

СОЗДАНИЕ ЭЛЕКТРОННОГО СПРАВОЧНИКА ПО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ СВОЙСТВАМ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ТОПЛИВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С УЧЁТОМ НЕИДЕАЛЬНОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

© 2009 М. В. Силютин

Самарский государственный аэрокосмический университет

Показана целесообразность создания электронного справочника по термогазодинамическим свойствам продуктов сгорания ракетных двигателей с учетом неидеальности рабочего процесса. Приводится описание используемой физико-математической модели и алгоритма численного решения уравнений этой модели. Излагаются результаты апробации разработанного электронного справочника, анализируются его возможности применительно к совершенствованию существующих ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ), а также для создания ЖРД и ГТД на перспективных компонентах топлива.

Ракетный двигатель, соотношение компонентов, температура, полное давление, парциальное давление, энтальпия, энтропия, метод Ньютона, начальное приближение, итерация.

В настоящее время совершенствование существующих и разработка перспективных ракетных двигателей летательных аппаратов ведется на основе численного моделирования термогазодинамических свойств продуктов сгорания топлив этих двигателей. Знание этих свойств должно обеспечивать надежное определение удельных параметров и расходно-тяговых характеристик, в том числе таких, как удельный импульс тяги в пустоте, расходный и тяговый комплексы, секундный расход топлива.

Широкий круг задач управления летательными аппаратами, решаемых с помощью ракетных двигателей (маневрирование, ориентация, стыковка, торможение и др.), определяет большое многообразие характеризующих их параметров, таких, как тяга, компоненты топлива, давление в камере сгорания, соотношение компонентов, геометрическая степень расширения сопла и ряд других. Такое многообразие формирует многомерное пространство исходных данных для расчета термогазодинамических свойств продуктов сгорания топлив ракетных двигателей различного целевого назначения (маршевые двигатели первых и вторых ступеней ракет-носителей (РН), двигатели верхних ступеней РН, разгонных блоков и межорбитальных буксиров, жидкостные ракетные двигатели малой

тяги для управления пространственным положением космических аппаратов).

В большинстве случаев на сегодняшний день для удовлетворения этой потребности используется фундаментальный справочник [1], который содержит результаты компьютерного термогазодинамического расчёта с использованием модели идеального ракетного двигателя, но имеет формат бумажных таблиц. Справочник существенно облегчает необходимые расчёты термогазодинамических свойств продуктов сгорания различных топлив, однако в настоящее время не полностью удовлетворяет потребностям разработчиков по следующим причинам:

- справочник не переиздавался с момента его первого издания (в период с 1971 по 1978 гг. было издано 10 томов), и в последнее время появилось много новых компонентов топлив;

- при использовании справочника в бумажной форме возникает необходимость интерполяции и аппроксимации термогазодинамических свойств, так как их значения представлены лишь в реперных точках;

- невозможно вписать академический справочник в классической бумажной форме в современный процесс безбумажной технологии проектирования ракетных двигателей.

Кроме того, на современном этапе со-

здания ракетных двигателей в связи с повышением требований к точности расчёта термогазодинамических свойств продуктов сгорания всё более актуальным становится учёт неидеальности рабочего процесса. Так, например, в ЖРДМТ эта неидеальность проявляется в неполном выделении химической энергии из-за диффузного характера процессов горения, а также значительной неравномерности эпюры соотношения компонентов на входе (это соотношение обычно характеризуется величиной коэффициента избытка окислителя ($\alpha_{ок}$)). Имеющиеся экспериментальные результаты показывают, что для камер сгорания штатных ЖРДМТ величина $\alpha_{ок}$ может находиться в диапазоне значений от 0,1 до 3,0 (рис. 1, 2) [2]. Поэтому существует потребность в точном и быстром определении необходимых термогазодинамических свойств продуктов сгорания в более широком диапазоне $\alpha_{ок}$, чем в [1], а также с учётом действительной, а не только идеальной температуры продуктов сгорания.

Кроме того, расчёт в более широком диапазоне значений $\alpha_{ок}$ позволяет решать следующие задачи:

- определение характеристик генераторного газа;
- определение термогазодинамических свойств в пристеночном слое камер сгорания и сопел ракетных двигателей.

В настоящее время для определения термодинамических характеристик генераторного газа используются приближённые методы, которые не обеспечивают необходимой точности расчёта. Чтобы повысить точность расчётного определения характеристик генераторного газа, необходимо иметь возможности их численного расчёта в следующих характерных диапазонах:

- для компонентов топлива азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ) $\alpha_{ок}$ находится в диапазоне от 3,5 до 25, поскольку для этого топлива чаще всего используются окислительные газогенераторы;
- для компонентов топлива O_2 и H_2 $\alpha_{ок}$ находится в диапазоне от 0,025 до 0,15, поскольку для этого топлива чаще всего используются восстановительные газогенераторы;
- для компонентов топлива O_2 и керосин $\alpha_{ок}$ в диапазоне от 8 до 30, поскольку для

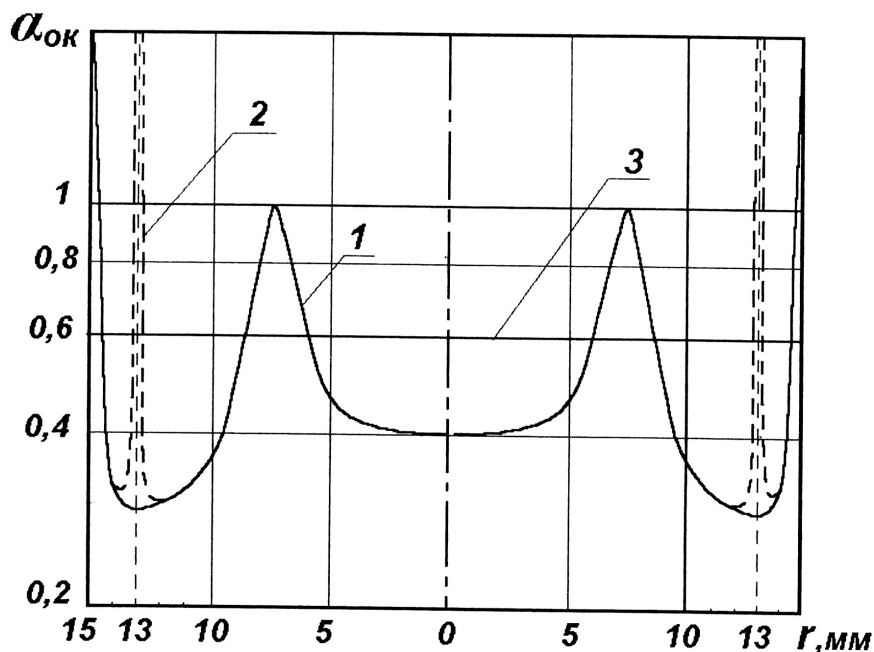


Рис. 1. Экспериментальная эпюра соотношения компонентов на входе в сопло штатного ЖРДМТ тягой 100 Н на компонентах АТ и НДМГ:

1 — эпюра соотношения компонентов; 2 — соотношение компонентов в зоне контакта струй окислителя с продуктами сгорания переходной зоны; 3 — среднее соотношение компонентов на входе в сопло по расходам компонентов

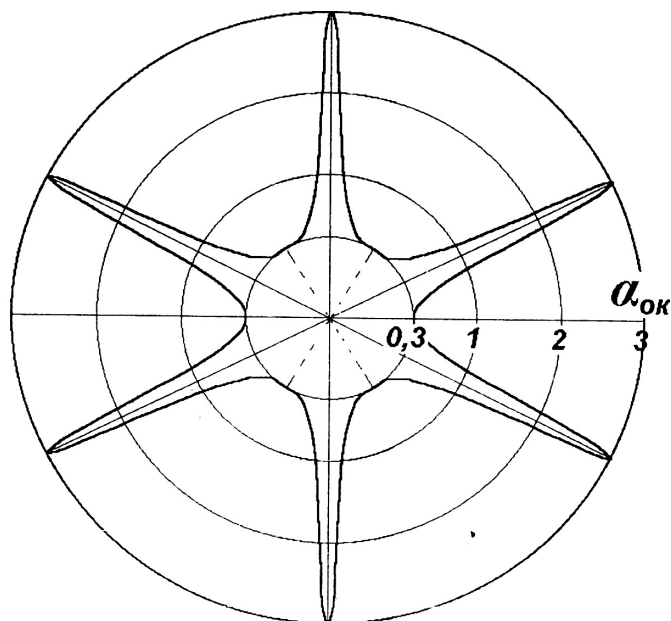


Рис. 2. Эюра соотношения компонентов в зоне взаимодействия струй окислителя с восстановительной переходной зоной для штатного ЖРДМТ тягой 100 Н на компонентах АТ и НДМГ

этого топлива чаще всего используются окислительные газогенераторы.

Кроме того, для ЖРДМТ желательна возможность расчета термогазодинамических свойств при малых $\alpha_{ок}$ в диапазоне от 0,05 до 0,3, что обусловлено возможностью формирования восстановительного пристеночного слоя. И, наконец, в настоящее время существует потребность расчёта термогазодинамических свойств продуктов сгорания ракетных двигателей при больших значениях геометрической степени расширения сопла \bar{F}_a (вплоть до значений \bar{F}_a порядка тысячи), что обусловлено желанием максимально увеличить составляющую удельного импульса в пустоте, которую дает сверхзвуковая часть сопла.

В связи с этим в научно-исследовательском центре космической энергетики (НИЦ КЭ) Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ) при участии автора был разработан электронный справочник (далее е-справочник) по термогазодинамическим свойствам продуктов сгорания топлив ракетных двигателей с учётом неидеальности рабочего процесса.

Идея е-справочника заключается в получении необходимой информации о термогазодинамических свойствах продуктов для

заданных исходных данных с помощью компьютерной модели. При этом точность получаемой с помощью е-справочника информации и форма её представления должна соответствовать фундаментальному справочнику [1].

В основу е-справочника положена физико-математическая модель равновесного состава продуктов сгорания, представляющая собой нелинейную систему $l+m+1$ алгебраических уравнений для химического равновесия продуктов сгорания, дополненная уравнениями для определения констант равновесия химических реакций, а также энтальпии и энтропии индивидуальных веществ, входящих в продукты сгорания [3]:

1) уравнения диссоциации (закона действующих масс) для молекулярных составляющих

$$\ln p_j - \sum_i a_{ij} \ln p_i + \ln K_j = 0, j = 1, 2, 3, \dots, l; \quad (1)$$

2) уравнения сохранения вещества для атомарных составляющих

$$\ln \left[\sum_j a_{ij}(n_j) + n_i \right] - \ln M_T - \ln b_{iT} = 0, \quad i = 1, 2, 3, \dots, m; \quad (2)$$

3) уравнение, выражающее закон Дальтона:

$$\ln \sum_q p_q - \ln p = 0, \quad q = l + m. \quad (3)$$

В системе уравнений (1)...(3):

l – количество молекулярных компонент в составе продуктов сгорания;

m – количество атомарных компонентов в продуктах сгорания;

p – парциальное давление;

p_q – парциальное давление q -го компонента в смеси, $q = 1, 2, \dots, l + m$;

a_{ij} – число атомов i -го химического элемента в компоненте j ;

T – температура;

n_q – число молей q -го компонента в смеси;

M_T – число молей топлива;

K_j – константа равновесия для реакции диссоциации j -го компонента на атомы, определяемая для смеси следующим выражением:

$$\ln K_j = \frac{\sum_i a_{ij} S_i^0 - S_j^0}{R_0} - \frac{\sum_i a_{ij} I_i^0 - I_j^0}{R_0 T}, \quad j = 1, 2, 3, \dots, l;$$

$$b_{iT} = b_{i\bar{a}} + \alpha_{i\bar{e}} \chi^0 b_{i\bar{k}}, \quad i = 1, 2, 3, \dots, m;$$

где R_0 – универсальная газовая постоянная;

S_q^0 – стандартная энтропия компонента q ;

I_q^0 – стандартная энтальпия компонента q ;

b_{iT} – количество атомов i -го химического элемента в условной молекуле топлива;

$b_{i\bar{a}}$ – количество атомов i -го химического элемента в условной молекуле горючего;

$b_{i\bar{e}}$ – количество атомов i -го химического элемента в условной молекуле окислителя;

χ^0 – мольный стехиометрический коэффициент соотношения компонентов.

В ряде случаев, когда в число учитываемых индивидуальных веществ диссоциированной и ионизированной смеси включаются все возможные вещества, для которых имеется необходимая информация (термодинамические функции в нужном диапазоне температур), система может состоять из нескольких десятков уравнений. Сложность и трудо-

ёмкость решения подобных систем уравнений общеизвестна. В настоящее время они обычно решаются на ЭВМ. Одним из наиболее употребительных и удобных методов решения таких систем является метод Ньютона [3].

Для решения системы нелинейных уравнений методом Ньютона каждое из уравнений системы (1)...(3) записывается через начальные значения корней уравнений и поправки к ним и раскладывается в ряд Тэйлора по степени не выше первой. Таким образом, система нелинейных уравнений приводится к системе уравнений, линейных относительно поправок. Решение этой системы линейных уравнений позволяет определить поправки к неизвестным и уточнить значения корней. Затем расчёт повторяется с новыми значениями неизвестных до достижения необходимой точности.

Линеаризованная система уравнений выглядит следующим образом:

$$\Delta_j^{r+1} - \sum_i a_{ij}^r \Delta_i^{r+1} = -\delta_j^r, \quad j = 1, 2, 3, \dots, l, \quad (4)$$

$$\delta_j^r = \ln p_j^r - \sum_i a_{ij}^r \ln p_i^r + \ln K_j^r;$$

$$\sum_j a_{ij}^r p_j^r \Delta_j^{r+1} + p_i^r \Delta_i^{r+1} - B_i^r \Delta_M^{r+1} = -\delta_i^r B_i^r, \quad i = 1, 2, 3, \dots, m, \quad (5)$$

$$B_i^r = \sum_j a_{ij}^r p_j^r + p_i^r,$$

$$\delta_i^r = \ln B_i^r - \ln M_T^r - \ln b_{iT}^r;$$

$$\sum_q p_q^r \Delta_q^{r+1} = -\delta_p^r p_\Sigma^r, \quad q = l + m, \quad (6)$$

$$p_\Sigma^r = \sum_q p_q^r,$$

$$\delta_p^r = \ln p_\Sigma^r - \ln p,$$

где сокращённо обозначены:

$$\Delta_q = \Delta \ln p_q, \quad (7)$$

$$\Delta_M = \Delta \ln M_T. \quad (8)$$

Уточнение неизвестных производится по формулам:

$$\ln p_q^{r+1} = \ln p_q^r + \Delta_q^{r+1}, \quad (9)$$

$$\ln M_T^{r+1} = \ln M_T^r + \Delta_M^{r+1}, \quad (10)$$

где r – номер приближения.

Численное решение системы уравнений (4, 5, 6) позволяет определять химический состав продуктов сгорания при известных значениях давления и температуры рабочего тела, а затем с учётом химического состава определить и все необходимые термодинамические параметры продуктов сгорания.

При определении этих параметров на входе в сопло считаем, что давление в камере сгорания задано, а к указанным выше $l+m+1$ неизвестным добавляется температура продуктов сгорания, что вызывает необходимость использования дополнительного уравнения. В качестве такого уравнения выбрано уравнение сохранения полной энтальпии. С учетом допущения о том, что теплообмен с окружающей средой отсутствует, а скорость рабочего тела в пределах камеры сгорания пренебрежимо мала и принимается равной нулю, это уравнение для единицы массы топлива записывается следующим образом:

$$i_{co} - i_T = 0, \quad (11)$$

где i_{co} - полная энтальпия продуктов сгорания на входе в сопло; i_T - энтальпия топлива.

Применяя метод Ньютона к уравнению (11), получим уравнение

$$\left(\frac{R_0 T}{\mu} \cdot \left(\frac{\partial \ln M_T}{\partial \ln T} \right)_p \right)^r \cdot \Delta \ln p^{r+1} + C_p^r \cdot \Delta T^r = i_T - i_{co}^r(p, T). \quad (12)$$

Для численного решения системы уравнений (4)-(6) и (12) до достижения заданной точности применялась итерационная процедура расчёта, использующая начальное приближение по составу продуктов сгорания и температуре.

Результаты расчёта химического состава и температуры продуктов сгорания в камере сгорания являлись начальным приближением для расчёта течения продуктов сгорания в любом заданном сечении сопла.

Расчёт процесса течения продуктов сгорания начинается с определения равновесного состава продуктов сгорания в минимальном сечении сопла. Для определения заранее неизвестных значений p и T в минимальном сечении используется уравнение сохранения энтропии и уравнение, выражающее условие расширения продуктов сгорания до заданного числа Маха. Эта система дополнительных уравнений является нелинейной, которая с помощью метода Ньютона преобразовывается в линейную систему уравнений относительно поправок к p и T .

После определения параметров продуктов сгорания в минимальном сечении сопла проводится расчёт течения в дозвуковой и сверхзвуковой части сопла.

Так же, как и в минимальном сечении сопла, для определения неизвестных заранее значений p и T при расчёте параметров течения в до- и сверхзвуковых частях сопла необходимо использовать два дополнительных уравнения. Одним из этих уравнений является уравнение сохранения энтропии. Второе уравнение выражает условие расширения продуктов сгорания до заданной геометрической степени расширения сопла либо до заданного давления на срезе сопла.

Изложенная методика расчёта, реализованная в компьютерной форме с использованием языка программирования Fortran, составляет основу созданного е-справочника. Апробация этого справочника проводилась путем сравнения полученных с его помощью результатов расчета термодинамических свойств продуктов сгорания с результатами, приведёнными в фундаментальном справочнике [1], который был принят за эталон.

Для апробации были выбраны наиболее часто используемые топлива, а именно: АТ и НДМГ; кислород и водород; кислород и керосин, - для которых имеются данные в фундаментальном справочнике [1] по термогазодинамическим свойствам продуктов сгорания.

Были приняты одинаковые с [1] условия для расчёта с использованием е-справочника по таким параметрам, как давление в камере сгорания, коэффициент избытка окислителя ($\alpha_{ок} = 0,3...5$), давление на срезе сопла.

Сравнение показало, что отличие в результатах расчета значений термогазодинамических свойств продуктов сгорания с использованием данных [1] не превышает десятых долей процента, что свидетельствует о приемлемой точности данных, получаемых с помощью е-справочника.

В процессе апробации е-справочника были выявлены границы его расчётных возможностей по диапазону значений $\alpha_{ок}$. Ограничения этих возможностей заключались в том, что расчёт термогазодинамических свойств продуктов сгорания за полученными границами определенного диапазона значений $\alpha_{ок}$ становился невозможным из-за по-

тери устойчивости расчёта. Поэтому следующий этап исследований был связан с выяснением причин ограничений из-за потери устойчивости расчёта.

Известно, что численное решение системы нелинейных алгебраических уравнений методом Ньютона очень чувствительно к выбору начальных приближений. В связи с этим было принято решение исследовать зависимость устойчивости численного расчёта от начального приближения. Исследование проводилось по величинам парциальных давлений индивидуальных веществ. В результате исследования получены зависимости этих парциальных давлений от количества итераций для каждого из индивидуальных химических элементов, входящих в состав продуктов сгорания. В качестве примера неустойчивого характера процесса расчёта на рис. 3 показана зависимость парциального давления ОН от номера итерации N , а на рис. 4 представлен график устойчивого расчёта для H_2 для области, в которой электронный справочник позволяет получать значения термогазодинамических свойств продуктов сгорания.

В результате проведённого численного исследования было выявлено, что для некоторых составляющих продуктов сгорания (та-

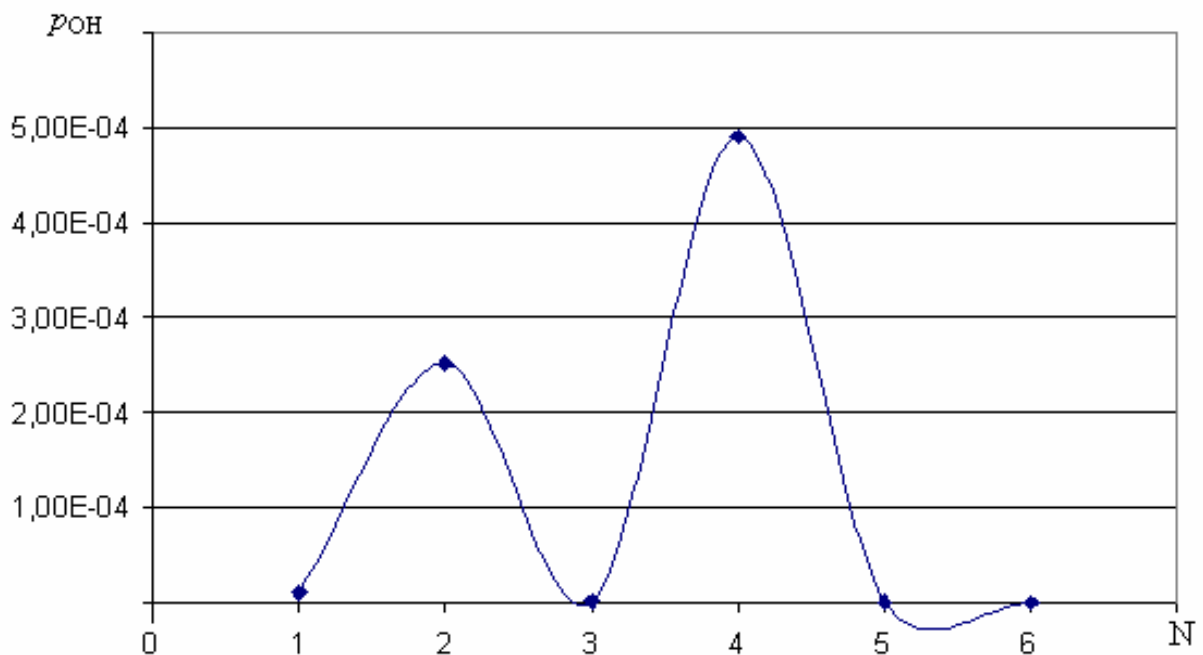


Рис. 3. Процесс потери устойчивости при расчёте парциального давления "ОН"

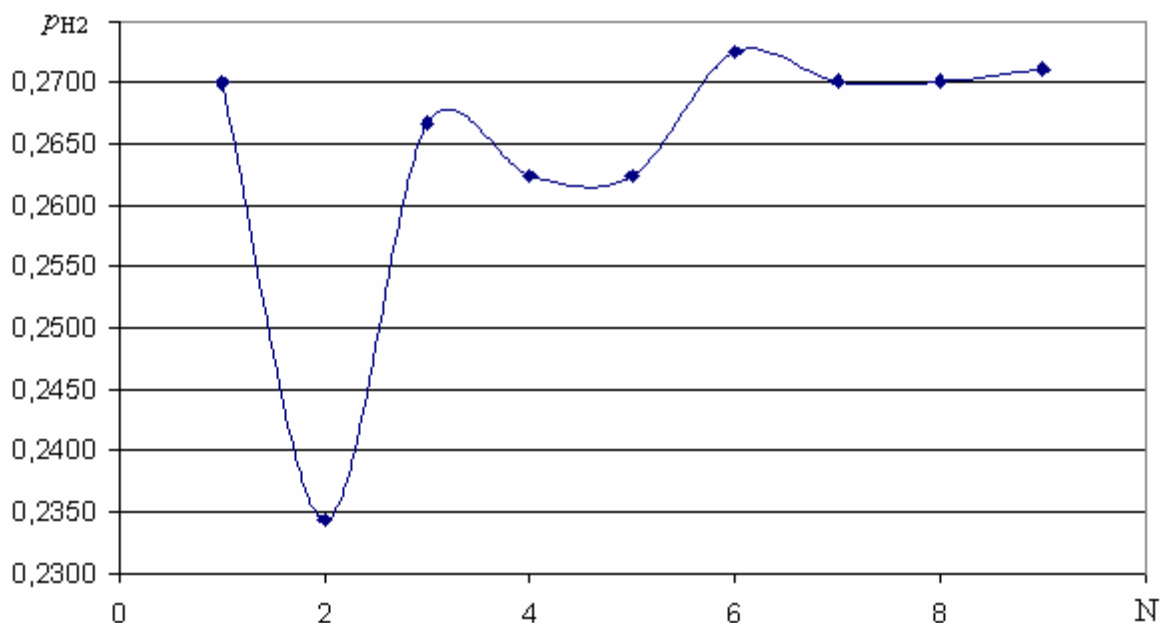


Рис. 4. Процесс устойчивого расчета парциального давления молекулярного водорода

ких как O, H, NO, OH, N₂) начальное приближение формируется с недостаточной точностью. На основе проведенного численного исследования была разработана модель формирования начальных приближений для парциальных давлений индивидуальных веществ. Источником данных для этой модели служат условные химические формулы компонентов топлив. Разработанная модель формирует индивидуальные начальные приближения для каждого из используемых в расчёте топлива.

На рис. 5 в качестве примера представлены зависимости от $\alpha_{ок}$ начального прибли-

жения для парциального давления атомарного кислорода в исходном варианте (кривая 2) и с использованием разработанной модели (кривая 1), а также представлены результаты расчёта с использованием итерационной процедуры (кривая 3).

Использование разработанной модели формирования начального приближения позволило существенно расширить диапазон значений $\alpha_{ок}$, в котором обеспечивается устойчивость расчёта термогазодинамических свойств продуктов сгорания. Границы этого диапазона для ряда топлив представлены в табл. 1. Для сравнения показан диапазон зна-

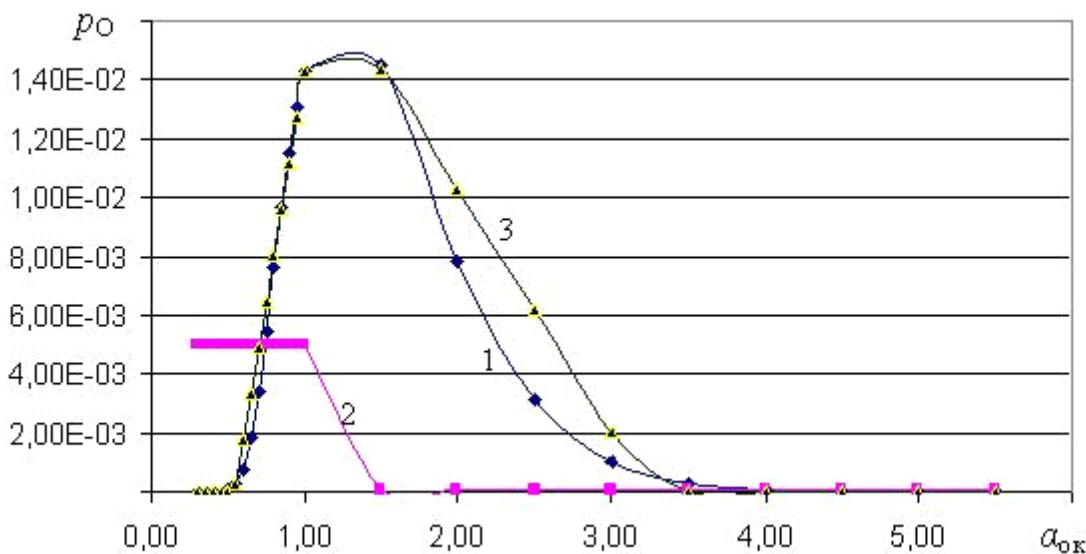


Рис. 5. Зависимость парциального давления атомарного кислорода от $\alpha_{ок}$

Таблица 1

Вид справочника	АТ + НДМГ	O ₂ + H ₂	O ₂ + керосин
Электронный справочник	$\alpha_{ок} = 0,25 \dots 12$	$\alpha_{ок} = 0,065 \dots 22$	$\alpha_{ок} = 0,31 \dots 9,5$
справочник [1]	$\alpha_{ок} = 0,3 \dots 4,0$	$\alpha_{ок} = 0,3 \dots 5,0$	$\alpha_{ок} = 0,4 \dots 5,0$

чений $\alpha_{ок}$, для которых приведены результаты расчёта в фундаментальном справочнике [1]. Сравнение показывает, что разработанный е-справочник позволяет проводить расчеты в более широком по сравнению с [1] диапазоне значений $\alpha_{ок}$.

В табл. 2...9 в области, близкой к стехиометрической, представлены результаты использования е-справочника для топлив, отсутствующих в справочнике [1]. Расчёты были проведены для перспективных применительно к ЖРД компонентам топлива O₂ и метан, а также для перспективного топлива ГТД (воздух и H₂) (в этих таблицах нижние индексы означают: *ос* – вход в сопло; * - минимальное сечение; *а* – срез сопла).

Из представленных табл. 2...9 следует, что е-справочник позволяет получать необходимые данные о термогазодинамических свойствах продуктов сгорания для идеального процесса сгорания компонентов топлив, сведения о которых отсутствуют в фундамен-

тальном справочнике [1]. При этом для топлив, представленных в [1], разработанный е-справочник позволяет рассчитывать термогазодинамические свойства продуктов сгорания в существенно более широком диапазоне значений $\alpha_{ок}$ (табл. 1), включая значения $\alpha_{ок}$, соответствующие рабочим процессам восстановительных и окислительных газогенераторов. И, наконец, разработанный е-справочник позволяет определять параметры термогазодинамических свойств продуктов сгорания не только для идеального, но и для неидеального процесса сгорания компонентов топлив с учетом неравномерности эпюры соотношения компонентов, а также неполного выделения химической энергии из-за диффузного характера процесса горения. Достоверность разработанной методики расчёта обуславливается, во-первых, обеспечением сходимости численного решения с заданным уровнем погрешности во всем диапазоне значений $\alpha_{ок}$, во-вторых, согласо-

Результаты расчётов для топлива O₂ и метан

Таблица 2. Результаты расчета температуры

$\alpha_{ок}$	$T_{ос}$	T_*	T_a
0,7	3196	3028	1138
1,0	3305	3168	1980
1,2	3261	3125	1809

Таблица 4. Результаты расчета удельной замороженной теплоемкости

$\alpha_{ок}$	$C_{pfос}$	C_{pf*}	C_{pfa}
0,7	2,470	2,191	2,023
1,0	2,202	2,191	2,042
1,2	2,075	2,064	1,888

Таблица 3. Результаты расчета молекулярного веса

$\alpha_{ок}$	$\mu_{ос}$	μ_*	μ_a
0,7	19,37	19,60	20,28
1,0	22,52	22,84	26,04
1,2	23,97	24,30	27,23

Таблица 5. Результаты расчета удельной теплоемкости

$\alpha_{ок}$	$C_{pос}$	C_{p*}	C_{pa}
0,7	6,669	5,914	2,307
1,0	9,307	9,288	4,882
1,2	8,296	8,201	2,404

Результаты расчётов для топлива воздух и H₂

Таблица 6. Результаты расчета температуры

$\alpha_{ок}$	$T_{ос}$	T_*	T_a
0,7	2188	1943	431,0
1,0	2371	2146	515,2
1,2	2162	1930	435,2

Таблица 7. Результаты расчета удельной замороженной теплоемкости

$\alpha_{ок}$	C_{pfoc}	C_{pf*}	C_{pfa}
0,7	1,901	1,861	1,421
1,0	1,736	1,709	1,291
1,2	1,639	1,608	1,224

Таблица 8. Результаты расчета молекулярного веса

$\alpha_{ок}$	$\mu_{ос}$	μ_*	μ_a
0,7	21,65	21,66	21,66
1,0	24,45	24,51	24,57
1,2	25,15	25,17	25,17

Таблица 9. Результаты расчета удельной теплоемкости

$\alpha_{ок}$	C_{poc}	C_{p*}	C_{pa}
0,7	1,957	1,878	1,421
1,0	2,152	1,938	1,291
1,2	1,780	1,677	1,224

нием с результатами академического справочника [1] в той области $\alpha_{ок}$, которая представлена в этом справочнике.

Библиографический список

1. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания [Текст] : в 10 т. / под ред. акад. В. П. Глушко. - М. : ВИНТИ АН СССР, 1971-1979. – 10 т.

2. Безменова, Н. В. Численное исследование влияния неравномерности эпюры соотношения компонентов на потери удельного импульса из-за химической неравновесности в соплах ЖРДМТ [Текст] / Н. В. Безменова, С. А. Шустов // Тезисы докладов 3-ей Международной конференции по неравновесным

течениям в соплах и струях. – М., 2000. - С. 40-42.

3. Алемасов, В. Е. Теория ракетных двигателей [Текст] / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегаллин, А. П. Тишин. - М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.

4. Силютин, М. В. Исследование возможности численного моделирования термодинамических свойств продуктов сгорания ЖРДМТ и газогенераторов в расширенном диапазоне $\alpha_{ок}$ [Текст] / М. В. Силютин // Материалы VI международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ-2006). – СПб., 2006. - С. 297-298.

References

1. Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products: in 10 vol. / edited by acad. V. P. Glushko. – Moscow: All-Russian Institute of Scientific and Technical Information of the USSR Academy of Sciences. 1971 – 1979. – 10 vol.

2. Bezmenova, N. V. Numerical analysis of the impact of component proportions profile non-uniformity on specific impulse losses due to chemical non-equilibrium in STLPRE / N. V. Bezmenova, S. A. Shustov // Theses of reports of the 3nd International conference on non-equilibrium flows

in nozzles and jets. – Moscow, 2000. – pp. 40-42.

3. Alemasov, V. Ye. Theory of rocket engines / V. Ye. Alemasov, A. F. Dregalin, A. P. Tishin. – Moscow: Mashinostroyeniye, 1989. – 464 p.

4. Silyutin M. V., Analysis of the possibility of numerical modeling of thermogasodynamic properties of STFPRE and gas generator combustion products in the expanded range $\alpha_{ок}$ / M. V. Silyutin // Materials of the VI international conference on non-equilibrium processes in nozzles and jets (NPNJ-2006), Saint-Petersburg, 2006 – pp. 297-298.

**DEVELOPING AN ELECTRONIC REFERENCE BOOK ON
THERMOGASODYNAMIC PROPERTIES OF ROCKET ENGINE
FUEL COMBUSTION PRODUCTS TAKING INTO ACCOUNT
NON-IDEAL CHARACTER OF THE WORKING PROCESS**

© 2009 M. V. Silyutin

Samara State Aerospace University

The paper shows the expediency of developing an electronic reference book on thermogasodynamic properties of rocket engine combustion products taking into consideration the non-ideal character of the working process. The description of the physico-mathematical model used and the algorithm of numerical solution of the model's equations are given. The results of the approbation of the reference book developed are outlined. Its possibilities as applied to the improvement of the existing small thrust liquid-propellant rocket engines (STLPRE) as well as for developing liquid-propellant rocket engines and gas-turbine engines using promising fuel components are analysed.

Rocket engine, proportions of components, temperature, total pressure, partial pressure, enthalpy, entropy, Newton's method, initial estimate, iteration.

Информация об авторе

Силютин Максим Владимирович, ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет, e-mail: msmac@pisem.net. Область научных интересов: термогазодинамические процессы в жидкостных ракетных двигателях.

Silyutin Maxim Vladimirovitch, assistant of the department of aircraft engine theory, e-mail: msmac@pisem.net. Area of research: thermogasodynamic processes in liquid-propellant rocket engines.