

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАБОЧЕГО СООТНОШЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА «АТ + НДМГ» В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

А.А. Савиных, студент

Г.В. Грициенко, студент

М.А. Марк, студент

М.А. Погорелов, студент

К.А. Скрыпкин, студент

В.А. Юрьев, студент

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»  
им. Д.Ф. Устинова  
(Россия, г. Санкт-Петербург)

DOI:10.24412/2500-1000-2024-1-2-196-202

**Аннотация.** Объектом исследования является топливная пара «азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин» и соотношение, в котором эти компоненты подаются в камеру сгорания ракетного двигателя. Цель работы – расчет рабочего соотношения компонентов топлива для исследуемой топливной пары. В процессе работы проводились исследования для выбранной топливной пары, расчеты в программе «Termoras», построение и анализ полученных зависимостей. В результате работы на примере двигателя РД-119 было получено рабочее соотношение компонентов топлива и согласно расчетному соотношению определены параметры двигателя, которые в дальнейшем можно использовать для расчета агрегатов двигательной установки.

**Ключевые слова:** «АТ + НДМГ», топливная пара, жидкостные ракетные двигатели, соотношение компонентов топлива, ядро камеры сгорания, пристеночный слой.

Жидкостные ракетные двигатели могут работать на однокомпонентном и двухкомпонентном топливе (редко многокомпонентном). Двухкомпонентное топливо, состоящее из горючего и окислителя, является наиболее распространенным видом ракетного топлива.

Окислитель и горючее подаются в камеру сгорания (КС) при определенном соотношении компонентов, с целью максимизации процессов горения. Это соотношение компонентов топлива называется стехиометрическим соотношением и показывает количество окислителя, которое необходимо подать полного сгорания одного моля горючего. На практике соотношение компонентов отличается от стехиометрического ввиду диссоциации и особенностей химического состава, поэтому вводится понятие действительное соотношение компонентов, которое определяется как отношение массового расхода окислителя к массовому расходу горючего. Однако процессы в КС сложны и требуют подачи разного соотношения компо-

нентов в соответствующих зонах. Выделяют две зоны: ядро КС и пристеночный слой.

Ядро камеры сгорания акцентировано на максимизацию энергетических аспектов процесса, пристеночный же слой служит буферной зоной для охлаждения компонентов и продуктов сгорания с целью защиты стенок камеры двигателя от теплового воздействия (и как следствие прогара).

Таким образом, в каждой из зон формируется свое действительное соотношение компонентов топлива. Для дальнейших расчетов двигателя необходимо определить общее соотношение, объединяющее соотношение в ядре КС и в пристеночном слое, именуемое рабочим соотношением компонентов.

В данной работе предлагается определить рабочее действительное соотношение компонентов топлива в камере сгорания двигателя для топливной пары азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин. Для получения некоторых рас-

четных величин воспользуемся программой «Термоgas».

### **Характеристики топливных компонентов**

Азотный тетраоксид (АТ, четырехокись азота, амил) – эффективный высококипящий ракетный окислитель, представляющий собой темную бурю, интенсивно «дымящуюся» на воздухе жидкость с резким характерным запахом окислов азота. Химическая формула –  $N_2O_4$ . Обладает высокой летучестью. Химически стабилен.

Коррозионно слабо агрессивен (при содержании воды не более 1%). Допускает использование нержавеющей и высоколегированных сталей, алюминиевых сплавов, фторопластов и паронита. Для хранения и транспортировки можно использовать емкости из Ст3, сплавы АМг3. Баки для АТ могут изготавливаться из стали 12Х5МА, сплава АМг3.

С углеводородами (ароматическими, спиртами и т.п.) растворение идет со значительным тепловыделением, которое может привести к самовоспламенению и даже взрыву. Это обстоятельство делает недопустимым применение углеводородных смазок в контакте с четырехокисью азота. В качестве смазки допускается использование смесей графита и жидкого стекла.

Пожаро- и взрывобезопасен. Производится путем термодокаталитического окисления газообразным кислородом окислов азота, получаемых из аммиака. Хранится и транспортируется в герметичных термостатируемых емкостях под избыточным давлением азота (до 0,2 МПа) или в бочках.

Токсичность высока, ПДК – около  $2 \times 10^3$  мг/л. Экологически опасен (с водой образует азотную кислоту).

Узкий температурный диапазон жидкого состояния  $N_2O_4$  (-11,2...21,15°C) требует в большинстве случаев при использовании АТ термостатирования.

Несимметричный диметилгидразин (НДМГ, гептил) – синтетическое азотноуглеводородное горючее с химической формулой  $(CH_3)_2N_2H_2$ . Прозрачная, бесцветная, очень гигроскопичная жидкость с резким, неприятным аммиачным запахом

«разлагающегося» белка. Химически стоек и стабилен. Диссоциация начинается при температуре стенки 450°C или температуре жидкости 200°C. При температуре стенки выше 200...300°C на стенке может выпасть кокс, ухудшающий теплообмен. При температурах жидкости выше 230°C интенсивно разлагается с выделением тепла («саморазогревом»). НДМГ очень гигроскопичен, и следует принимать меры, исключая непосредственный контакт жидкости с воздухом. Активно окисляется атмосферным кислородом даже при комнатной температуре, более интенсивно – при повышенном давлении и нагревании. При давлении выше 0,2 МПа НДМГ с кислородом воздуха может дать взрыв, и поэтому для наддува баков с НДМГ необходимо использовать азот или другие инертные газы.

Коррозионно очень слабо агрессивен. Допускает применение большинства малоуглеродистых и хромоникелевых сталей, сплавов алюминия и титана, фторопластов, полиэтилена, паронита, каучука, графита, асбеста. Из конструкционных материалов не рекомендуется применять медь и ее сплавы. Разлагается при контакте с ванадием, молибденом, вольфрамом, серебром и металлами «платиновой» группы. На неметаллические материалы ограничений практически нет.

Очень пожароопасен (температура вспышки на воздухе 260 К). Взрывоопасен только в азотнокислотных и кислородных средах. При контакте с воздухом при повышенных давлениях (больше 0,2 МПа) самовоспламеняется.

В промышленности НДМГ получают разными способами: гидрогенизация, алкилирование гидразина, восстановление нитрозодиалямида.

Хранится и транспортируется в герметичных, максимально заполненных емкостях под давлением сухого азота.

Токсичность НДМГ чрезвычайно высока, ПДК  $\approx 0,0001$  мг/л. В организм может попасть через дыхательные пути и через кожный покров. Защитные меры предосторожности при работе с НДМГ предусматривают использование специальной

одежды, состоящей из прорезиненных брюк и куртки с головным капюшоном, очков, перчаток и резиновых сапог. Экологически опасен.

Важной характеристикой исследуемой топливной пары является самовоспламеняемость, то есть когда для организации процесса горения не требуется внешнее воздействие, а достаточно контакта основных компонентов. Это дает ряд преимуществ в сравнении с несамовоспламеняющимися топливными парами:

- Значительное упрощение системы запуска двигателя, а значит повышение надежности пуска;
- Самовоспламеняющиеся компоненты меньше скапливаются в камере сгорания, а значит уменьшается вероятность взрыва смеси;
- Уменьшение объема камеры сгорания, а следовательно снижение массы конструкции;

- Более устойчивый процесс работы двигателя по отношению к низкочастотным пульсациям в камере сгорания.

#### Исходные данные для расчета

Для определения рабочего соотношения компонентов ( $K_{m \text{ раб}}$ ) необходимо определить его составляющие – действительное соотношение в ядре КС ( $K_{m \text{ ядра}}$ ) и действительное соотношение в пристеночном слое ( $K_{m \text{ пр.сл.}}$ ).

Проведем термодинамический расчет с помощью программы «Терморас» откуда получим  $K_{m \text{ ядра}}$  и  $K_{m \text{ пр.сл.}}$ . Для расчета необходимы следующие данные:

- Давление в КС;
- Давление на срезе сопла;
- Энтальпии компонентов топлива.

Энтальпии компонентов известны и приведены в таблице 1.

Таблица 1. Энтальпии компонентов топлива

Окислитель	Горючее
Азотный тетраоксид (АТ)	Несимметричный диметилгидразин (НДМГ)
-212,5 кДж/кг	832 кДж/кг

Давление в КС и на срезе сопла индивидуальны для каждого двигателя и его назначения. В качестве образца примем двигатель РД-119, работающий на исследуемой топливной паре. Двигатель предназначен для второй ступени ракеты-носителя и имеет следующие параметры:

- Давление в КС – 8 МПа;
- Давление на срезе сопла – 0,007 МПа

Также для расчета необходимо указать диапазон коэффициента избытка окисли-

теля ( $\alpha$ ) – коэффициент отличия действительного соотношения от стехиометрического. Зададим начальный диапазон  $\alpha$  от 0,1 до 1,5 с шагом 0,1.

#### Определение соотношения компонентов в ядре камеры сгорания

$K_{m \text{ ядра}}$  можно определить как раз через  $\alpha_{\text{ядра}}$ , которое, в свою очередь, соответствует максимальному значению удельного импульса двигателя (рис. 1).

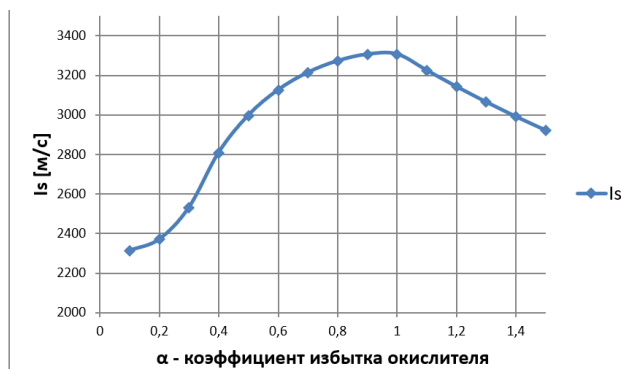


Рис. 1. Зависимость атмосферного удельного импульса  $I_s$  [м/с] от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$

Из графика (рис. 1) видно, что оптимальный удельный импульс находится возле значения 1. Проведем уточняющий

расчет для диапазона  $\alpha$  от 0,9 до 1,05 с шагом 0,01. Рассмотрим результат расчета на рисунке 2.

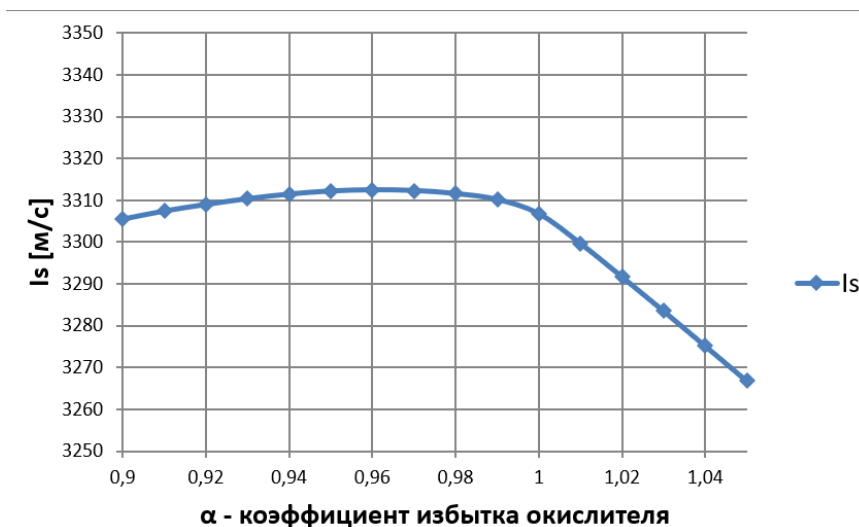


Рис. 2. Уточняющая зависимость атмосферного удельного импульса  $I_s$  [м/с] от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$

Таким образом, максимум удельного импульса для топливной пары «АТ + НДМГ» соответствует коэффициенту избытка окислителя  $\alpha$  равному 0,96 (рисунок 2). Этому значению в расчете соответствует соотношение компонентов 2,94, а значит  $K_{м\text{ ядра}} = 2,94$ .

#### Определение соотношения компонентов в пристеночном слое

Для определения  $K_{м\text{ пр.сл.}}$  необходимо установить  $\alpha_{\text{пр.сл.}}$ , которое должно удовлетворять главному требованию в пристеночном слое – температура горения ниже 2000 К. В таком случае найдем с помощью программы «Termoras»  $\alpha_{\text{пр.сл.}}$  (рис. 3).

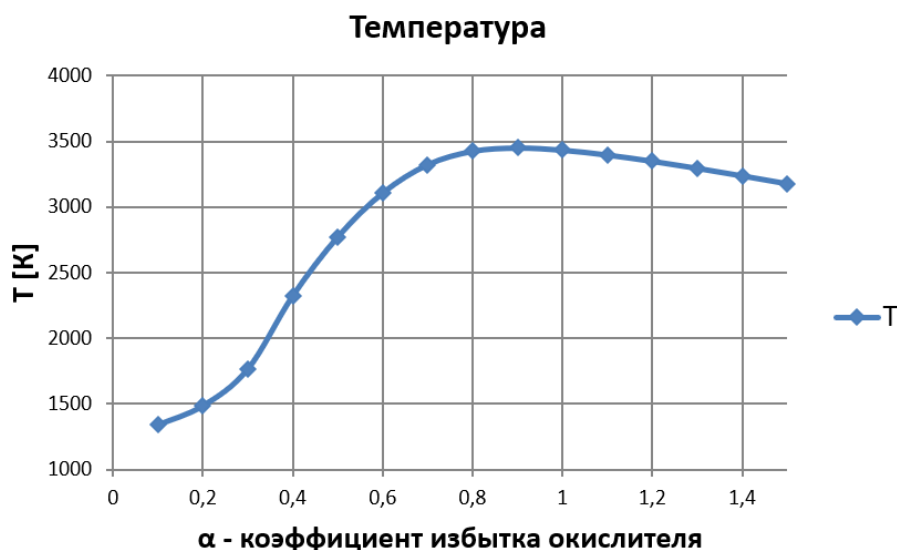


Рис. 3. Зависимость температуры  $T$  [К] от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$

Из рисунка 3 видно, что температурный диапазон, удовлетворяющий нас, находится при коэффициенте избытка окислителя

меньше 0,4. Проведем уточняющий расчет для диапазона  $\alpha$  от 0,1 до 0,4 с шагом 0,05 (рис. 4).

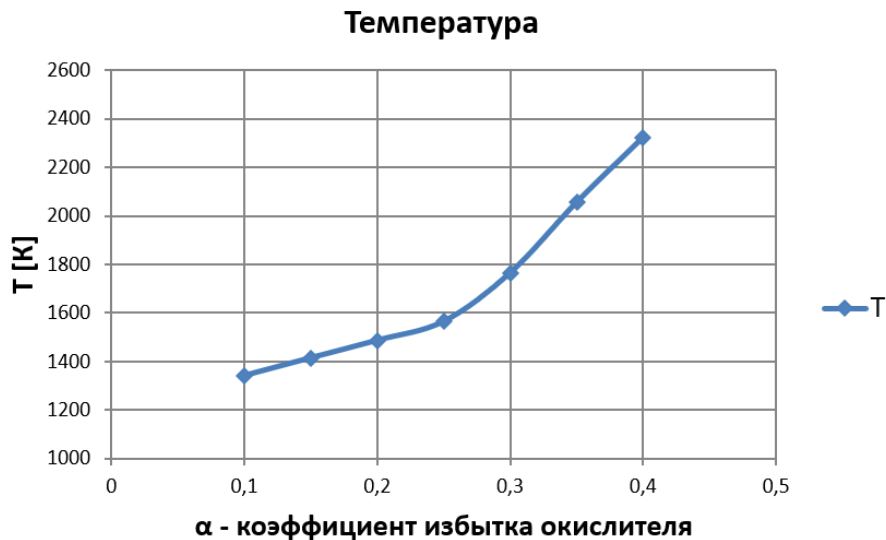


Рис. 4. Уточняющая зависимость температуры  $T$  [К] от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$

Согласно графику (рис. 4) нашим требованиям ( $T < 2000$  К) удовлетворяет коэффициент избытка окислителя равный 0,3. Соотношение компонентов топлива при данном  $\alpha$  равно 0,92, следовательно  $K_{m \text{ пр.сл.}} = 0,92$ .

#### Расчет рабочего соотношения компонентов в камере сгорания

Теперь, когда нам известны все расчетные величины, перейдем к вычислению  $K_{m \text{ раб.}}$

$$K_{m \text{ раб.}} = \frac{\dot{m}_{\text{ок}}}{\dot{m}_{\text{гор}}},$$

где  $\dot{m}_{\text{ок}}$ ,  $\dot{m}_{\text{гор}}$  – массовые расходы окислителя и горючего соответственно.

$$\dot{m}_{\text{ок}} = \frac{K_{m \text{ ядра}}}{K_{m \text{ ядра}} + 1} \times \bar{m}_{\text{ядра}} + \frac{K_{m \text{ пр.сл.}}}{K_{m \text{ пр.сл.}} + 1} \times \bar{m}_{\text{пр.слой}};$$

$$\dot{m}_{\text{гор}} = \frac{1}{K_{m \text{ ядра}} + 1} \times \bar{m}_{\text{ядра}} + \frac{1}{K_{m \text{ пр.слой}} + 1} \times \bar{m}_{\text{пр.сл.}} + \bar{m}_{\text{завесы}},$$

где  $\bar{m}_{\text{ядра}}$ ,  $\bar{m}_{\text{пр.слой}}$ ,  $\bar{m}_{\text{завесы}}$  – относительные массовые расходы в ядре, в пристеночном слое и на завесном охлаждении соответственно.

Сумма трех относительных массовых расходов должна равняться единице. Их задают в зависимости от устройства системы охлаждения двигателя. Так, на РД-

119 применяется и пристеночный слой, и завесное охлаждение. На практике  $\bar{m}_{\text{пр.слой}}$  и  $\bar{m}_{\text{завесы}}$  задаются условно, исходя из установленных диапазонов:  $\bar{m}_{\text{пр.слой}} = 10 \dots 20\%$ ,  $\bar{m}_{\text{завесы}} = 2 \dots 3\%$ .

Примем  $\bar{m}_{\text{пр.слой}} = 0,2$ , а  $\bar{m}_{\text{завесы}} = 0,03$ , тогда:

$$\bar{m}_{\text{ядра}} = 1 - \bar{m}_{\text{пр.слой}} - \bar{m}_{\text{завесы}} = 0,77.$$

Данные по относительным массовым расходам сведены в таблицу 2.

Таблица 2. Значения относительных массовых расходов

$\bar{m}_{\text{ядра}}$	$\bar{m}_{\text{пр.слой}}$	$\bar{m}_{\text{завесы}}$
0,77	0,2	0,03

Следовательно, по вышеприведенным формулам мы можем вычислить сначала  $m_{\text{ок}}$  и  $m_{\text{гор}}$ , а затем  $K_{m \text{ раб}}$ . Таким образом, получаем:

$$m_{\text{ок}} = \frac{K_{m \text{ ядра}}}{K_{m \text{ ядра}} + 1} \times \bar{m}_{\text{ядра}} + \frac{K_{m \text{ пр.сл.}}}{K_{m \text{ пр.сл.}} + 1} \times \bar{m}_{\text{пр.слой}} = 0,67;$$

$$m_{\text{гор}} = \frac{1}{K_{m \text{ ядра}} + 1} \times \bar{m}_{\text{ядра}} + \frac{1}{K_{m \text{ пр.слой}} + 1} \times \bar{m}_{\text{пр.сл.}} + \bar{m}_{\text{завесы}} = 0,33;$$

$$K_{m \text{ раб}} = \frac{m_{\text{ок}}}{m_{\text{гор}}} = 2,0331.$$

В результате рабочее соотношение компонентов для двигателя с топливной парой «АТ + НДМГ» и начальными параметрами, взятыми с РД-119, равняется 2,0331.

**Расчет параметров двигателя при рабочем соотношении компонентов в камере сгорания**

Теперь, когда мы знаем рабочее соотношение компонентов топлива, рассчитаем параметры двигателя при этом соотношении через программу «Termoras». Рассчитанные данные сведены в таблицу 3.

Таблица 3. Параметры двигателя при  $K_{m \text{ раб}}$ 

Параметр	Значение
Коэффициент избытка окислителя	0,664
Соотношение компонентов топлива	2,0331
Температура в камере сгорания, К	3259,0
Индивидуальная газовая постоянная топлива, Дж/(кг·К)	385,9
Показатель процесса	1,187
Местная скорость звука в камере сгорания, м/с	1216,8
Атмосферный удельный импульс, м/с	3185,5
Пустотный удельный импульс, м/с	3286,9

### Заключение

Таким образом, с помощью программы «Termoras» мы провели полный термодинамический расчет и получили рабочее соотношение компонентов для топливной пары «АТ + НДМГ» на примере ракетного двигателя РД-119. Вдобавок при рабочем

соотношении компонентов топлива мы вычислили параметры двигателя, которые необходимы для дальнейшего расчета элементов двигательной установки, таких как турбонасосный агрегат или камера сгорания.

### Библиографический список

1. Анискевич Ю.В., Левихин А.А. Основы устройства и теории ЖРД: учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2016. – 118 с.
2. Гахун Г.Г., «Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей» – Учебник для студентов вузов 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, 1989. – 424 с.
3. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник / М.В. Добровольский; ред. Д.А. Ягодников. 3-е изд., доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 460 с.

4. Левихин А.А., Юнаков Л.П. Рабочие тела и топлива ракетных двигателей: учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015. – 78 с.
5. Матвеев Н.К. Устройство двигателя РД-119: учебное пособие / Н.К. Матвеев, А.А. Семёнов; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2020. – 47 с.
6. Пинчук В.А. Энергетический расчет ЖРД с нагнетательными системами питания / В.А. Пинчук; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. – 90 с.
7. Штехер М.С. Топливо и рабочие тела РД. – М.: Машиностроение, 1976. – 304 с.
8. Сага о ракетных топливах. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://habr.com/ru/articles/401795/>.

## DETERMINATION OF THE WORKING RATIO OF FUEL COMPONENTS “AT + UDMH” IN THE COMBUSTION CHAMBER

**A.A. Savinykh**, *Student*

**G.V. Gritsienko**, *Student*

**M.A. Mark**, *Student*

**M.A. Pogorelov**, *Student*

**K.A. Skrypkin**, *Student*

**V.A. Yuriev**, *Student*

**Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D.F. Ustinova**  
(Russia, St. Petersburg)

**Abstract.** *The object of the study is the fuel pair “nitrogen tetroxide and unsymmetrical dimethylhydrazine” and the ratio in which these components are supplied to the combustion chamber of a rocket engine. The purpose of the work is to calculate the working ratio of fuel components for the fuel pair under study. In the process of work, studies were carried out for the selected fuel pair, calculations in the Termoras program, construction and analysis of the obtained dependencies. As a result of work using the example of the RD-119 engine, the working ratio of fuel components was obtained and, according to the calculated ratio, engine parameters were determined, which can later be used to calculate propulsion system components.*

**Keywords:** *“AT + UDMH”, fuel pair, liquid rocket engines, ratio of fuel components, combustion chamber core, wall layer.*