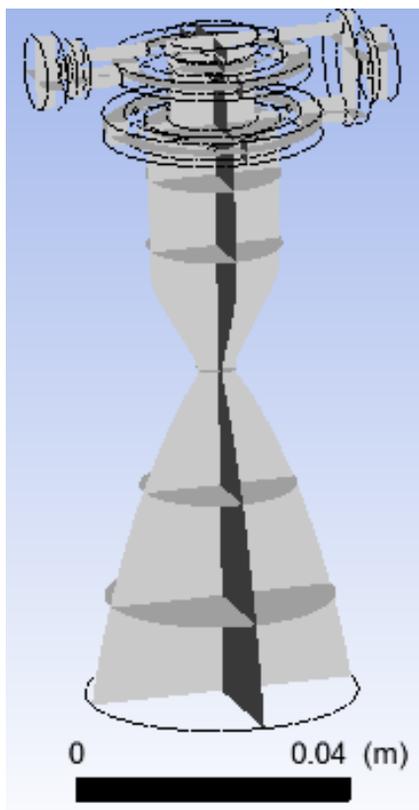
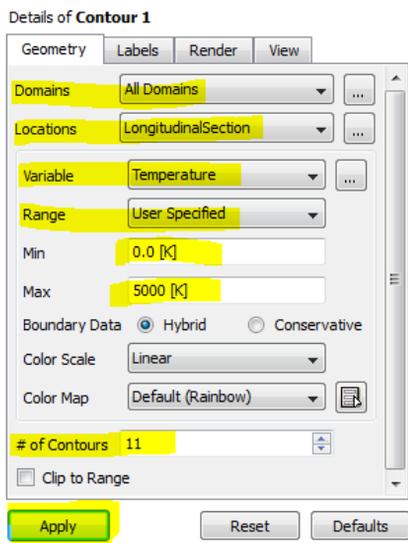


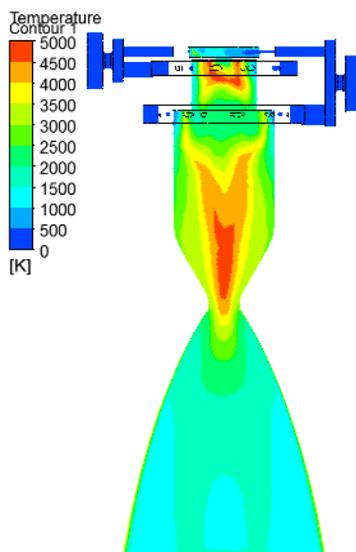
Рис. 3.68. Продольные и поперечные сечения для анализа

Шаг 3. Создание векторного поля направления движения рабочего тела.

Правый клик по *User Locations and Plots* → *Insert* → *Vector* → присвоить имя → выбрать зоны (*Domains*) и положение поверхности (*Locations*) → *Apply* (рис. 3.70).

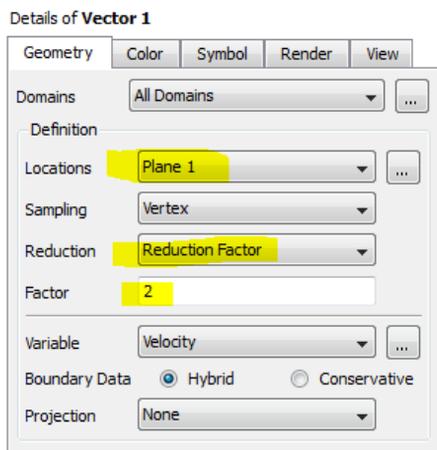


а

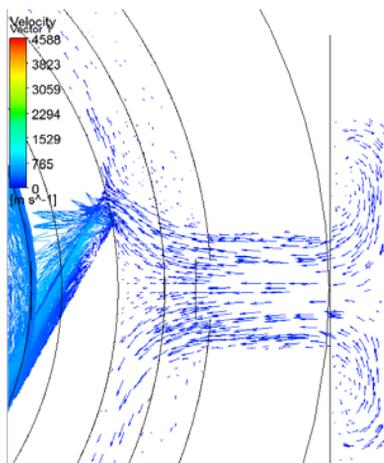


б

Рис. 3.69. Контур: а – параметры настройки; б – вид на экране



а



б

Рис. 3.70. Векторное поле: а – параметры настройки; б – вид на экране

Шаг 4. Создание линий тока рабочего тела.

Правый клик по *User Locations and Plots* → *Insert* → *Streamline* → присвоить имя → выбрать зоны (*Domains*), начало движения (*Start From*) и количество исходных точек для начала линий (*# of Points*) → выбрать направление движения (по умолчанию прямое: *Direction – Forward*) → *Apply* (рис. 3.71).

Для улучшения отображения множества линий следует уменьшить их толщину:

Вкладка *Symbol* → в окне *Show Streams* уменьшить параметр *Line Width* → *Apply*.

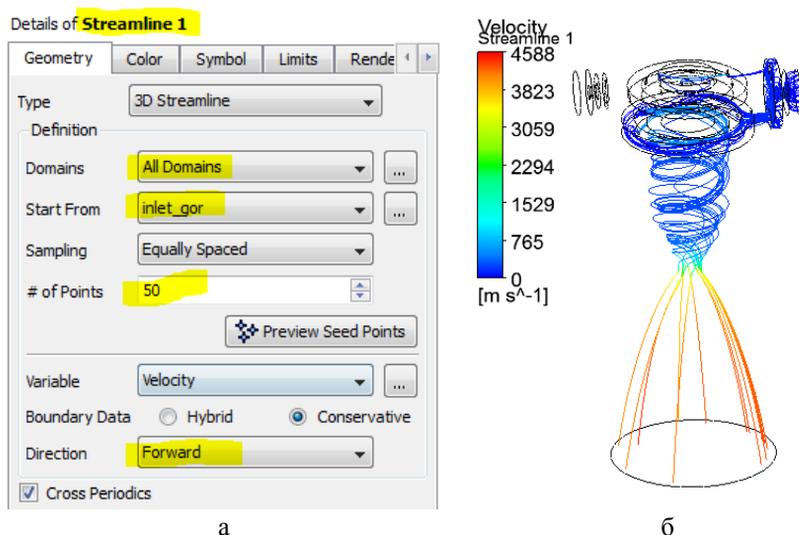
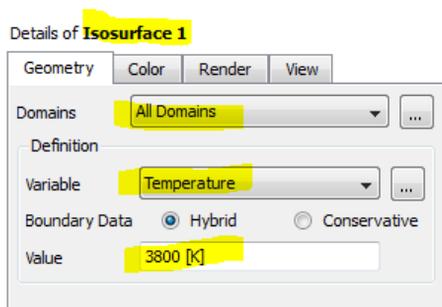


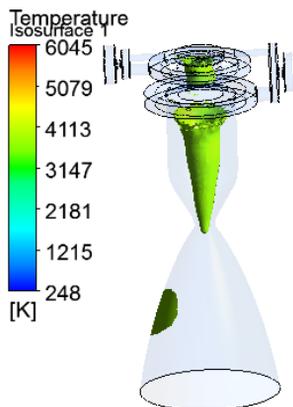
Рис. 3.71. Линии тока: а – параметры настройки; б – вид на экране

Шаг 5. Создание поверхности постоянного значения параметра (*Isosurface*).

Правый клик по *User Locations and Plots* → *Insert* → *Location* → *Isosurface* → присвоить имя → выбрать зоны (*Domains*) → выбрать переменную → задать значение → *Apply* (рис. 3.72).



а



б

Рис. 3.72. Поверхность постоянного значения параметра:
а – параметры настройки; б – вид на экране

Шаг 6. Использование инструмента *Probe*.

Часто требуется местное определение параметров без осреднения в конкретной точке расчётной области. Это делается с помощью инструмента «пробоотборник» *Probe* .

Выбрать инструмент *Probe* → в появившейся внизу строке инструмента выбрать интересующий параметр → указать точку.

Например, можно определить местную (точечную) температуру в области критического сечения (рис. 3.73).

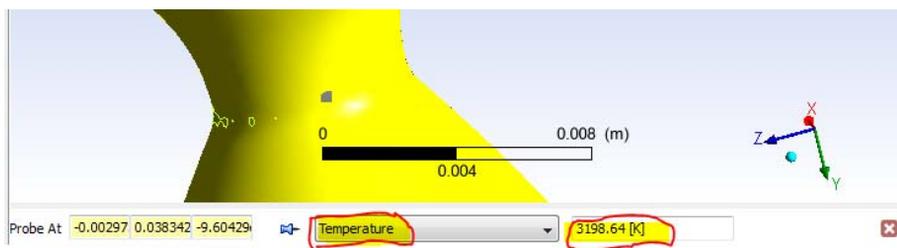


Рис. 3.73. Определение местной (точечной) температуры в области критического сечения инструментом *Probe*

Шаг 7. Использование инструмента линии (*Line*).

Правый клик по *User Locations and Plots* → *Insert* → *Location* → *Line* → присвоить имя → выбрать зоны (*Domains*) → указать вектор по двум точкам → выбрать тип линии *Cut* → *Apply* (рис. 3.74).

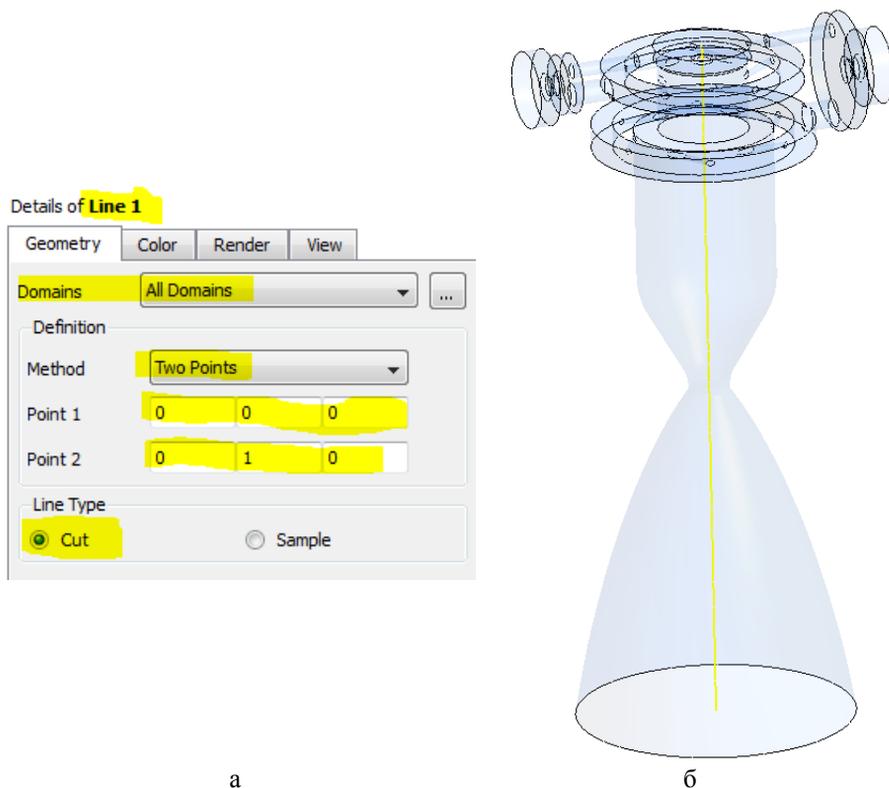
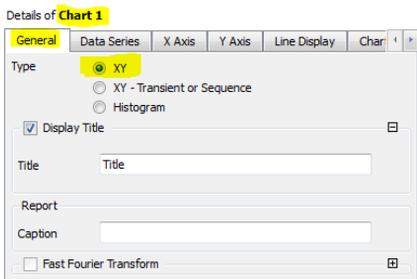


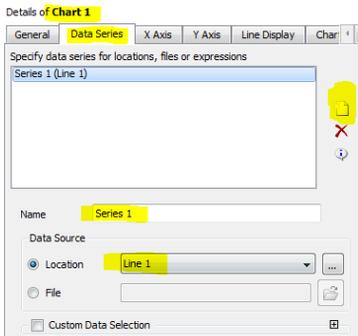
Рис. 3.74. Линия: а – параметры настройки; б – вид на экране

Шаг 8. Использование графика (*Chart*).

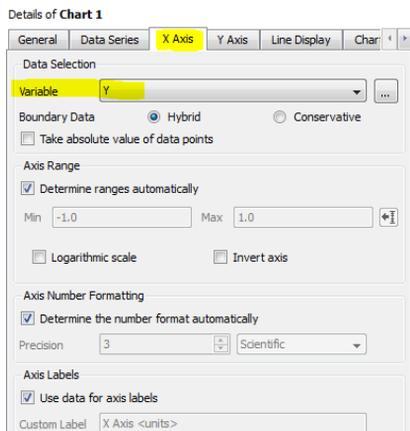
Правый клик по *Report* → *Insert* → *Chart* → присвоить имя → на вкладке *General* выбрать тип графика *XY* → выбрать тип линии *Cut* → на вкладке *Data Series* создать новый вывод данных (*Series*) и выбрать источник (построенная *Line*) → задать переменные во вкладках *X Axis* и *Y Axis* → *Apply* (рис. 3.75).



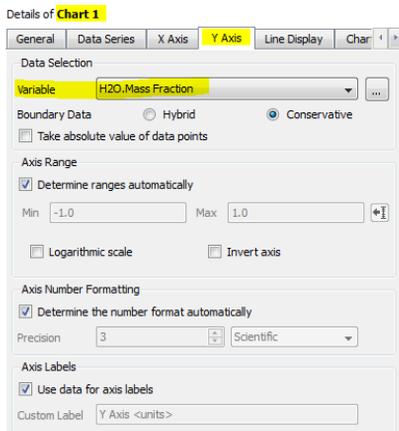
a



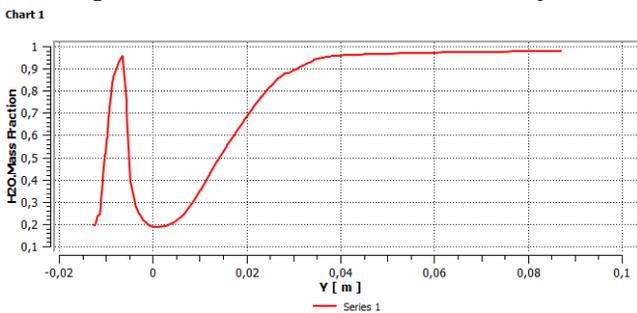
б



в



г



д

Рис. 3.75. График: а, б, в, г – параметры настройки графика распределения массовой доли воды по двигателю на вкладках *General*, *Data Series*, *X Axis*, *Y Axis* соответственно; д – вид на экране, пунктирной линией обозначено критическое сечение

3.5.2. Физическая картина изменения параметров

Характер изменения температуры T , давления p и скорости W топлива и газов по длине камеры РДМТ изображен на рис. 3.76 и 3.77.

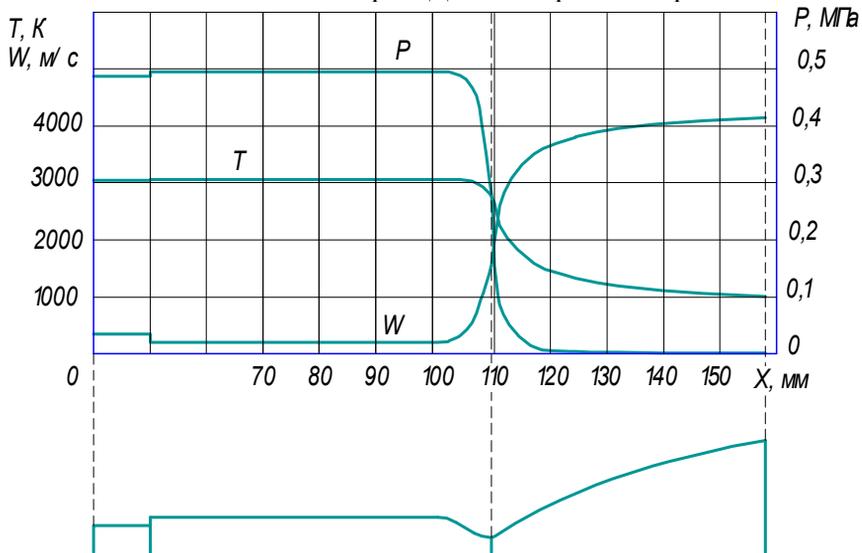


Рис. 3.76. Распределение параметров по длине камеры сгорания, полученное путём термодинамического расчёта

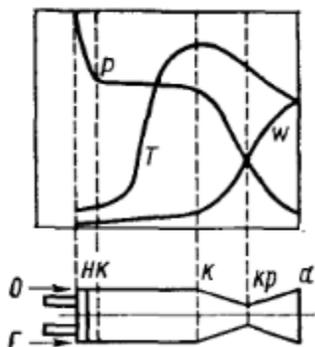


Рис. 3.77. Распределение параметров по длине камеры сгорания, полученное экспериментальным измерением параметров [21]

3.5.3. Оценка точности математической модели и анализ полученных результатов

После CFD-расчёта необходимо проанализировать его результаты на соответствие полученных параметров физической картине процессов. Сравнивать необходимо с результатами термодинамического расчёта, осуществленного, например, в программе TERRA.

Шаг 1. Оценить давление в камере сгорания.

Статическое давление в результатах моделирования в конце цилиндрической камеры сгорания на входе в докритическую часть сопла составило примерно 0,55 МПа (рис. 3.78). При термодинамическом расчёте задавалось давление 0,5 МПа. Эти величины одного порядка, что говорит о качественном сходстве результатов, но о количественном совпадении говорить пока рано. Разница возникла, скорее всего, из-за моделирования подводящего тракта двигателя.

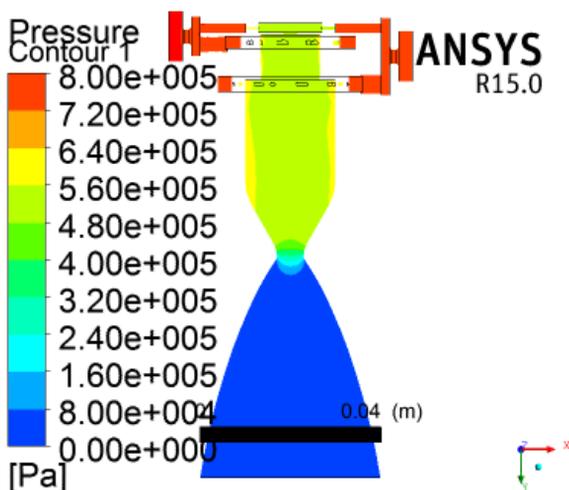


Рис. 3.78. Распределение статического давления в продольном (осевом) сечении

Шаг 2. Оценить скорость в камере сгорания

На рис. 3.79 представлено распределение скорости и числа Маха в продольном (осевом) сечении двигателя, которое соответствует законам гидрогазодинамики: скорость на выходе выше критической.

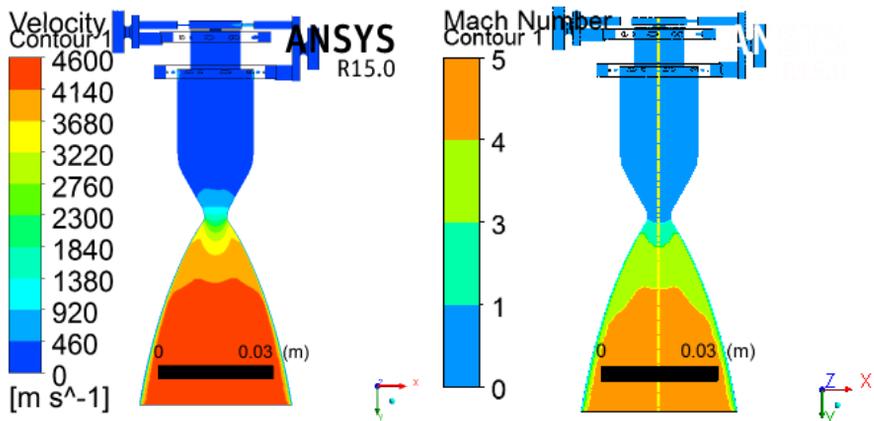


Рис. 3.79. Распределение скорости и числа Маха в продольном (осевом) сечении

Шаг 3. Оценить температуру в продольном (осевом) сечении камеры и распределение массовых долей.

На рис. 3.80, а представлено распределение температуры в продольном (осевом) сечении двигателя. Здесь также процессы соответствуют физическим: стенки камеры более холодные, горение осуществляется ближе к оси двигателя, при встрече кислорода и водорода образуется вода (см. рис. 3.80, б, в, г) и выделяется тепло (повышается температура), в расширяющемся сопле происходит охлаждение продуктов сгорания.

Шаг 4. Оценить неравномерность рабочего тела в коллекторах горючего и окислителя.

Для анализа процессов в коллекторах окислителя и горючего удобно использовать векторное поле (рис. 3.81). Из этого рисунка отчётливо видно, что использование одностороннего подвода приводит к неравномерностям. В данном случае происходит смеще-

ние вихря вправо вниз (рис. 3.81), что может привести к увеличению неравномерности из-за её подпитки от энергии горения, вследствие чего возможен прогар камеры. Для недопущения этого следует использовать, например, перераспределительную решетку в коллекторах [22, 23].

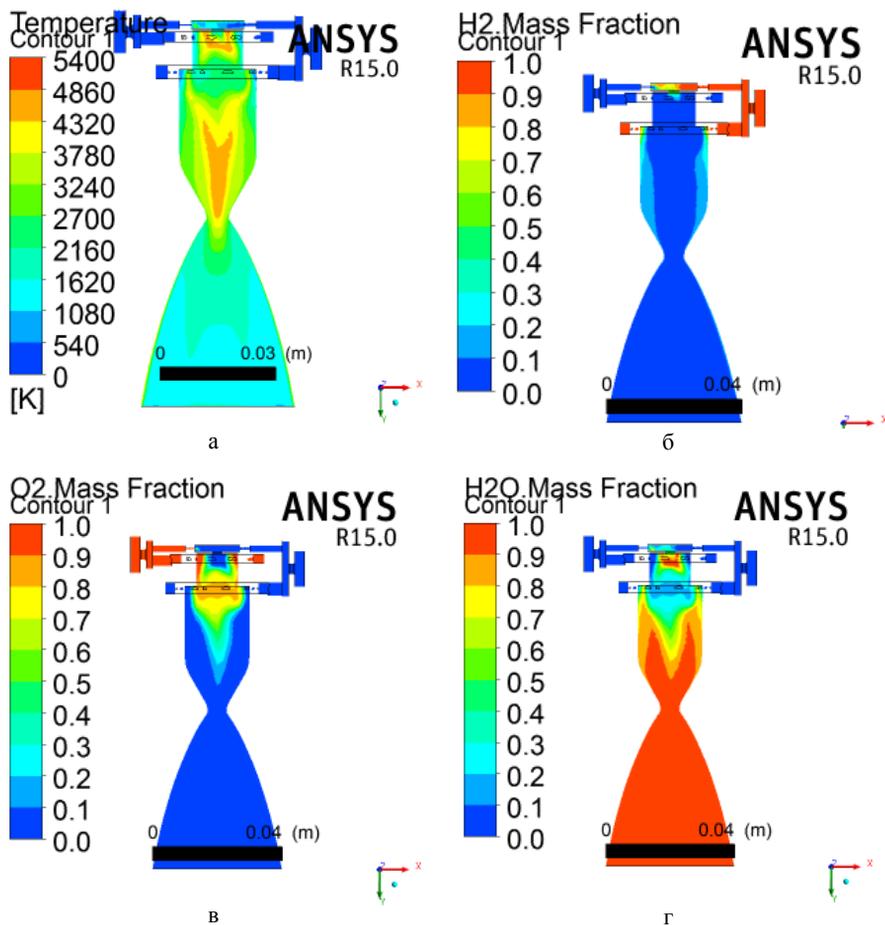


Рис. 3.80. Распределение в продольном (осевом) сечении двигателя:
 а – температуры; а также массовых долей: б – водорода,
 в – кислорода, г – воды

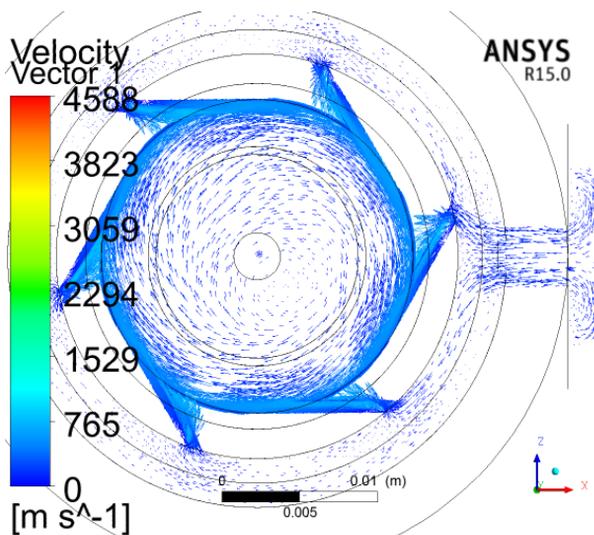


Рис. 3.81. Векторное поле в коллекторе горячего

Шаг 5. Использование инструмента *Streamline* также подтверждает возникновение неравномерности из-за одностороннего подвода (рис. 3.82)

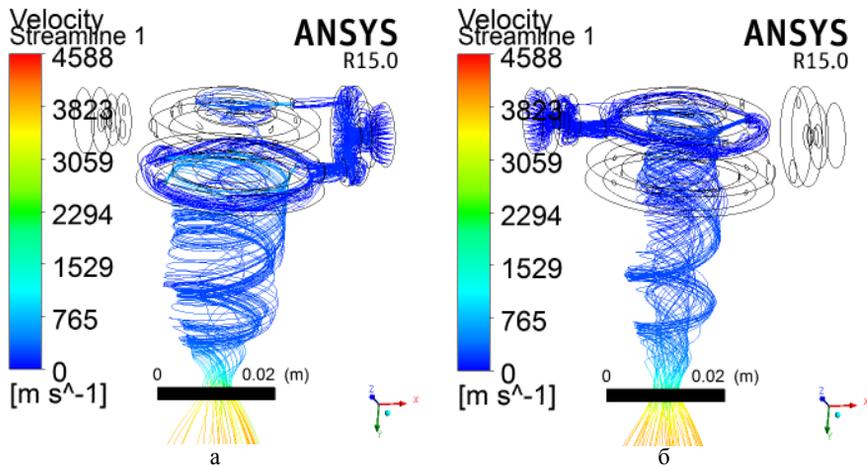


Рис. 3.82. Линии тока, берущие начало от входа:
а – горючего, б – окислителя

Шаг 6. Построить графики (рис. 3.83), сравнить с физической картиной (см. п. 3.5.2), чтобы убедиться в верности расчёта.

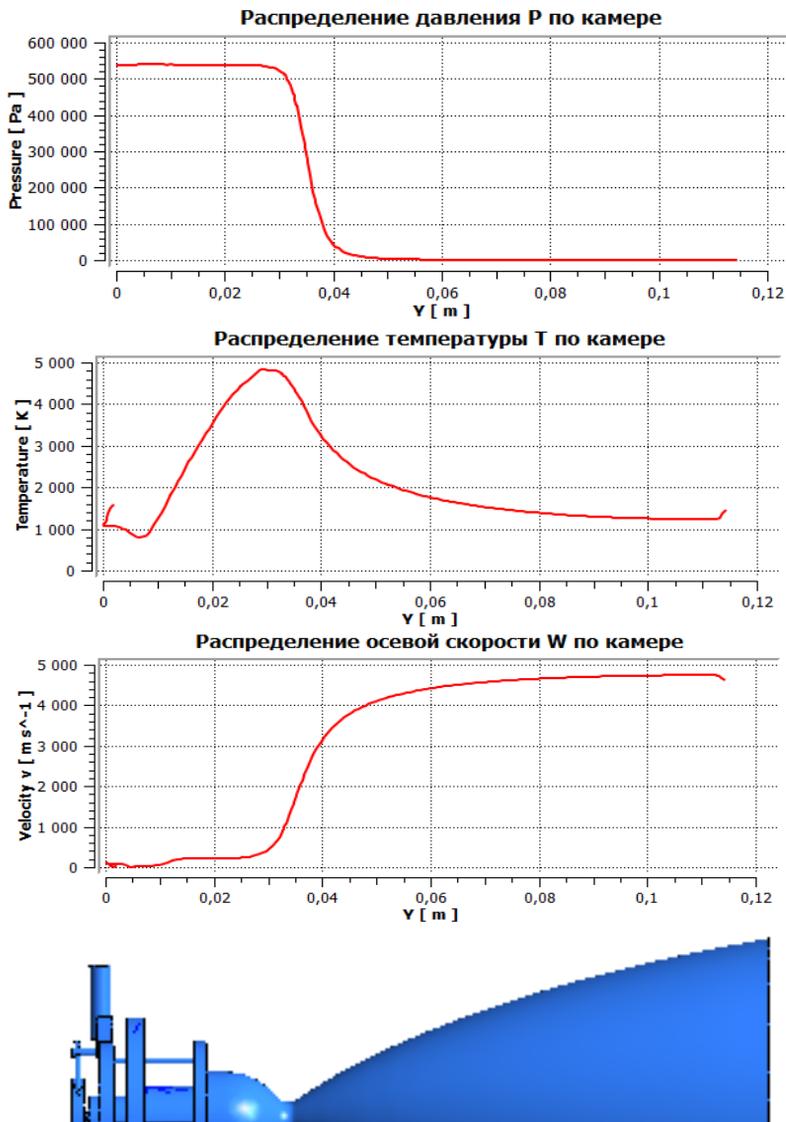


Рис. 3.83. Распределение параметров по длине камеры сгорания в расчёте

4. ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ

4.1. Уточнение параметров на границах расчётной зоны

Расчёт задач истечения в бесконечные объёмы всегда представляет собой серьёзную проблему, поскольку заранее неизвестно, сеткой какого размера удастся сымитировать бесконечно большой объём. В нашем случае мы задавали статическое давление сразу на срезе сопла. Этот способ несёт в себе методическую погрешность, т.к. высокоэнергетическая струя, истекающая в безвоздушное пространство, на срезе сопла будет иметь неоднородное давление. Чтобы убедиться в правильности задания условия выходной границы, рекомендуется выполнять несколько вариантов моделирования с разными типами границ и сравнивать результаты.

Первоначально моделирование проводилось с использованием выходного граничного условия типа *Outlet*, при котором параметры рабочего тела считаются постоянными (подтип *Static Pressure*) или частично неравномерными (подтип *Average Static Pressure*). Также исключается возможность обратных токов. Эти допущения могут приводить к некорректному завершению расчёта (задача «разваливается»). Для решения данной проблемы могут применяться методики, описанные в данном разделе.

4.1.1. Использование типа граничного условия *Opening*

Шаг 1. Изменить тип граничного условия для выходного сечения сопла на вкладке *Basic Settings* с *Inlet* на *Opening*.

Шаг 2. На вкладке *Boundary Details* выбрать вариант задания параметров граничного условия «унос» (*Option: Entrainment*) и задать значение на срезе сопла.

Шаг 3. Задать значение температуры *Opening Temperature* на выходе из сопла. Задать из термодинамического расчёта (например, из программы TERRA), или из предварительных расчётов.

Шаг 4. Задать массовые доли компонентов на выходе из сопла. Также из предварительного или термодинамического расчёта.

Шаг 5. Применить изменения *Apply*.

Сравнение результатов (рис. 4.1) показало, что результаты расчёта с типом граничного условия *Opening* практически не отличаются от расчётов с типом *Outlet*. Совпадение результатов говорит о том, что вихревые зоны на выходной границе отсутствуют в обоих случаях.

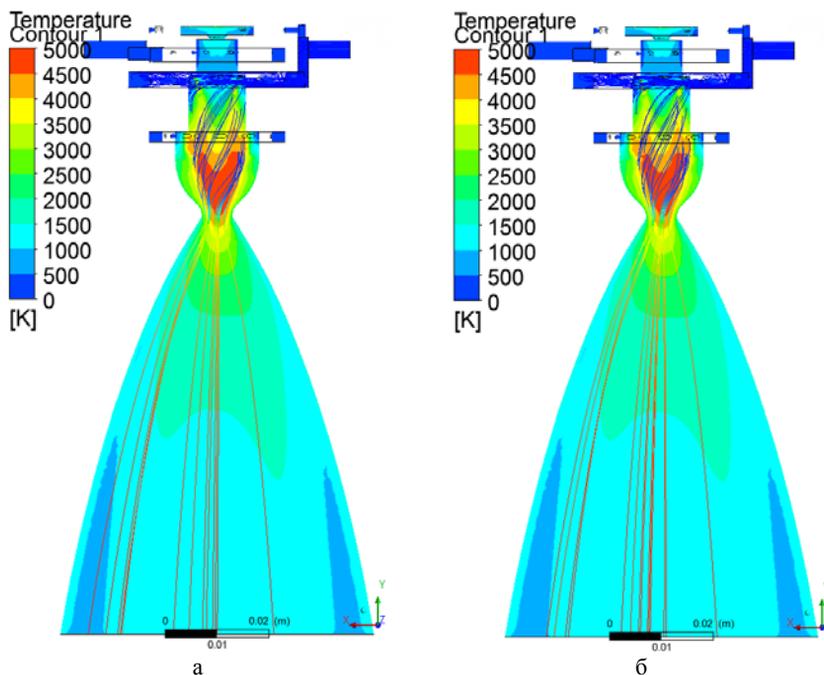


Рис. 4.1. Распределение температуры в расчётах с типом граничных условий:
а – *Static*, б – *Opening*

4.1.2. Моделирование области за соплом

Вторым способом оценки правильности применения выходных граничных условий является расчёт с дополнительной областью на выходе. При этом выходное граничное условие устанавливается не на срезе сопла, а на границе дополнительной области, тем самым «отодвигаясь» от среза сопла. В результате срез сопла оказывается внутри расчётной зоны и его параметры определяются автоматически. Если параметры, получаемые в разных вариантах, совпадают (рис. 4.2), значит, скорее всего, результаты обоих расчётов верные.

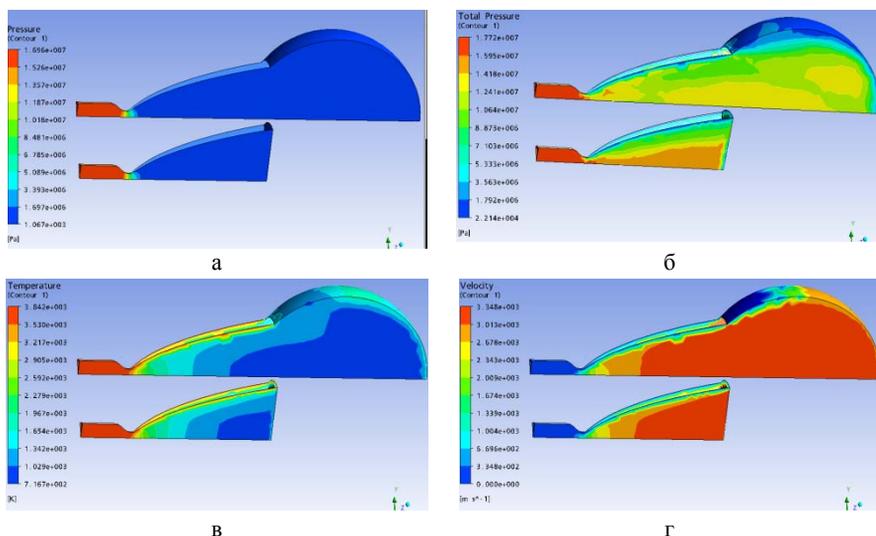


Рис. 4.2. Распределение параметров в расчётах разной формой выходной границы: а – статическое давление, б – полное давление, в – статическая температура, г – скорость

Интегральные параметры для модели без области на конце сопла составили: удельный импульс – 3105 м/с, массовый расход – 57,43 кг/с. С дополнительной областью на выходе – соответственно 3144 м/с и 60,93 кг/с. Таким образом, разница определения параметров рабочего тела в зонах разной топологии составила 1,3% по удельному импульсу и 6,1% по расходу. Если же сравнить распределение полного давления в обеих зонах (рис. 4.2, б), то можно видеть, что

параметры сильно отличаются. Это связано с тем, что жёстко задавать статическое давление на срезе сопла не совсем корректно с точки зрения происходящих в ЖРД процессов. Поэтому применять расчётную зону, оканчивающуюся на срезе сопла, целесообразно только при расчётах с целью определения удельного импульса. Если же ставится задача в исследовании распределения параметров внутри камеры, то расчёт должен производиться с областью на выходе, чтобы «отодвинуть» граничное условие и возникающие из-за него ошибки от исследуемой зоны.

4.2. Использование подробного механизма реакции

В разделе 3 показан расчёт процесса горения в камере РДМТ на основе моделирования химической кинетики с использованием одной глобальной реакции (брутто-формулы). Однако эта глобальная реакция не позволяет описать разветвлённые цепные реакции, протекающие в смесях водорода с кислородом [24]. Вообще в реакциях участвуют восемь компонентов: кроме молекулярных водорода, кислорода и водяного пара (H_2 , O_2 , H_2O) ещё атомарные водород и кислород (H , O), гидроксильная группа (OH), супероксид (HO_2) и пероксид (H_2O_2) водорода. Подробная кинетическая схема химических реакций между данными компонентами включает более 20 элементарных реакций с участием свободных радикалов в реагирующей смеси. Несмотря на то, что механизм горения водорода является наиболее простым (по сравнению, например, с углеводородными топливами), этот механизм до сих пор изучен не полностью.

Разные исследователи приводят отличающиеся механизмы химической кинетики [25, 26, 27], а схожие механизмы порой значительно отличаются коэффициентами скоростей тех или иных химических реакций. Также существуют сборники, в которых обобщены результаты:

1. «Химия горения», Гардинер У. [28]. Несмотря на то что издание 1988 года, в этой книге собраны исчерпывающие материалы для моделирования механизма реакции кислорода-водорода. В описании реакций приведены данные из нескольких источников, в самом конце описания элементарной реакции даны рекомендованные параметры.

2. «Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках и новые принципы организации горения»: тр. ЦИАМ № 1348 / под редакцией А.М. Старика [29]. Основное предположение в данной работе состоит в том, что реакция $\text{H}_2 + \text{O}_2 = 2\text{OH}$ не является элементарной, а протекает в две стадии: $\text{H}_2 + \text{O}_2 = \text{H} + \text{HO}_2$ и $\text{H} + \text{HO}_2 = 2\text{OH}$. Но в данной работе указывают, что реакции протекают при участии катализатора (частица М), но нет информации, какие именно. Также константы даны для модели окисления водорода в воздухе, что делает, скорее всего, неправильным применение механизма горения водорода в воздухе к механизму химической кинетики чистых кислорода и водорода.

3. «Remaining uncertainties in the kinetic mechanism of hydrogen combustion», Konnov A. A. [30] и много других. Подробно останавливаться на изучении химической кинетики кислорода-водорода в данном пособии не будем.

Ту или иную реакцию, взятую из одного механизма, нельзя использовать в другом, поскольку константы скорости элементарных химических реакций всегда даны именно в составе этой системы.

В данной работе в качестве развёрнутой схемы химической кинетики был использован описанный в [28] механизм реакции. Он состоит из 18 химических реакций и их параметры представлены в табл. 4.1.

Скорости реакций каждой из 18 элементарных реакций (среди которых есть необратимые, а также обратимые, так что общее число составляет 24) определяются уравнением Аррениуса:

$$k = A \cdot T^n \cdot \exp\left(-\frac{E}{T}\right), \left[\left(\frac{\text{см}^3}{\text{моль}}\right)^{m-1} \cdot \frac{1}{\text{с}}\right],$$

где A – предэкспоненциальный множитель, T – температура, E – энергия активации, n – показатель температуры, m – порядок реакции.

Значения всех коэффициентов приведены в табл. 4.1. Порядок реакций m для всех элементарных реакций равен суммарному количеству реагентов и катализаторов. Т.е. для реакций 1-3, 5-14 и 17-18 равен двум, а для реакций 4, 15, 16 – трём. Вообще для более сложных реакций, которые состоят из других нескольких элементарных, порядок реакции может быть иным, даже дробным и отрицательным. Например, для реакции $\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 \rightarrow \text{CO}_2 + 2\text{H}_2\text{O}$

порядок реакции для компонентов CH_4 и O_2 равен -0,3 и 1,3 соответственно. Но к описанной схеме, состоящей только из элементарных реакций, это не относится.

Таблица 4.1. **Выбранная система химических реакций и их параметры**

№	Реакция	M	↔	$T, 10^3 K$	$A, \frac{1}{K^{n_c}} \cdot \left(\frac{\text{см}^3}{\text{моль}}\right)^{m-1}$	n	$E, \text{кДж/моль}$
1	$\text{H} + \text{HO}_2 \rightarrow \text{OH} + \text{OH}$		→	0,3-1,0	$1,5\text{e}+14$	0	4,2
2	$\text{H} + \text{HO}_2 \rightarrow \text{H}_2 + \text{O}_2$		→	0,3-1,0	$2,5\text{e}+13$	0	2,9
3	$\text{H} + \text{HO}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{O}$		→	0,8	$3,0\text{e}+13$	0	0
4	$\text{H} + \text{O}_2 \rightarrow \text{HO}_2$	H_2	→	0,3-2,5	$2,0\text{e}+18$	-0,8	0
5	$\text{H}_2 + \text{O}_2 \rightarrow \text{OH} + \text{OH}$		→	0,3-2,5	$4,2\text{e}+12$	0	39
6	$\text{HO}_2 + \text{HO}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O}_2 + \text{O}_2$		→	0,3-1,2	$2,0\text{e}+12$	0	0
7	$\text{O} + \text{H}_2 \rightarrow \text{H} + \text{OH}$		→	0,3-2,5	$1,5\text{e}+7$	2	31,6
8	$\text{O} + \text{H}_2\text{O}_2 \rightarrow \text{OH} + \text{HO}_2$		→	0,3-1,0	$2,8\text{e}+13$	0	26,8
9	$\text{O} + \text{HO}_2 \rightarrow \text{OH} + \text{O}_2$		→	0,3-1,0	$2,0\text{e}+13$	0	0
10	$\text{OH} + \text{H}_2\text{O}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{HO}_2$		→	0,3-1,0	$7,0\text{e}+12$	0	6
11	$\text{OH} + \text{HO}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{O}_2$		→	0,3-2,0	$2,0\text{e}+13$	0	0
12	$\text{H} + \text{O}_2 \leftrightarrow \text{OH} + \text{O}$		→	0,3-2,5	$1,2\text{e}+17$	-0,91	69,1
			←	0,3-2,5	$1,8\text{e}+13$	0	0
13	$\text{OH} + \text{H}_2 \leftrightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{H}$		→	0,3-2,5	$1,0\text{e}+8$	1,6	13,8
			←	0,3-2,5	$4,6\text{e}+8$	1,6	77,7
14	$\text{OH} + \text{OH} \leftrightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{O}$		→	0,3-2,5	$1,5\text{e}+9$	1,14	0
			←	0,3-2,5	$1,5\text{e}+10$	1,14	72,2
15	$\text{H} + \text{H} \leftrightarrow \text{H}_2$	H_2	→	0,1-5,0	$9,7\text{e}+16$	-0,6	0
			←	2,5-8,0	$8,8\text{e}+14$	0	402
16	$\text{H} + \text{OH} \leftrightarrow \text{H}_2\text{O}$	H_2O	→	1,0-3,0	$1,4\text{e}+23$	-2	0
			←	2,0-5,0	$1,6\text{e}+17$	0	478
17	$\text{H} + \text{H}_2\text{O}_2 \leftrightarrow \text{H}_2 + \text{HO}_2$		→	0,3-0,8	$1,7\text{e}+12$	0	15,7
			←	0,3-0,8	$7,3\text{e}+11$	0	78,1
18	$\text{H} + \text{H}_2\text{O}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{OH}$		→	0,3-1,0	$1,0\text{e}+13$	0	15

Для моделирования нового механизма химической кинетики необходимо заменить действия пункта 3.3.1 на описанные ниже.

Шаг 1. Правый клик по *Materials* → *Import Library Date* → в появившемся окне *Select Library Date to Import* раскрываем группу *Gas Phase Combustion* → выбираем все компоненты, которые имеются в системе реакций (см. табл. 4.1): *H, H2, O, O2, OH, H2O, H2O2, HO2*.

Шаг 2. Создать новую реакцию горения (на примере реакции $\text{H} + \text{HO}_2 \rightarrow 2\text{OH}$). Правый клик по *Reactions* → *Insert* → *Reaction* → задать имя реакции (например «H HO2 to 2OH») → *OK*.

Шаг 3. Во вкладке *Basic Settings* ставим галочку на опции *Reaction or Combustion*. Оставляем по умолчанию механизм горения *Eddy Dissipation* (рис. 4.3).

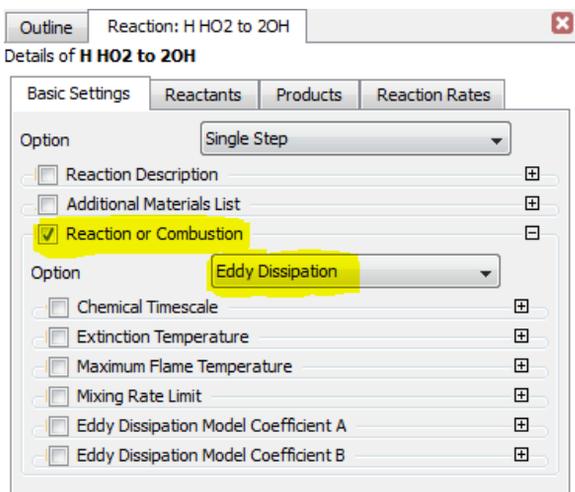


Рис. 4.3. Настройка реакции горения, вкладка *Basic Settings*

Данный механизм горения подразумевает быстро протекающие реакции, что характерно для газообразных кислорода и водорода.

Также есть механизм горения *Finite Rate Chemistry*, который более точно моделирует механизм горения для медленно протекающих реакций, но обладает меньшей стабильностью решения. Учитывая, что реакции горения у газообразного топлива кислород-водород протекают быстро, разумно использовать модель горения *Eddy Dissipation Model*.

Шаг 4. На вкладке *Reactants* выбираем компоненты, которые участвуют в данной реакции (кнопка *Multi-select from extended list* справа от раскрывающегося списка опции *Material List*) (рис. 4.2).

Шаг 5. Задаем согласно имеющимся данным стехиометрические коэффициенты *Stoichiometric Coefficient* и порядок реакции *Reaction Order* (рис. 4.4).

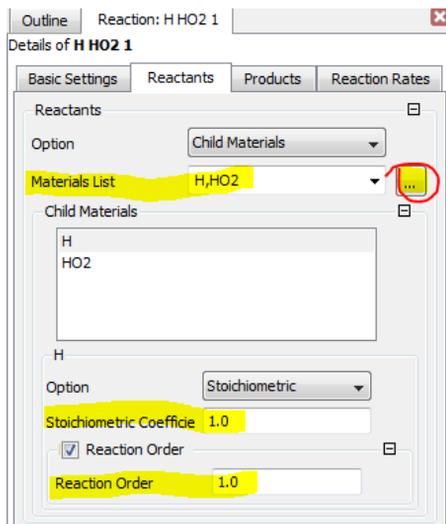


Рис. 4.4. Настройка реакции горения, вкладка *Reactants*

Шаг 6. Аналогичным образом поступаем и с продуктами реакции на вкладке *Products* (рис. 4.5).

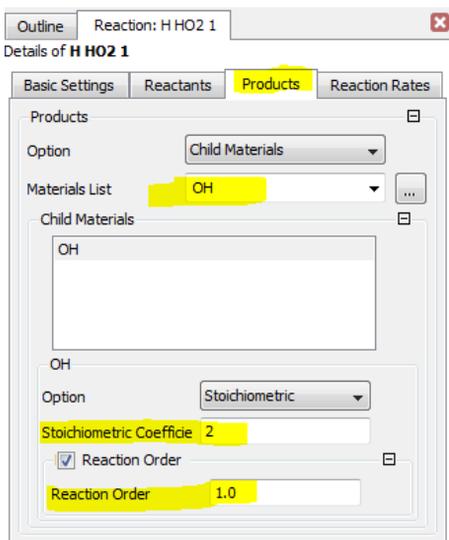


Рис. 4.5. Настройка реакции горения, вкладка *Products*

Шаг 7. На вкладке *Reactions Rates* задаём параметры скорости реакции по закону Аррениуса. Ставим галочку на *Forward Reaction Rate*, оставляем опцию *Arrhenius* и задаём параметры предэкспотенциального множителя A (*Pre Exp. Factor*), показателя температуры n (*Temperature Exp.*) и энергии активации E (опция *Activation Energy* в окошке *Reaction Activation*) или температуру активации T (опция *Activation Temperature* в окошке *Reaction Activation*) в зависимости от имеющихся данных (рис. 4.6).

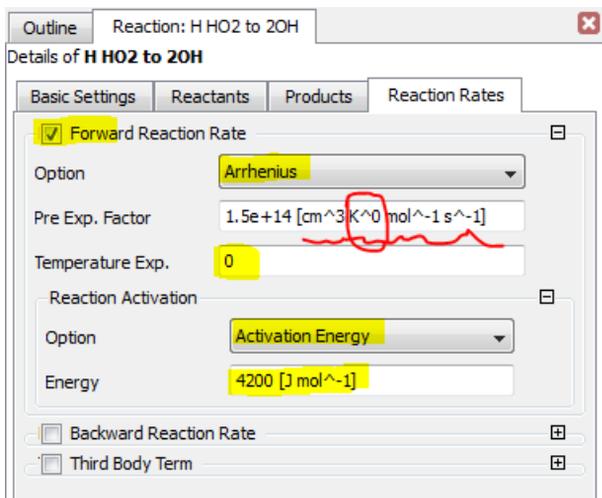


Рис. 4.6. Настройка реакции горения, вкладка *Reactions Rates*

Шаг 8. Применяем изменения *Apply (OK)*, чтобы закончить задание реакции $\text{H} + \text{HO}_2 \rightarrow 2\text{OH}$.

Шаг 9. Задать поочередно все реакции из выбранной для моделирования системы химической кинетики процесса горения (см. табл. 4.1), повторяя шаги 2-9.

При этом нужно придерживаться следующих правил:

Правило 1. Если реакция обратимая (см. реакции 12-17 в табл. 4.1), то на вкладке *Reaction Rates* (см. рис. 4.4) нужно задать скорость не только прямой, но и обратной реакции, т.е. поставить

галочку *Backward Reaction Rate* и задать параметры скорости обратной реакции точно так же, как и прямой.

Правило 2. Если реакции протекают с участием катализатора (частицы М), то поставить галочку на *Third Body Term* и выбрать компонент – частицу М (катализатор) (см. табл. 4.1). Множитель эффективности по умолчанию оставляем 1, если нет иных данных. На рис. 4.7 представлено задание частицы М для реакции $\text{H} + \text{H} \rightarrow \text{H}_2$.

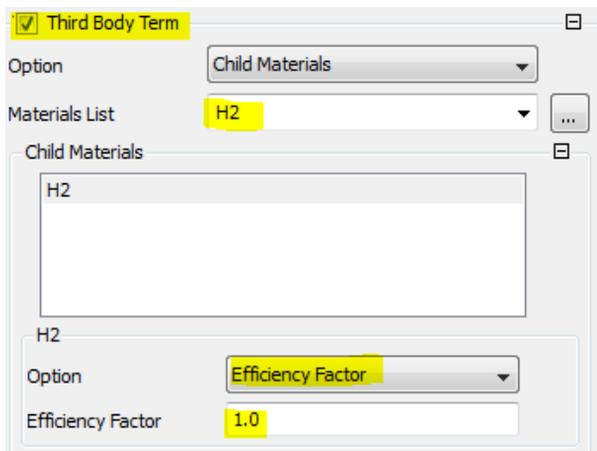


Рис. 4.7. Настройка учёта катализатора в реакции горения, вкладка *Reactions Rates*

Правило 3. Для каждой реакции нужно корректно указывать порядок (*Reaction Order*) для всех реагентов и продуктов на вкладках *Reactants* и *Products*, исходя из следующих соображений:

1) если элементарная реакция без катализатора (порядок реакции равен 2), то для каждого из двух компонентов указывается 1;

2) если элементарная реакция с катализатором (порядок реакции равен 3), то для каждого из двух компонентов ставим по 1, а частицу М явно указываем как катализатор (галочка *Third Body Term* на вкладке *Reactions Rates*);

3) если компонент для реакции один (порядок реакции всё равно равен 2), для него указывается порядок реакции равным двум. Например, для реакции $\text{H} + \text{H} \rightarrow \text{H}_2$ указывается стехиометрический коэффициент водорода – 2 и его порядок – 2 (рис. 4.8).

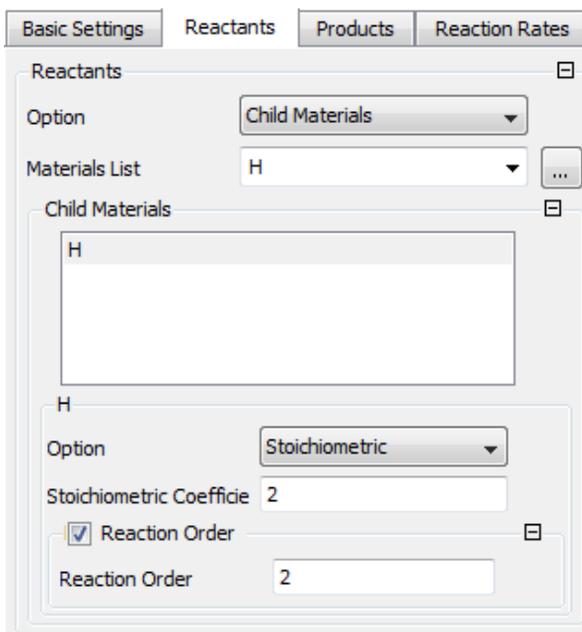


Рис. 4.8. Настройка порядка реакции горения $\text{H} + \text{H} \rightarrow \text{H}_2$

Правило 4. Для каждой реакции нужно корректно указывать правильную размерность предэкспоненциального фактора (см. рис. 4.6), учитывая порядок реакции m и значение показателя температуры n :

$$[A] = \left[\left(\frac{\text{см}^3}{\text{моль}} \right)^{m-1} K^{-n} \cdot \text{с}^{-1} \right],$$

Для большинства реакций (при $n=0$ и $m=2$) размерность предэкспоненциального фактора будет равна $[\text{см}^3 \cdot \text{моль}^{-1} \cdot \text{с}^{-1}]$ (на языке выражений CFX « $\text{см}^3 \text{ mol}^{-1} \text{ s}^{-1}$ ») (см. рис. 4.6). Но, например, для №4 из табл. 4.1 (при $n=-0.8$ и $m=3$) нужно ввести размерность $[\text{см}^6 \cdot \text{моль}^{-2} \cdot K^{0.8} \cdot \text{с}^{-1}]$ (на CEL « $\text{см}^6 \text{ mol}^{-2} K^{0.8} \text{ s}^{-1}$ »).

Шаг 10. После задания всех реакций проконтролировать их список в дереве проекта (рис. 4.9).

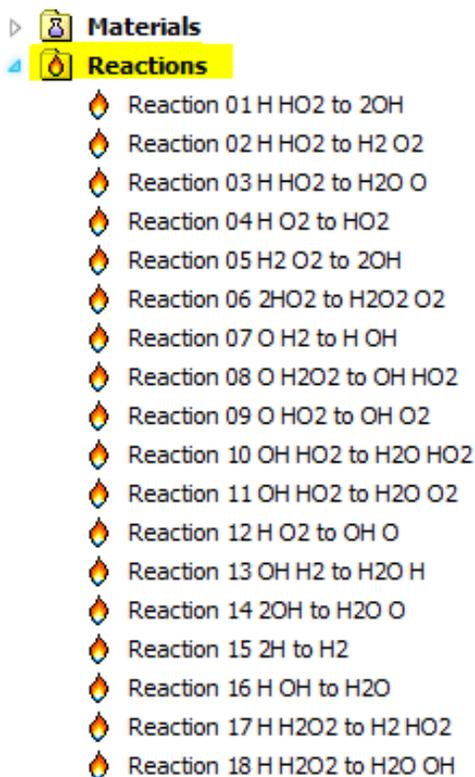


Рис. 4.9. Полученный набор реакций

Шаг 11. Создать вещество на основе реагирующей смеси

Правый клик по *Materials* → *Insert* → *Material* → задать имя реагирующей смеси (например, «H2 O2 18 reactions») → во вкладке *Basic Settings* выбираем вариант *Reacting Mixture* → выбираем все 18 реакций данной системы в строке *Reactions List* → ставим галочку на термодинамическом состоянии *Thermodynamic State* и выбираем *Gas* → *Apply*.

Дальнейшие шаги по решению заданной модели и анализу результатов не отличаются от описанного в разделе 3 варианта. Однако при решении большого количества реакций возникают особенности.

Трудность получения стабильного решения при использовании системы уравнений возрастает в несколько раз. Требования к

сеточной модели увеличиваются, может потребоваться уменьшение максимального размера элемента до значения 0,7 мм.

Очень большое влияние на получение стабильного решения оказывает неравномерность потока в сопле. Это значит, что получить решения для камеры с ошибочной геометрией не удастся. Поэтому вначале рекомендуется выполнить решение с использованием одной реакции (брутто-формулы) и убедиться в том, что камера спроектирована верно (отсутствуют большие неравномерности потока). В противном случае нужно исправить ошибки проектирования и только затем проводить расчёты с усложненной системой химической кинетики. К сожалению, для инициализации нельзя использовать результаты, полученные при использовании брутто-формулы, т.е. расчёт необходимо проводить «с нуля». При этом определяющую роль играет корректная инициализация (пункт 3.3.2, шаг 12).

Вследствие нестабильности увеличивается время решения. Например, для расчёта камеры с одной реакцией (по брутто-формуле) на заключительных этапах решения можно использовать коэффициент масштаба времени (*Timescale Factor*) равный 100 и общее количество итераций 500. Для получения же корректного решения с системой реакций (табл. 4.1) требуется не менее 1000 итераций и параметр масштаба времени *Timescale Factor* не удаётся повышать более 1.

При использовании системы реакций могут возникать неожиданные ошибки, причем сразу же при старте решателя. Как правило, это ошибки в настройке механизма горения. Например, сообщение типа:

```
End of file or error while reading data area LIB/RC1/FORRATE/PREEXP/VALUE from
file cfx5.mms
STOP called from routine RDFILE
+-----+
|               An error has occurred in cfx5solve:               |
|                                                                 |
| C:\Program Files\ANSYS Inc\v150\CFX\bin\winnt-amd64\cclsetup.exe |
| was interrupted by signal HUP (1)                               |
+-----+
```

означает, что есть ошибка в задании предэкспоненциального фактора в формуле «RC1», которая является первой в списке *Reactions*. Так, решатель показывает место/формулу, которая не соответствует стандарту.

Если задача разваливается и при этом в лог-файле решателя есть сообщения типа:

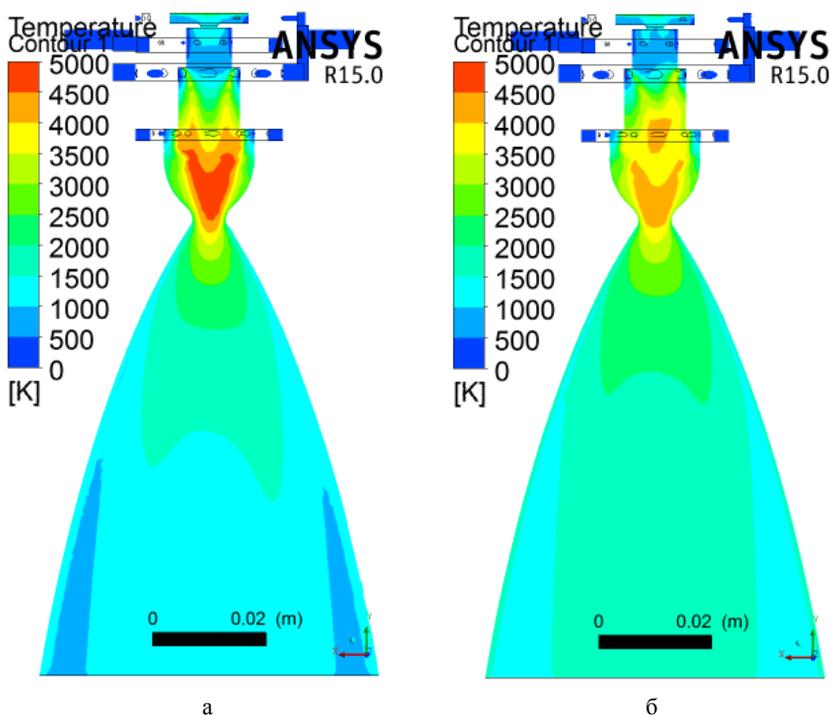


Рис. 4.10. Распределение температуры в продольном (осевом) сечении двигателя:
 а – брутто-формула (1 реакция); б – система из 18 реакций

в случае геометрии двигателя с одним подводящим патрубком, как правило [22, 23], имеется ярко выраженная асимметричность потока в камере, что хорошо видно на рис. 4.10, б. Также хорошо видно, что расчёт с усложненной системой реакций даёт более плавное изменение температуры по длине камеры: температура нарастает медленнее (рис. 4.10, б) и до меньшего значения в критическом сечении, снижается не так быстро, и на срезе сопла температуры выше и их поле более равномерное, чем на рис. 4.10, а.

4.3. Уточнение свойств рабочего тела

Приведенный в разделе 3 расчёт выполнялся при допущении о постоянстве параметров газового потока в камере РДМТ. Однако для

повышения точности можно задать изменение вязкости и теплопроводности в зависимости от температуры.

В CFX не имеется встроенных моделей данных зависимостей для температурных условий внутри камеры РД, поскольку широко распространённая модель Сазерленда не описывает адекватно поведение газов при температурах свыше 1600К. Для задания характеристик вязкости $\eta(T)$ и теплоёмкости $\lambda(T)$ есть два способа: явный (функциональный) и табличный. Более предпочтителен явный, поскольку использовать его легче. Однако большинство известных уравнений, описывающих зависимость вязкости газов от температуры при температурах свыше 1600К эмпирические, получены для конкретных условий и не тестировались на адекватность (не обобщались) для расчётов процессов, происходящих в камере РД. При наличии данных о применимости можно их использовать, задав выражение для вязкости в пункте Expressions, вкладки Outline.

Здесь же предполагается использовать табличный способ задания с использованием данных (табл. 4.2) из [8]:

Таблица 4.2. Зависимость физических свойств от температуры [8]

Температура T, К	Вязкость $\eta \cdot 10^4$, Па · с	Теплопроводность λ , Вт/м · К
3818	1,064	1,355
3633	1,026	1,314
3314	0,9585	1,205
2861	0,8574	0,9388
2500	0,7742	0,5958
2339	0,7371	0,4286
2209	0,7075	0,3212
2015	0,6618	0,2277
1703	0,5855	0,1691

Шаг 1. Для этого в пункте «Expressions, Functions and Variables» создаем пользовательские функции, выражающие зависимость вязкости и теплопроводности от температуры. Для этого нажимаем правой кнопкой мыши на *User Functions* → *Insert* → *User Function*, присваиваем имя «Viscosity» (Вязкость) (рис. 4.11).

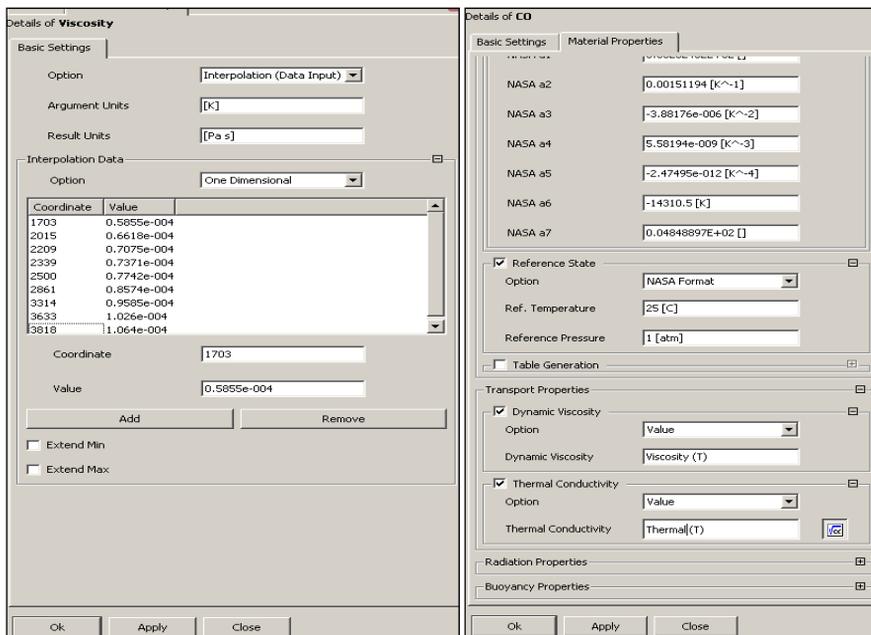
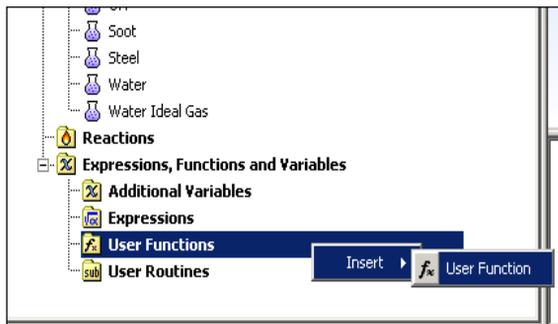


Рис. 4.11. Создание пользовательской функции, задаваемой табличным способом

Шаг 2. В появившемся окне (рис. 4.11) во вкладке *Basic Settings* (Основные настройки) в пункте *Argument Units* (Единицы измерения аргумента) вписываем размерность температуры [K], в пункте *Result Units* (Единицы измерения результата) вписываем размерность вязкости [Pa s] (Па · с).

Шаг 3. В пунктах *Coordinate* (Координата) и *Value* (Значение) последовательно вводим значения температуры и соответствующей ей вязкости для всех точек. После ввода очередной точки нужно нажимать *Add* (Добавить). При этом в таблице появляется соответствующее значение. Если значение было введено ошибочно, его нужно выделить в таблице и исправить или удалить (*Remove*). Значения вязкости, записанные в [1] в стандартном виде, например $1,064 \cdot 10^{-4}$, удобно вводить в CFX, используя компьютерную форму записи чисел с плавающей точкой. Она отличается от стандартной формы заменой основания степени (10) латинской буквой «e» (от «Exponent»), то есть, например, $1,064 \cdot 10^{-4} \rightarrow 1,064e-4$. После ввода всех значений вязкости нажимаем *OK*.

Шаг 4. Таким же образом создаем пользовательскую функцию «Thermal» для теплопроводности, только во вкладке *Basic Settings* вписываем в пункте *Result Units* размерность теплопроводности [$W m^{-1} K^{-1}$] (Вт / м · К), а в поле *Value* вписываем значения, естественно, теплопроводности.

В итоге мы получили две функции, заданные таблично. Теперь мы можем их использовать в расчёте в качестве соответствующего значения.

Шаг 5. Для этого в пункте *Materials* для смеси каждого компонента, входящего в нашу рабочую смесь, во вкладке *Material Properties* в пункте *Transport Properties* вписываем наши пользовательские функции, зависящие от температуры, каждую в соответствующее поле (рис. 4.11). Для того чтобы вписать в поле латинские буквы, нужно нажать пиктограмму с символом математического корня справа от поля ввода. Это означает, что в поле введено не число, а некое выражение, поэтому CFX-Pre отключает проверку символов и размерности. Поэтому будьте внимательны при вводе размерностей и имён функций. Ошибка в любом символе приведёт к невозможности получить решение.

4.4. Моделирование нестационарных процессов

В разделе 1.3 описаны характерные режимы работы РДМТ, среди которых большую роль играют неустановившиеся и импульсные, т.е. такие, при которых процессы течения и горения в камере нельзя рассматривать как неизменяющиеся (стационарные) в длительном промежутке времени. Процессы, характер которых (расположение потока, распределение параметров) с течением времени значительно изменяется, в моделировании называются нестационарными. Их моделирование выполняется в нестационарной (*Transient*) постановке.

При этом можно выделить два вида процессов, моделирование которых сильно отличается:

1. Нестационарные процессы с неизменными граничными условиями. Это процессы, имеющие так называемую естественную или природную нестационарность. Наиболее распространенный пример – вихревая дорожка Кармана.
2. Нестационарные процессы при изменении граничных условий. Это процессы, имеющие так называемую вынужденную нестационарность, иными словами переходные процессы импульсного режима.

Далее рассмотрены вопросы моделирования обоих видов процессов.

4.4.1. Моделирование установившегося режима

В задачах моделирования РДМТ как нестационарный процесс может быть рассмотрен установившийся режим работы РДМТ, при котором имеет место циклическое изменение параметров в камере вследствие прецессии вихревого ядра потока.

Шаг 1. В препроцессоре в дереве проекта найти пункт тип анализа  **Analysis Type** и открыть двойным щелчком для редактирования.

Шаг 2. Изменить тип анализа со *Steady State* на *Transient*.

Шаг 3. Указать общее время расчёта (*Total Time*), время начала расчёта (*Time*) и шаг по времени (*Timesteps*) (рис. 4.12). Применить изменения *Apply*.

Таким образом, согласно рис. 4.12, будет произведено 100 шагов расчётов по 0,01 секунде каждый, общее время расчёта составит 1 секунду.

Шаг 4. В настройках решателя *Solver Control* выставляем параметры, как показано на рис. 4.13. Максимальное число итераций (*Max. Coeff. Loops*) для одного временного шага установившегося режима обычно составляет 10-30 итераций.

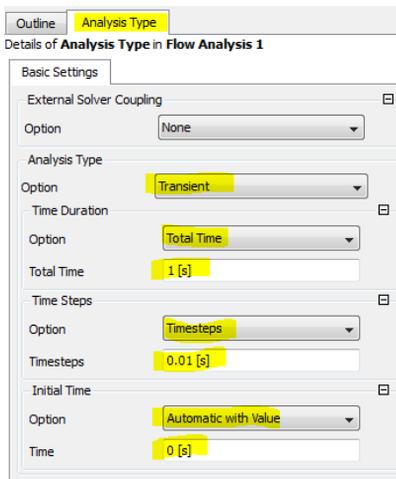


Рис. 4.12. Настройка нестационарного расчёта

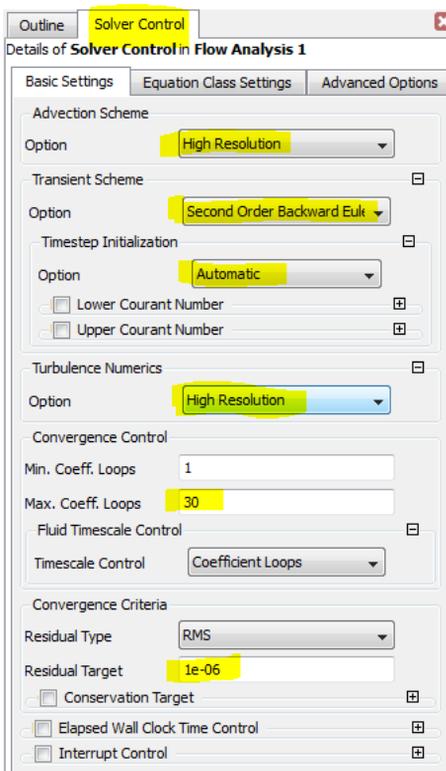


Рис. 4.13. Настройка параметров решателя при нестационарном расчёте

Шаг 5. Настроить *Output Control*. На вкладке *Trn Results* создать набор результатов для сохранения и выбрать необходимые данные, также указать период сохранения результатов (рис. 4.14). Для умень-

шения объёма информации можно выбирать ограниченный набор данных (*Smallest* или *Essential*) или конкретные переменные.

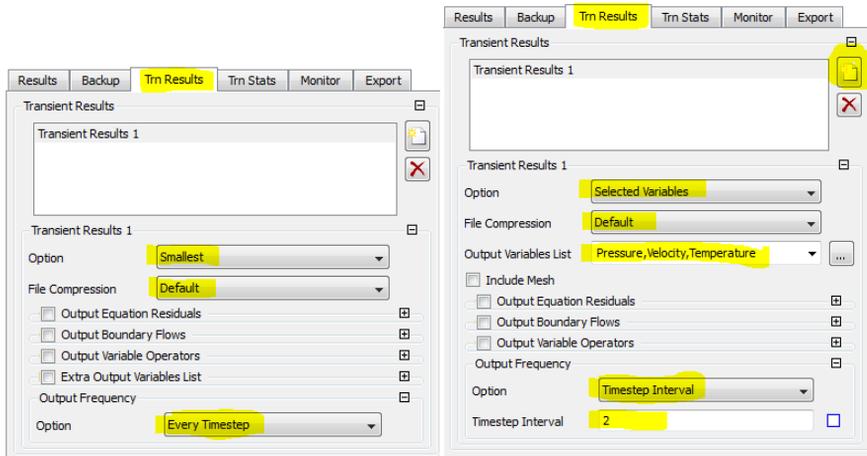


Рис. 4.14. Варианты задания сохранения данных нестационарного расчёта

Шаг 6. На вкладке *Trn Stats* выбрать переменные для отображения их изменений по шагам расчёта (рис. 4.15).

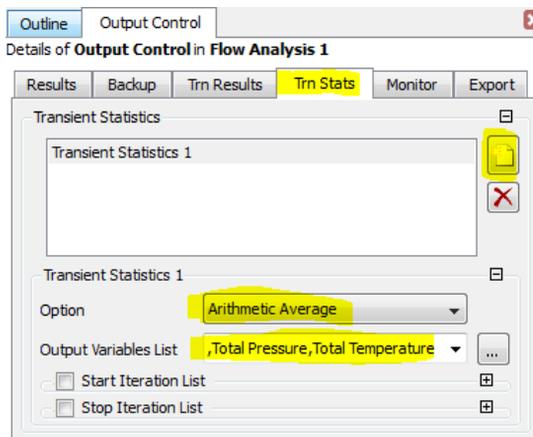


Рис. 4.15. Выбор переменных для отображения их изменений по шагам расчёта

При выборе переменных для сохранения данных и их отображения в процессе расчёта необходимо помнить, что результаты расчёта для каждого шага по времени сохраняются отдельно как результаты стационарного расчёта. При этом размер занимаемого дискового пространства файла результатов напрямую зависит от выбранных для сохранения параметров. Для экономии можно выбирать только конкретные параметры. Но нужно помнить, что если понадобятся параметры, которые не были выбраны для сохранения, то придется проводить расчёт заново для их вычисления.

4.4.2. Моделирование переходного и импульсного режимов

В задачах моделирования РДМТ переходные процессы импульсного режима отличаются от установившегося изменением входных и выходных граничных условий по времени. Следовательно, необходимо задать изменения этих параметров при описании граничных условий. Предварительно нужно знать, как меняются эти параметры по времени.

Например, процесс запуска происходит с изменением относительного массового расхода рабочего тела по следующему закону (рис. 4.16):

$$\bar{m}(t) = \begin{cases} \text{при } t < 3 \text{ мс,} & \bar{m} = 0,667 \cdot t/\text{мс}; \\ \text{при } 3 \text{ мс} \leq t < 11 \text{ мс,} & \bar{m} = 2,075 - 0,025 \cdot t/\text{мс}; \\ \text{при } 11 \text{ мс} \leq t < 15 \text{ мс,} & \bar{m} = 4 - 0,2 \cdot t/\text{мс}; \\ \text{при } t \geq 15 \text{ мс,} & \bar{m} = 1. \end{cases}$$

Шаг 1. Необходимо ввести CEL-выражение для относительного расхода (в одну строчку):

```
MassFlowRelative =
  if (t<0.003[s], 0.667*t/1[s],
  if (t<0.011[s], 2.075-0.025*t/1[s],
  if (t<0.015[s], 4-0.2*t/1[s], 1)))
```

Шаг 2. Значение массового расхода каждого компонента надо задать как произведение относительного расхода (\bar{m}) на окончательное значение (0.9978 g/s), предварительно нажав на кнопку  рядом с полем ввода значения массового расхода (рис. 4.17).

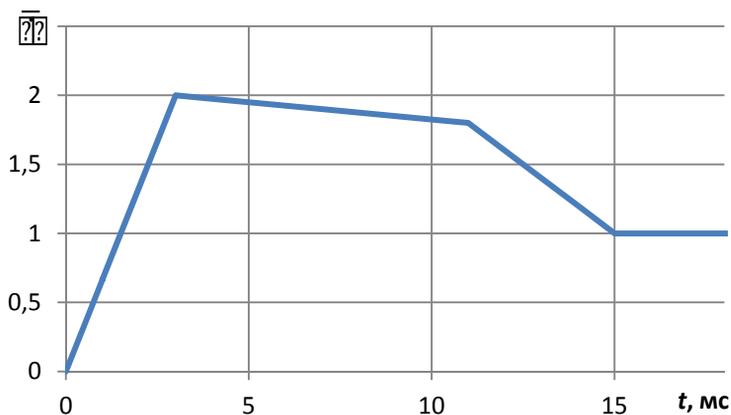


Рис. 4.16. Изменение относительного расхода при запуске

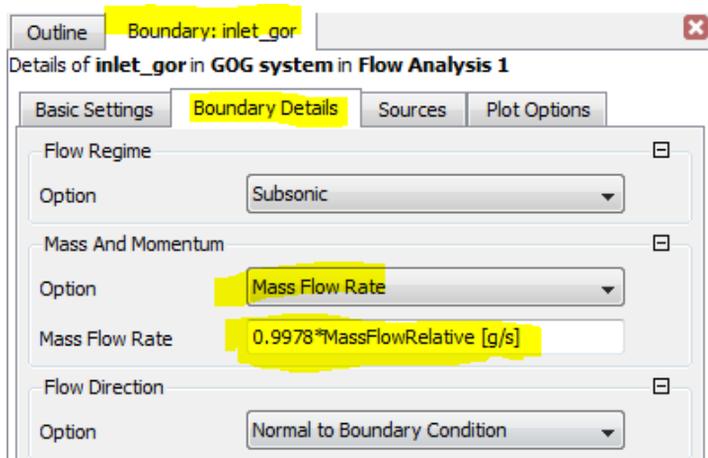


Рис. 4.17. Задание массового расхода горючего выражением

В рассмотренном выше примере массовый расход задан кусочно-линейной функцией. Обычно же имеет место очень нелинейный характер изменения (рис. 4.18) [31]. В этом случае законы изменения параметров от времени можно задать в табличной форме, используя инструмент *User Function* (см. раздел 4.3).

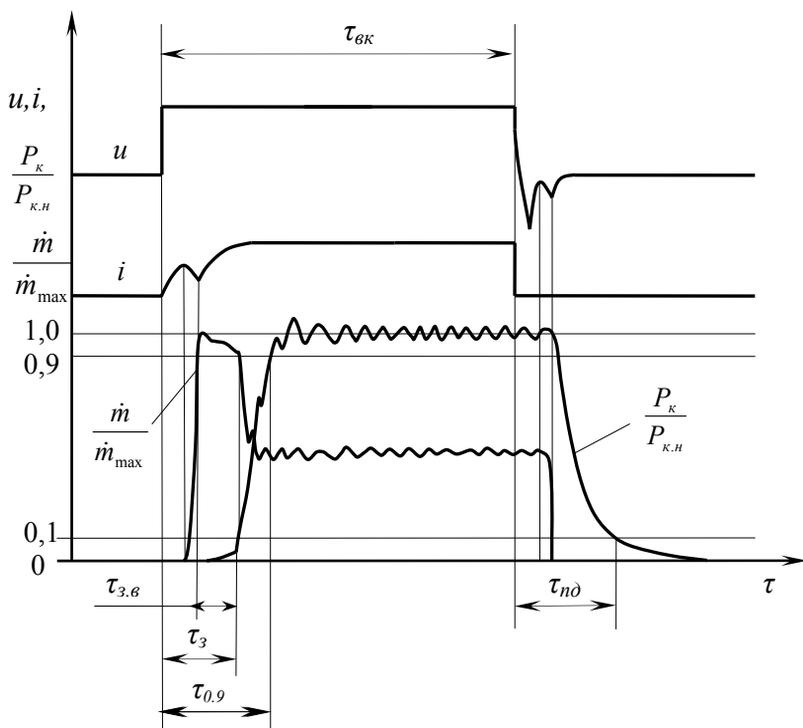


Рис. 4.18. Диаграмма работы РДМТ при коротком единичном включении: τ_{ek} – время включения, $\tau_{3.e}$ – время задержки воспламенения, τ_3 – время запуска РДМТ, τ_{nd} – время останова РДМТ, $\tau_{0.9}$ – время выхода РДМТ на режим

Шаг 3. Настроить параметры нестационарного переходного расчёта (рис. 4.19).

Шаг 4. Изменить начальные условия инициализации (рис. 4.20).

Шаг 5. Значение максимального числа итераций (*Max. Coeff. Loops*) для одного временного шага переходного или импульсного режима также по-прежнему оставлять не более 30 итераций. Если же

этого недостаточно (задача не успевает сойтись на каждом временном шаге), следует не увеличивать количество итераций, а сокращать продолжительность шага по времени.

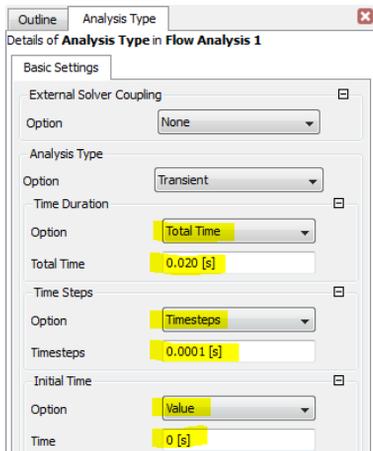


Рис. 4.19. Настройка параметров решателя при нестационарном расчёте переходного процесса

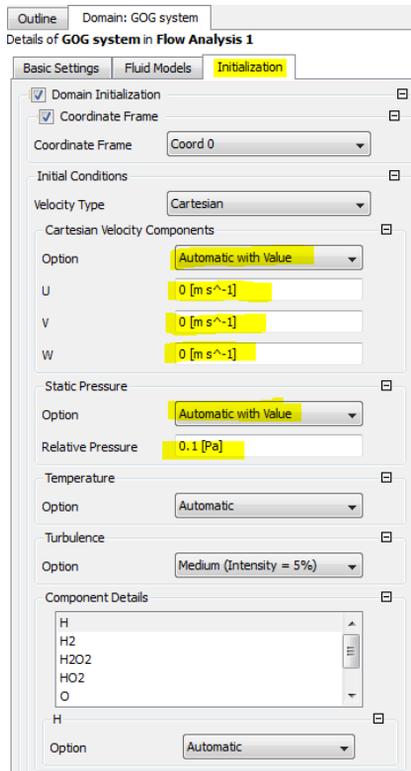


Рис. 4.20. Начальные условия при расчёте переходного процесса

4.4.3. Анализ результатов нестационарного расчёта

По завершении нестационарного расчёта на компьютере будут сохранены файлы расчётов каждого временного шага с расширением *.trn и окончательный *.res – файл. Порядок анализа результатов нестационарных расчётов следующий.

Шаг 1. Открыть *.res – файл в CFX-Post. По умолчанию открываются данные последнего временного шага.

Шаг 2. Выбрать необходимый для анализа шаг расчёта в окне *Timestep Selector* (рис. 4.21). Окно открывается нажатием на  или *Tools* → *Timestep Selector*.

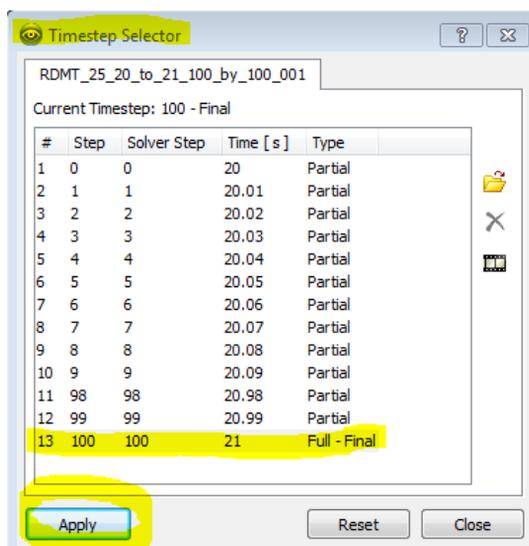


Рис. 4.21. Выбор результата по шагу расчёта

Шаг 3. Настроить необходимый вывод данных. Например, статическая температура в продольном (осевом) сечении двигателя.

Анализ данных конкретного временного шага не отличается от анализа стационарного расчёта. Здесь рассматриваются только некоторые особенности, связанные с анализом нестационарных результатов.

Основной особенностью анализа мониторинга нестационарных результатов является то, что глобальные диапазоны изменения параметров для разных временных шагов обычно не совпадают. Т.е. красный цвет температуры на экране может для одного шага значить 1500К, а для другого – 1800К. Поэтому рекомендуется вручную указывать диапазон цветовой шкалы *User Specified* (рис. 4.22).

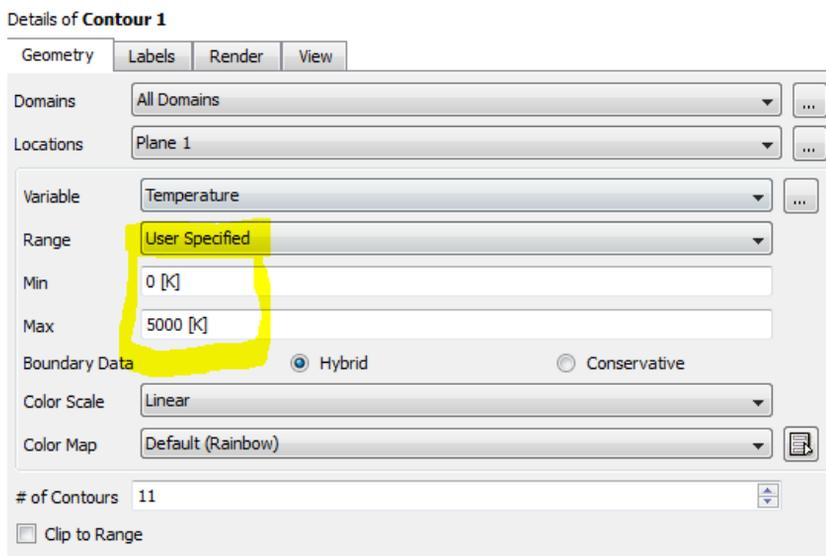
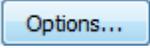


Рис. 4.22. Задание диапазона отображения параметров вручную

Шаг 4. Перед созданием видеоролика желательно выполнить отображение легенды-подписи (рис. 4.23).

Шаг 5. Записать анимацию изменения параметров с течением времени.

Для этого нужно открыть окно *Animation* нажатием на  или *Tools* → *Animation*. Далее выбрать объект анимации *Timesteps*, т.е. изменение параметров по шагам расчёта. Двигая ползунок, выбрать скорость анимации. Для записи анимации надо поставить галочку рядом с пунктом *Save Movie* и выбрать имя и путь сохранения (без кириллических знаков). Настроить параметры вывода анимации можно, нажав кнопку  (рис. 4.24). По окончании настройки нажать  и дождаться завершения обработки. Файл анимации появится в каталоге там же, где хранится *.res – файл.

Аналогично можно записать анимацию не только полей отображения параметров, но и векторных полей, линий тока, графиков распределения параметров в пространстве.

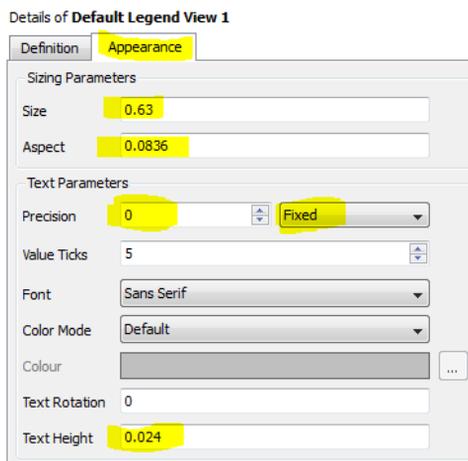


Рис. 4.23. Оформление отображения легенды

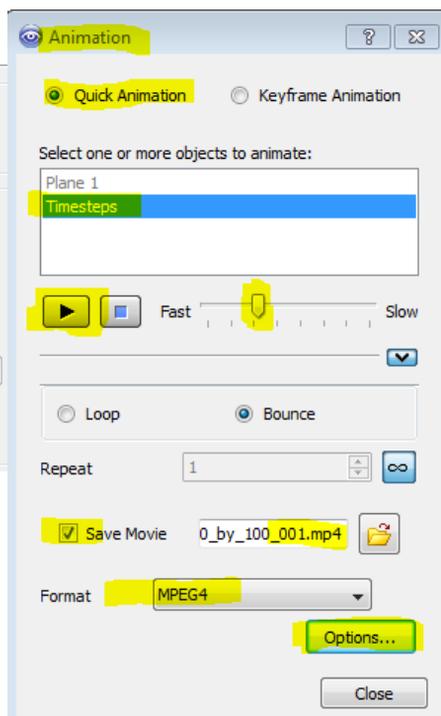


Рис. 4.24. Настройка записи анимации

Шаг 6. Выполнить создание графика изменения интересующих параметров от времени, установив тип графика *Time*. Интересующие параметры задаются предварительно в виде выражений.

4.5. Учёт теплоотвода от стенок камеры

Приведенный в разделе 3 расчёт выполнялся при допущении об адиабатности стенок камеры. Однако для повышения точности расчёта можно ввести в расчёт учёт теплоотвода в стенку. Если камера охлаждаемая и известен снимаемый тепловой поток, его можно задать. Для этого надо создать граничное условие стенки *Wall* для поверхностей, с которых снимается тепловой поток. Далее изменить

опции теплопередачи с Adiabatic на Heat Flux или Heat Transfer Coefficient и задать данные (рис. 4.25).

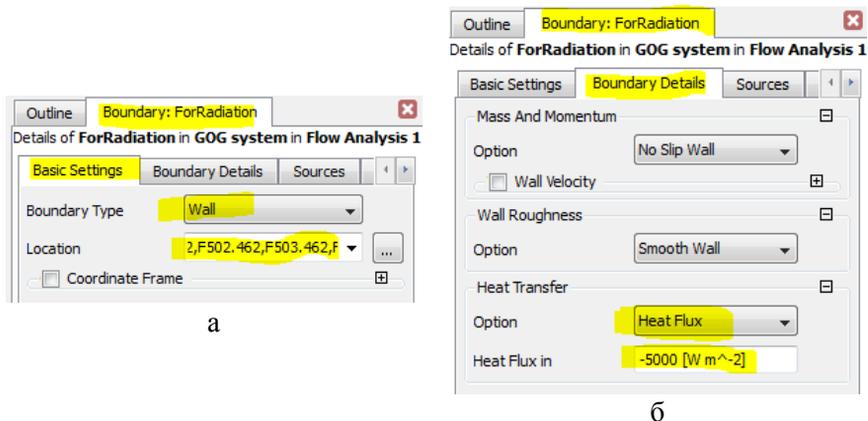


Рис. 4.25. Задание теплосъёма с поверхности:

а – задание типа граничного условия, б – выбор опции и теплопередачи

Если камера неохлаждаемая, то на стационарном режиме плотность теплового потока можно приблизительно оценить по формуле для лучистого теплообмена:

$$q = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \right],$$

где ε – коэффициент черноты теплового излучателя, для стенки из ниобия с дисилицидным покрытием $\varepsilon \approx 0,84$;

$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}^4} \right]$ – постоянная Стефана-Больцмана;

$T [K]$ – средняя температура горячей стенки (можно оценить по выполненному расчёту адиабатного варианта).

Например, для рассмотренного в разделе 3 варианта $T = 2900 \text{ K}$, $q=3,37 \text{ МВт/м}^2$.

При запуске расчёта с теплоотводом следует использовать результаты адиабатического расчёта для инициализации. Для повышения устойчивости решения можно задавать теплоотвод ступенчато, например, начать расчёт с $q=-1 \text{ Вт/м}^2$, затем поднять до

–10 , затем до –50 и т.д. Отрицательные значения обозначают отвод тепла наружу.

4.6. Учёт лучистого теплообмена

Приведенный в разделе 3 расчёт выполнялся при допущении об отсутствии лучистого теплообмена между отдельными частицами потока, а также между потоком и стенками камеры. Однако это достаточно грубое допущение, поскольку значительная часть теплообмена в камере РД происходит посредством излучения.

Учёт процессов лучистого теплообмена при горении является сложной математической задачей. Но в CFD-программы уже включены модели, позволяющие достаточно просто задавать формальный учёт теплопередачи путём лучистого теплообмена [32]. Рассмотрим пример задания лучистого теплообмена в задаче, описанной в разделе 3.

Шаг 1. Включить моделирование лучистого теплообмена (рис. 4.26). В свойствах домена выбрать модель лучистого теплообмена *Option: Monte Carlo* → задать значение *Number of Histories* → применить изменения *Apply*.

Доступны несколько моделей, но только модель Monte Carlo позволяет рассчитывать лучистый теплообмен не только «стенка-стенка» и «стенка-поток», но и «поток-поток».

Шаг 2. Задать степень черноты *Emissivity* для всех стенок камеры (рис. 4.27).

Шаг 3. Задать для всех граничных условий – не стенок камеры – вариант расчёта радиации по локальной температуре (рис. 4.28).

Шаг 4. Задать параметры излучательной способности газов – компонентов потока (рис. 4.29). Для компонентов *H*, *H2*, *O*, *O2*, *OH*, *H2O*, *H2O2*, *HO2* из библиотеки ANSYS CFX излучательная способность газов уже задана.

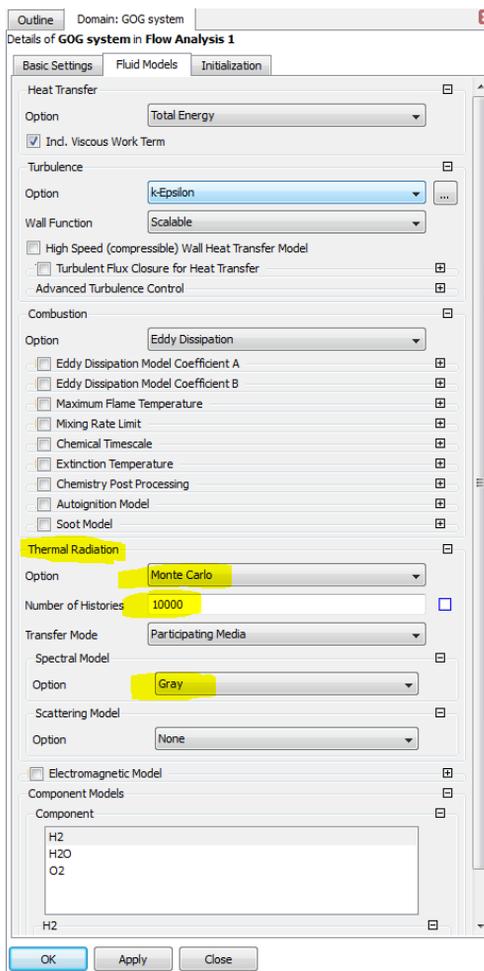


Рис. 4.26. Включение моделирования
лучистого теплообмена

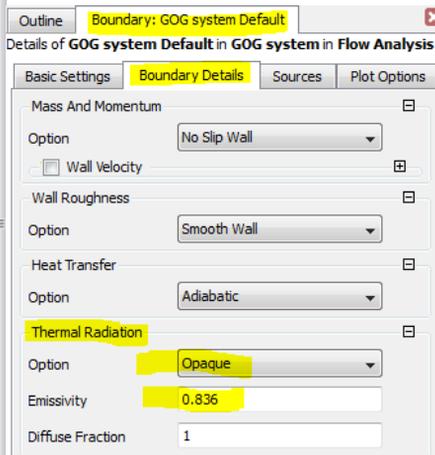


Рис. 4.27. Задание степени черноты
Emissivity для стенок камеры

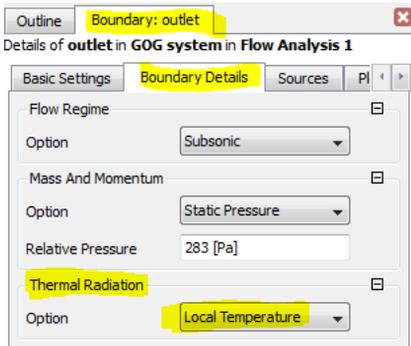


Рис. 4.28. Задание расчёта радиации для граничных условий – не стенок камеры

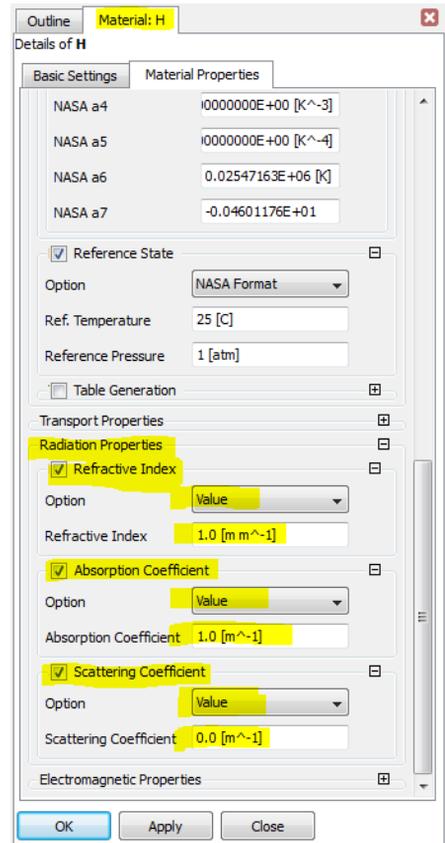


Рис. 4.29. Задание параметров излучательной способности газов – компонентов потока

Шаг 5. Выполнить перерасчёт задачи, используя инициализацию с расчёта без радиации.

Несмотря на формальную лёгкость постановки такой задачи, её решение – очень непростой процесс, требующий большого количества вычислений. Часто для решения задач лучистого теплообмена применяются суперкомпьютеры, оснащенные в дополнение к командным центральным процессорам (CPU) дополнительными графическими процессорами (GPU).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изложенные в данном учебном пособии методики моделирования внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX позволяют оценить распределение параметров внутри камеры РДМТ, не проводя натурный эксперимент.

Детальное рассмотрение внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде позволяет на основе математической модели внутрикамерного рабочего процесса средствами современной универсальной программы ANSYS CFX выполнить поверочный расчёт спроектированного двигателя, провести его анализ. После анализа можно с целью устранения недочётов первоначально спроектированного двигателя выполнить оценку различных вариантов смесеобразования и конструкции двигателя или провести параметрическую оптимизацию. Затем выбрать лучший вариант или получить оптимальный по выбранным параметрам.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей: учеб. для студентов вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко.– М.: Машиностроение, 1989.– 464 с.
2. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учеб. для вузов / М.В. Добровольский. – 2-е изд., перераб. и доп.; под ред. Д.А. Ягодникова.– М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.– 448 с.
3. Егорычев, В.С. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб. пособие / В.С. Егорычев, А.В. Сулинов.– Самара: Изд-во СГАУ, 2014.– 128 с.
4. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / под ред. В. М. Кудрявцева. – М.: Высш. шк., 1983. – 704 с.
5. Сточек, Н.П. Гидравлика жидкостных ракетных двигателей / Н.П. Сточек, А.С. Шапиро.– М.: Машиностроение, 1978. – 128 с.
6. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: учеб. для студентов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» / Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин [и др.] ; под общ. ред. Г.Г. Гахуна. – М.: Машиностроение, 1978, 1989.– 424 с.
7. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: справочник в 10 т. / под ред. акад. В.П. Глушко. – М.: ВИНТИ АН СССР, 1971–1979.
8. Шевелюк, М.И. Теоретические основы проектирования жидкостных ракетных двигателей / М.И. Шевелюк. – М.: Оборонгиз, 1960.
9. Штехер, М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей / М.С. Штехер. – М.: Машиностроение, 1976.– 301 с.
10. Егорычев, В.С. Топлива химических ракетных двигателей: учеб. пособие / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007.– 72 с.
11. Фахрутдинов, И.Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: учеб. для машиностроительных вузов / И.Х. Фахрутдинов, А.В. Котельников. – М.: Машиностроение, 1987.–328 с.

12. Проектирование форсунок системы смесеобразования ЖРД: метод указания к курсовому проектированию /сост. В.С. Кондрусев, В.Е. Годлевский, Л.Я. Шумихина.– Самара: САИ, 1992.– 52 с.
13. Распыление жидкостей / Ю.Ф. Дитякин, Л.Я. Клячко, Б.В. Новиков [и др.]. – М.: Машиностроение, 1977.– 207 с.
14. Егорычев, В.С. Проектный расчет двухкомпонентной центробежной эмульсионной форсунки / В.С. Егорычев // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 24-26 июня 2009 г. – Самара: СГАУ, 2009.– С. 151-152.
15. Заботин, В.Г. Характеристики ЖРД: учеб. пособие / В.Г. Заботин, В.С. Кондрусев, В.Е. Нигодюк. – Куйбышев: КуАИ, 1981. – 91 с.
16. Жуковский, А.Е. Испытания жидкостных ракетных двигателей: учеб. для студентов авиационных специальностей вузов / А.Е. Жуковский, В.С. Кондрусев, В.В. Окорочков. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992.– 352 с.
17. <http://niimashspace.ru>
18. Исследование энергетических параметров ЖРДМТ с геометрической степенью расширения сопла $F_a = 200$ / Ю.И. Агеенко, В.Е. Нигодюк, В.В. Рыжков [и др.] // Вестн. Самарского государственного аэрокосмического университета. – №2 (40). – Самара: СГАУ, 2013. – С. 9-19.
19. Боровик, И.Н. Краткий обзор зарубежных современных ЖРД малой тяги [Электронный ресурс] / И.Н. Боровик. – <http://www.mai202.ru/RUS/publication.htm>.
20. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей: учеб. / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов [и др.]; под ред. В.М. Кудрявцева. – М.: Высш. шк., 1983. – 703 с.
21. Егорычев, В.С. Проектирование ракетного двигателя для космического аппарата с использованием CFD-моделирования рабочих процессов / В.С. Егорычев, Л.С. Шаблий, В.М. Зубанов // Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках: тез. докладов третьей междунар. конф. «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках». Самара, 9-11 сентября 2014 г. – Самара: Издательство СамНЦ РАН, 2014. – С. 285-289.
22. Egoroychev, V.S. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-modeling / V.S. Egoroychev, L.S. Shabliy, V.M. Zubanov // Scientific

- and Technological Experiments on Automatic Space Vehicles and Small Satellites: Abstracts of the Third International Conference “Scientific and Technological Experiments on Automatic Space Vehicles and Small Satellites.” Samara, September 9-11, 2014. – Samara: Publishing House SSC RAS, 2014. – P. 135-138.
23. Свободная Интернет-энциклопедия Википедия. Статья «Горение водорода» – <https://ru.wikipedia.org/wiki>.
 24. Konnov, A.A. Remaining uncertainties in the kinetic mechanism of hydrogen combustion / A.A. Konnov // *Combustion and Flame*. – Elsevier, 2008. – Vol. 152. – № 4. – P. 507–528. – DOI:10.1016/j.combustflame.2007.10.024.
 25. Shimizu, K. Updated Kinetic Mechanism for High-Pressure Hydrogen Combustion / K. Shimizu, A. Hibi, M. Koshi [et al.] // *Journal of Propulsion and Power*. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. – Vol. 27. – № 2. – P. 383–395. – DOI:10.2514/1.48553.
 26. Burke, M.P. Comprehensive H₂/O₂ kinetic model for high-pressure combustion / M.P. Burke, M. Chaos, Y. Ju [et al.] // *International Journal of Chemical Kinetics*. – Wiley Periodicals, 2012. – Vol. 44. – № 7. – P. 444–474. – DOI:10.1002/kin.20603.
 27. Гардинер, У. Химия горения / под ред. У. Гардинера. – М.: Мир, 1988. – 464 с.
 28. Старик, А.М. Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках и новые принципы организации горения / под ред. А.М. Старика. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. – 864 с.
 29. Konnov, A.A. Remaining uncertainties in the kinetic mechanism of hydrogen combustion / A.A. Konnov // *Combustion and Flame*. – Elsevier, 2008. – Vol. 152. – № 4. – P. 507–528. – DOI:10.1016/j.combustflame.2007.10.024.
 30. Егорычев, В.С. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В. С. Егорычев, А. В. Сулинов ; М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые дан. – Самара : [б. и.], 2010. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).
 31. ANSYS CFX-Pre User’s Guide (2011) ANSYS, Inc.

Учебное издание

*Егорычев Виталий Сергеевич,
Шаблий Леонид Сергеевич,
Зубанов Василий Михайлович*

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНОГО РАБОЧЕГО
ПРОЦЕССА РДМТ НА ГАЗООБРАЗНЫХ КИСЛОРОДЕ
И ВОДОРОДЕ В ANSYS CFX**

Учебное пособие

Редактор Т.К. Кр е т и н и н а
Доверстка Л.Р. Д м и т р и е н к о

Подписано в печать 20.06.2016. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. 8,5.

Тираж 300 экз. Заказ . Арт. 15/2016.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
(Самарский университет)
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского университета. 443086 Самара, Московское шоссе, 34.