

УДК 536.24.01 + 621.431

АНАЛИЗ СТАЦИОНАРНОГО ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ЖРД МАЛОЙ ТЯГИ С ТОПЛИВОМ ВЫСОКОКОНЦЕНТРИРОВАННАЯ ПЕРЕКИСЬ ВОДОРОДА–КЕРОСИН С УЧЁТОМ ВПРЫСКИВАНИЯ, ИСПАРЕНИЯ И СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ КАПЕЛЬ ТОПЛИВ

© 2014 А. Г. Воробьев¹, И. Н. Боровик¹, С. Ха²¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)²Корейский институт аэрокосмических исследований (KARI),

Тэджон, Республика Корея

В данной статье с помощью численных методов рассматривается и анализируется физико-химическое состояние продуктов реакции в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя тягой 500Н с учётом испарения жидкостных капель топлив (высококонтрированная перекись водорода (96%) - ВПВ и керосин) и их сгорания. Для этого применяется программный комплекс «ANSYS Fluent», являющийся универсальной программой для решения термогидравлических задач.

ЖРД МТ, нестационарный анализ, теплопередача, горение, керосин, перекись водорода.

Введение

Вычислительная гидрогазодинамика и тепломассообмен является подразделом механики сплошных сред, в ней анализируются процессы переноса вещества и энергии путем физико-химических, математических и численных методов. Численный метод на базе уравнений Навье-Стокса [2] по сравнению с традиционными теоретическими анализами даёт более адекватные результаты и является хорошим инструментом для предварительных расчетов характеристик проектных разработок.

Но для проведения численных расчетов требуются большие вычислительные ресурсы, используется сетка с большим количеством элементов и итерационный процесс для решения нелинейных уравнений.

В данной статье с помощью численных методов рассматривается и анализируется физико-химическое состояние продуктов реакции в камере сгорания

двигателя тягой 500Н с учётом испарения жидкостных капель топлив (высококонтрированная перекись водорода (96%) - ВПВ и керосин) и их сгорания [1,3]. Для этого применяется программный комплекс «ANSYS Fluent», являющийся универсальной программой для решения термогидрогазодинамических задач.

Построение сетки

Объектом исследования является ЖРД МТ, разработанный на кафедре «Ракетные двигатели» МАИ (НИУ). Его описание рассмотрено в [1].

Для расчёта исследуемого 6-форсунчатого двигателя построена структурированная сетка 1/6 части двигателя. Единичным элементом сетки является гексаэдр. Общее количество ячеек составляет 176060.

На рис.1 изображена форма расчётной сетки.

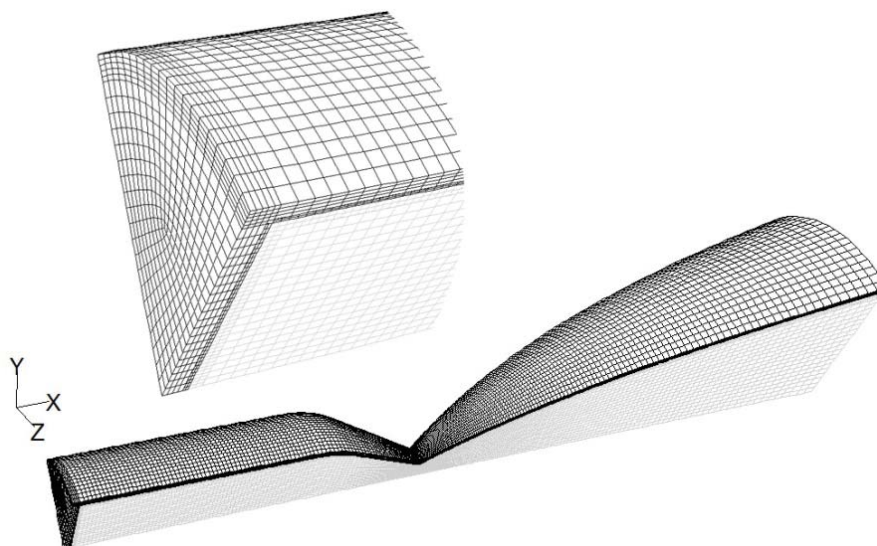


Рис. 1. Расчётная сетка

Модель турбулентности

В данной работе при расчёте используются несколько сложных моделей (например, модели для движения и испарения капель топлив (ВПВ, вода, керо-

син), смешивания испаренных топлив, их сгорания (химическая реакция) и другие).

При расчёте применяется **«реальная k-ε модель турбулентности (realizable k-ε model)»**:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon - Y_M,$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{v \varepsilon}},$$

где k – кинетическая энергия турбулентности, ε – степень турбулентной диссипации, ρ – плотность, u – скорость потока, μ – вязкость, σ – число Прандтля, G_k – кинетическая энергия турбулентности, созданная градиентом скорости потоков, Y_M – колеблющееся расширение в сжимаемой турбулентности к общей скорости диссипации, $C_1 = \max(0,43; \frac{\eta}{\eta+5})$ ($\eta = S * k/\varepsilon$, S – инвариант тензора деформаций), константа $C_2 = 1,9$.

Выбор реальной k-ε модели для данного расчёта обусловлен ожидаемым рециркулирующим потоком у поверхности головки, возникающим за счёт импульса движения впрыскиваемых из центробежных форсунок капель.

Также при применении реальной k-ε модели турбулентности есть возможность

использования функций стенки. Из этих функций выбрана **«стандартная функция стенки (standard wall function)»**, созданная на базе эмпирического результата анализа потоков с большим значением числа Рейнольдса. Такая модель даёт относительно верный результат.

Густота ячеек у стенки может выражаться безразмерным расстоянием от стенки (y^+):

$$y^+ = \frac{u_* y}{\nu},$$

где u_* – скорость сдвига у стенки, y – расстояние до стенки, ν – местная кинетическая вязкость.

При применении стандартной функции стенки безразмерное расстояние от стенки y^+ должно приблизительно заклю-

чаться в диапазоне $30 \div 300$ (желательное значение $y^+ \cong 30$ и нежелательное $y^+ < 12$), что объясняет отсутствие густых ячеек у стенки.

Выбор реальной $k-\epsilon$ модели и стандартной функции стенки в сравнении с другими моделями турбулентности и функциями стенки, несмотря на получаемые менее точные результаты, с практической точки зрения является разумным.

Модель впрыскивания и испарения

Чтобы моделировать сгорание жидкостных капель топлив, можно применять «модель дискретных фаз (discrete phase model)», которая позволяет разным веществам существовать в одном расчётном домене. В модели дискретных фаз рассчитывается траектория частицы с помощью уравнения

$$\frac{du_i^p}{dt} = F_D(u_i - u_i^p) + g_i \frac{(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \frac{F_i}{\rho_p},$$

где $F_D(u_i - u_i^p)$ – сила сопротивления, $g_i (\rho_p - \rho)/\rho_p$ – сила тяжести, F_i/ρ_p – дополнительная сила (градиент давлений, броуновское движение и т.д.).

В данном расчёте сначала впрыскиваются капли керосина, перекиси водорода и воды. Допускается, что струи капель топлив находятся в 30 периферийных точках, их угол распыливания – 100° и скорость впрыскивания – 30 м/с. Каждая

струя состоит из капель 10 различных диаметров.

В ходе гидравлических испытаний смесительной головки была проведена проверка гидродинамических характеристик распыливания капель форсунками при нормальной температуре, в результате чего был получен средний диаметр капель, составивший приблизительно 200 мкм:

$$SMD \propto P_a^{-0,25 \div -0,5}.$$

В исследуемом двигателе давление в камере сгорания составляет 1000 кПа, поэтому средний диаметр капель будет меньше на 32÷56% [2]. Для данного расчета выбирается средний диаметр – от 10 до 70 мкм.

Для распределения диаметров капель в моделировании используется функция Росина-Ламмлера:

$$Y_d = e^{-\left(\frac{d}{\bar{d}}\right)^n},$$

где Y_d – суммарная концентрация (массовая концентрация капель, имеющих диаметр выше d), d – диаметр капель, \bar{d} – средний диаметр капель, n – коэффициент распределения.

Параметры для распределения капель при применении функции Росина-Ламмлера приведены в табл. 1.

Массовые концентрации при изменении диаметров капель показаны на рис. 2, 3.

Таблица 1. Параметры для распределения капель при применении функции Росина-Ламмлера

Индекс	Количество капель в одной струе	Минимальный диаметр (мкм)	Средний диаметр (мкм)	Максимальный диаметр (мкм)	n
D=10	10	1	10	20	3,5
D=30	10	1	30	60	3,5
D=50	10	1	50	100	3,5
D=70	10	1	70	140	3,5

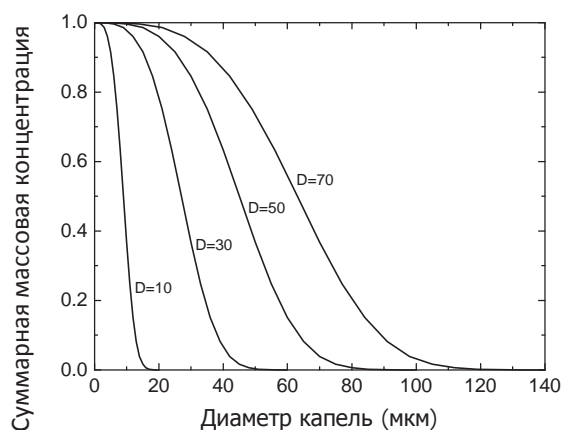


Рис. 2. Зависимость суммарной массовой концентрации от диаметров капель в функции Росина-Ламллера

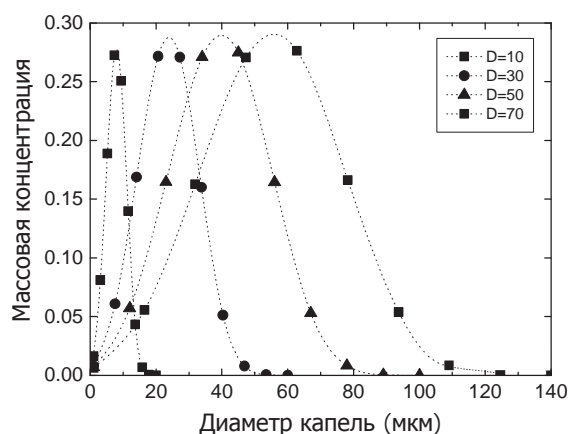


Рис. 3. Зависимость массовой концентрации от диаметра капель в функции Росина-Ламллера

Движение жидкостных капель топлива (направление и скорость) определяется движением потоков продуктов сгорания и аэродинамическим сопротивлением капель. Для расчёта движения капель при допущении круглых капель вводится коэффициент аэродинамического сопротивления:

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{Re} + \frac{a_3}{Re^2},$$

где a_1 , a_2 , a_3 – коэффициенты, рассчитанные функцией числа Рейнольдса [3].

В данном расчёте холодные жидкостные капли впрыскиваются и двигаются в пространстве камеры сгорания. При движении капли нагреваются окружающим газом высокой температуры. При достижении температуры кипения, температура жидкостных капель больше не изменяется, начинается процесс испарения. Испарённые компоненты топлива смешиваются и сгорают.

Модель горения

Для химической реакции сгорания в данном расчёте применяется «**модель рассеивания вихрей (eddy-dissipation model)**» на основе уравнения Магнуссена-Хертагера:

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\epsilon \sum_p Y_p}{k \sum_j v''_{j,r} M_{w,j}},$$

где R – скорость образования продуктов сгорания, M – молекулярная масса, Y – массовая доля веществ, v' , v'' – стехиометрические коэффициенты реагирующего вещества; A , B – эмпирические коэффициенты; k – кинетическая энергия турбулентности; ϵ – скорость турбулентной диссипации.

Из уравнения видно, что скорость образования продуктов сгорания прямо пропорциональна скорости диссипации и обратно пропорциональна кинетической энергии турбулентности:

$$R_{i,r} \propto \frac{\epsilon}{k}.$$

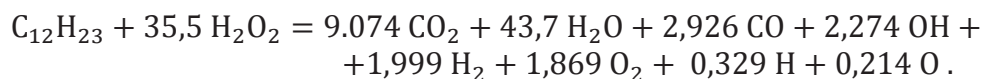
Применение такой модели допускает зависимость скорости глобальной реакции от турбулентности потоков. Промежуточные реакции не рассчитываются. В практическом смысле такое допущение является полезным для рассматриваемой задачи по следующим причинам:

– при высокой температуре (примерно выше 1000 К) химическая реакция происходит очень быстро в сравнении со скоростью впрыска, испарения и смешения горючего и окислителя, другими словами, можно допускать, что химическая реакция зависит от качества перемешивания топлива;

– при расчёте достаточно нескольких уравнений глобальных химических реак-

ций, расчёт сложных уравнений Аррениуса можно не производить.

Для определения скоростей горения используют программный комплекс «СЕА» при стехиометрическом соотношении горючего и окислителя:



Траектория впрыскиваемых капель

Согласно табл. 2, содержащей данные по массам испарённых топлив в камере сгорания и выходном устройстве в зависимости от средних диаметров капель, установлено, что в исследуемом расчётном диапазоне керосин испаряется почти полностью в камере сгорания.

Перекись водорода и вода испаряются относительно хуже, что объясняется более высокими удельной теплоёмкостью и скрытой теплотой парообразования по сравнению с керосином (табл. 3). В выходном устройстве капли испаряются относительно мало, так как вследствие адиабатического расширения скорость

потоков очень высока, что сокращает время пребывания их в сопле. При этом капли в сопле находятся в ядре потока, передвигаясь по продольной оси. Поэтому при больших диаметрах капель появляется вероятность неполного испарения и уноса из сопла большого количества перекиси водорода и воды.

На рис. 4, 6, 8, 10 показаны траектории пути капель, а на рис. 5, 7, 9, 11 – изменения диаметров капель по продольной оси. Приведённые рисунки являются подтверждениями того, что в камере сгорания скорость испарения керосина быстрее, чем скорость испарения перекиси водорода и воды, а также того, что капли меньшего диаметра испаряются быстрее.

Таблица 2. Массовый расход неиспарённых компонентов топлива по сечениям камеры сгорания и сопла

Состав топлива	Средний диаметр капель	Испарённые в камере сгорания (до критического сечения)		Испарённые в сопле (после критического сечения)		Не испарённые до конца	
		кг/с	%	кг/с	%	кг/с	%
$C_{12}H_{23}$	D=10	0,003 333	100,00	0,000 000	0,00	0,000 000	0,00
H_2O_2		0,024 000	100,00	0 000 000	0,00	0,000 000	0,00
H_2O		0,001 000	100,00	0,000 000	0,00	0,000 000	0,00
$C_{12}H_{23}$	D=30	0,003 333	100,00	0,000 000	0,00	0,000 000	0,00
H_2O_2		0,023 521	98,01	0,000 095	0,39	0,000 384	1,60
H_2O		0,000 979	97,85	0,000 004	0,36	0,000 018	1,78
$C_{12}H_{23}$	D=50	0,003 332	99,97	0,000 000	0,01	0,000 001	0,02
H_2O_2		0,020 075	83,64	0,000 410	1,71	0,003 515	14,65
H_2O		0,000 848	84,83	0,000 014	1,38	0,000 138	13,79
$C_{12}H_{23}$	D=70	0,003 287	98,61	0,000 012	0,37	0,000 034	1,02
H_2O_2		0,015 455	64,40	0,000 567	2,36	0,007 977	33,24
H_2O		0,000 666	66,56	0,000 019	1,91	0,000 315	31,52

Таблица 3. Свойства топлив в жидком состоянии, используемые в моделировании

Свойства		$C_{12}H_{23}$	H_2O_2	H_2O
Плотность	кг/м ³	780	1460	998
Удельная теплоёмкость	Дж/кгК	2090	2619	4182
Теплопроводность	Вт/мК	0,149	0,5712	0,6
Скрытая теплота	Дж/кг	226 000	1 260 000	2 263 073
Температура испарения	К	341	284	284
Температура кипения	К	477	423	373

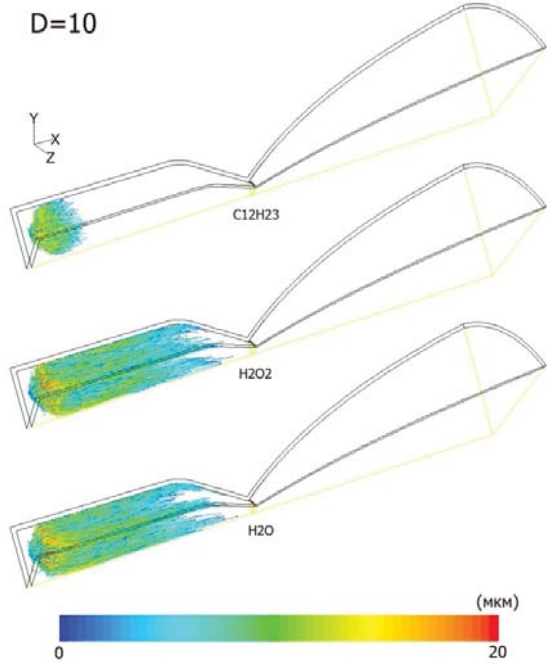


Рис. 4. Траектория пути капель ($D=10$)

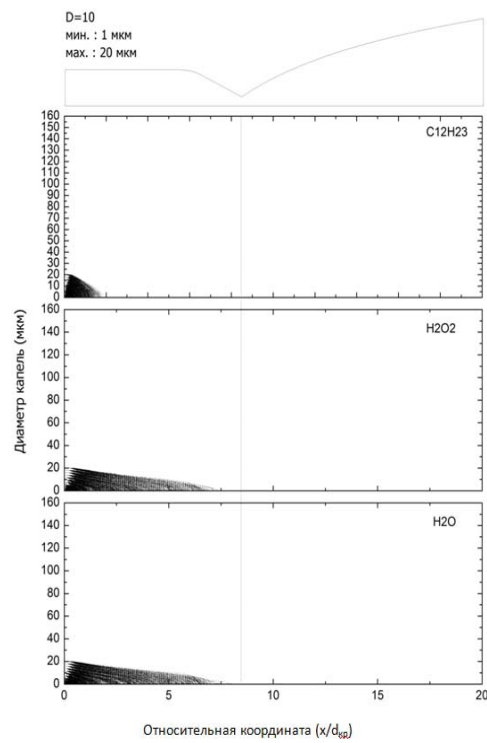


Рис. 5. Изменение диаметров капель по продольной оси ($D=10$)

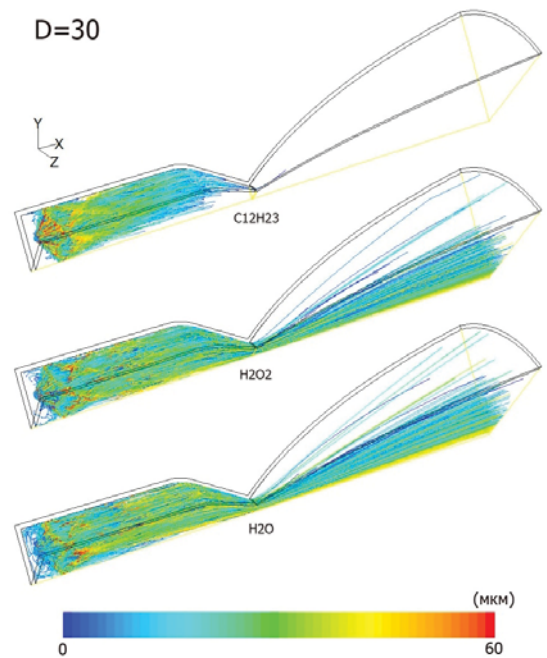


Рис. 6. Траектория пути капель ($D=30$)

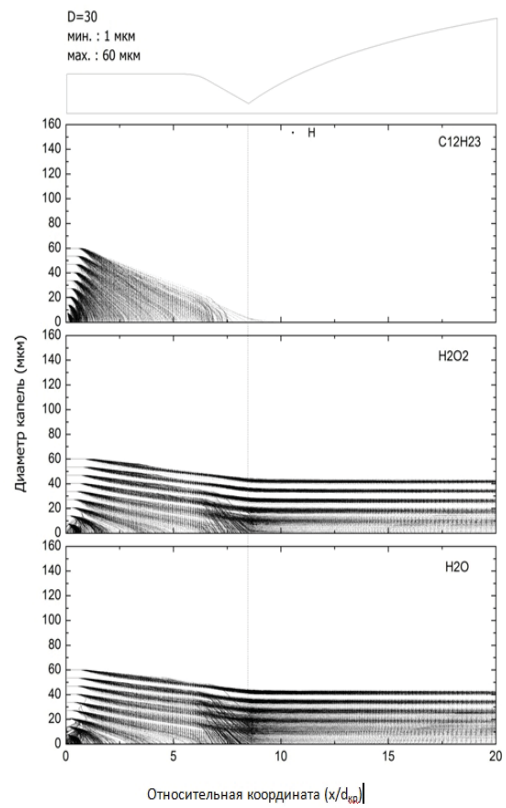


Рис. 7. Изменение диаметров капель по продольной оси ($D=30$)

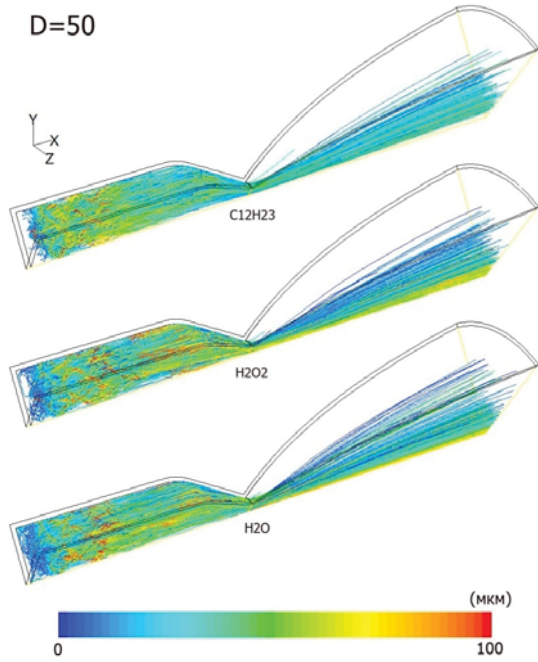


Рис. 8. Траектория пути капель ($D=50$)

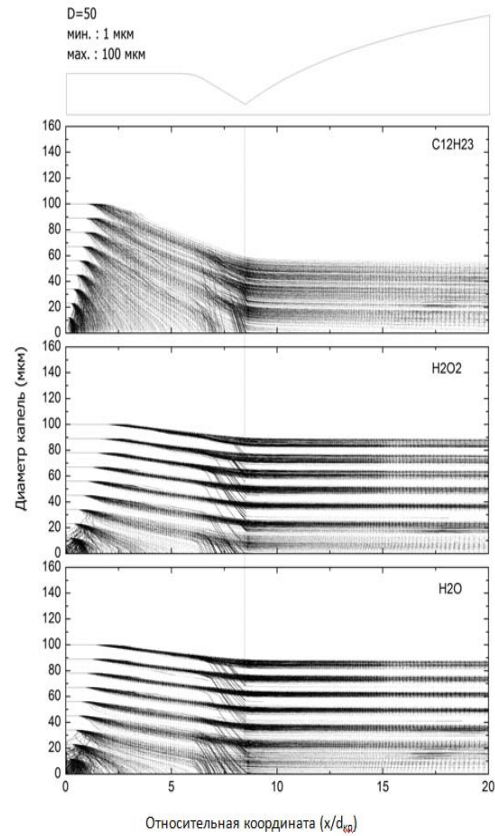


Рис. 9. Изменение диаметров капель по продольной оси ($D=50$)

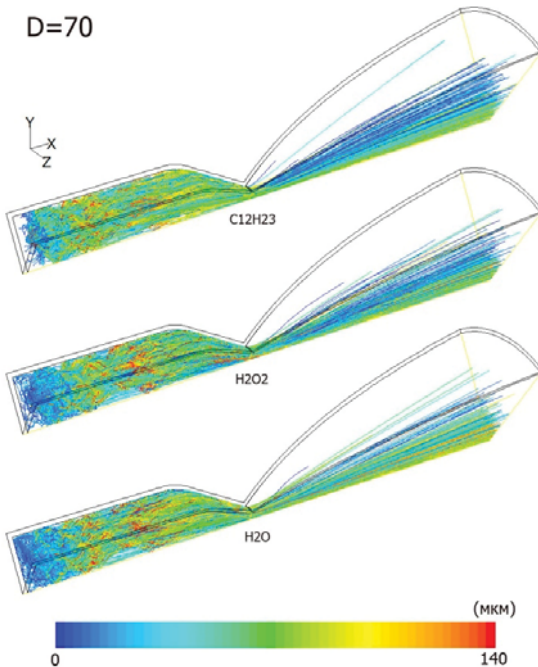


Рис. 10. Траектория пути капель ($D=70$)

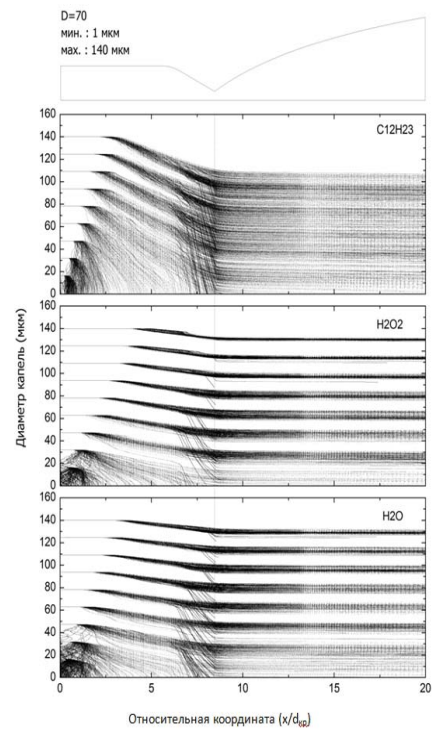


Рис. 11. Изменение диаметров капель по продольной оси ($D=70$)

Массовые концентрации молекул

Для оценки эффективности испарения, смешения и горения топлив проанализированы массовые концентрации керосина (рис. 12, 13), перекиси водорода (рис. 14, 15), углекислого газа (рис. 16, 17) и температура по продольному и поперечному сечению (рис. 18, 19).

Капли диаметром менее 30 мкм до критического сечения испаряются практически полностью, но испарённое горючее и окислитель успевают смешаться не полностью, небольшое количество испарённых компонентов уходит из камеры сгорания. Степень турбулентности в ка-

мере сгорания считается очень высокой, однако скорость по продольной оси намного больше скорости по поперечной оси, вследствие чего поток в ракетном двигателе представлен как ламинарный.

При диаметре каплей 30 мкм в камере сгорания образуется более равномерное поле температуры, поскольку капли большого диаметра имеют большую силу инерции и передвигаются дальше, а также легче перемещаются аэродинамическим сопротивлением.

При среднем диаметре каплей более 30 мкм большое количество топлива не испаряется и уносится из камеры сгорания и сопла.

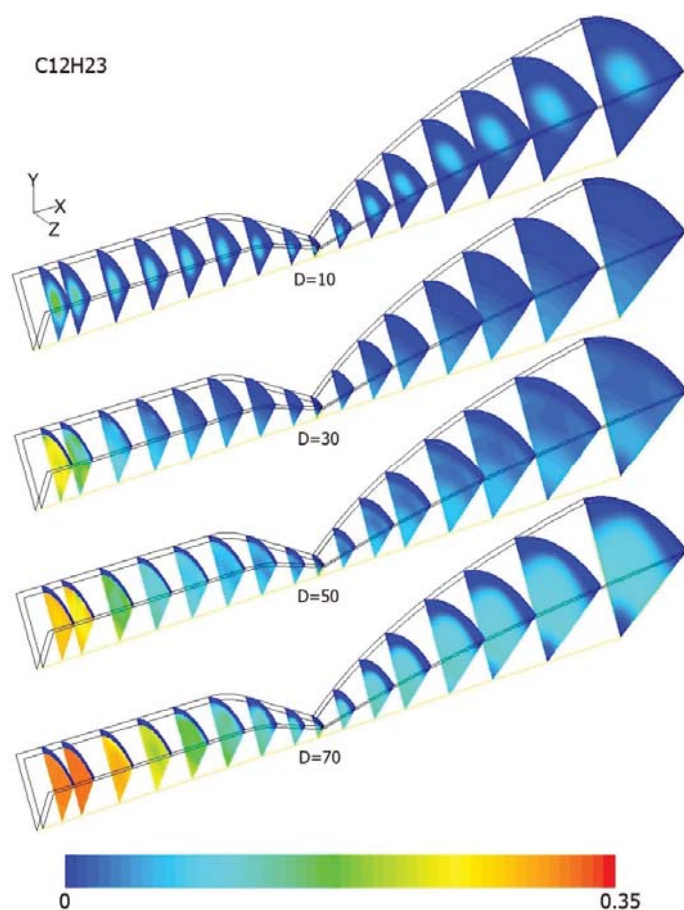


Рис. 12. Массовая концентрация керосина по поперечному сечению

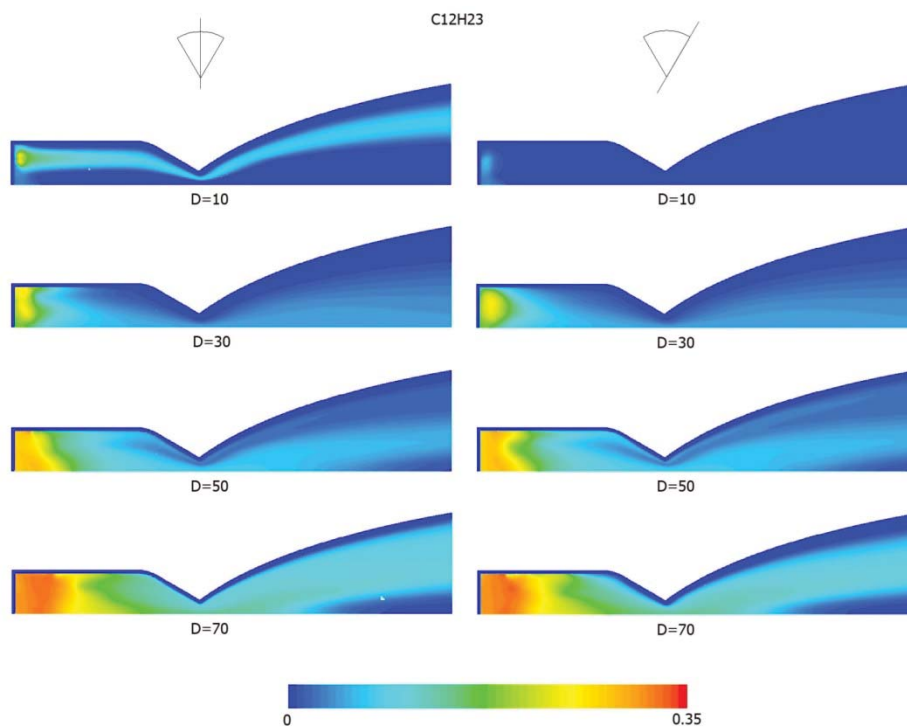


Рис. 13. Массовая концентрация керосина по продольному сечению

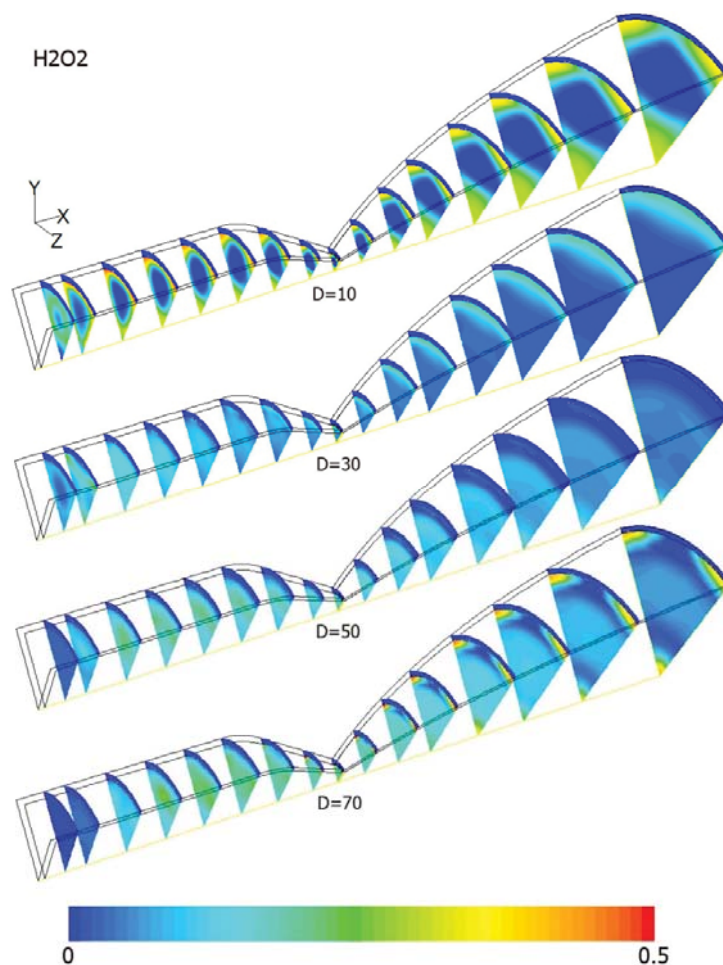


Рис. 14. Массовая концентрация перекиси водорода по поперечному сечению

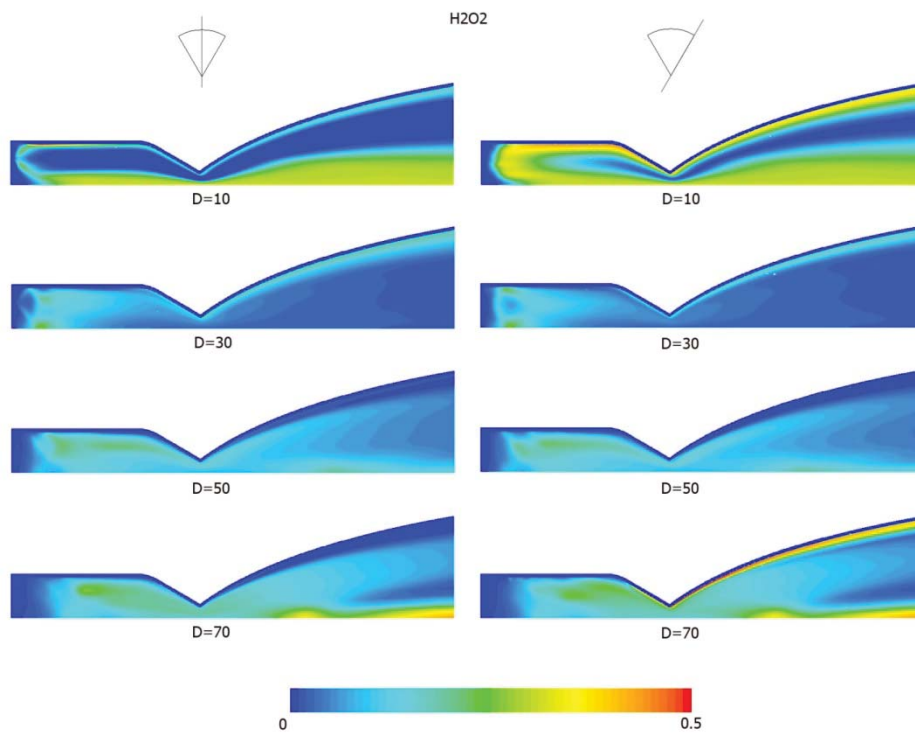


Рис. 15. Массовая концентрация перекиси водорода по продольному сечению

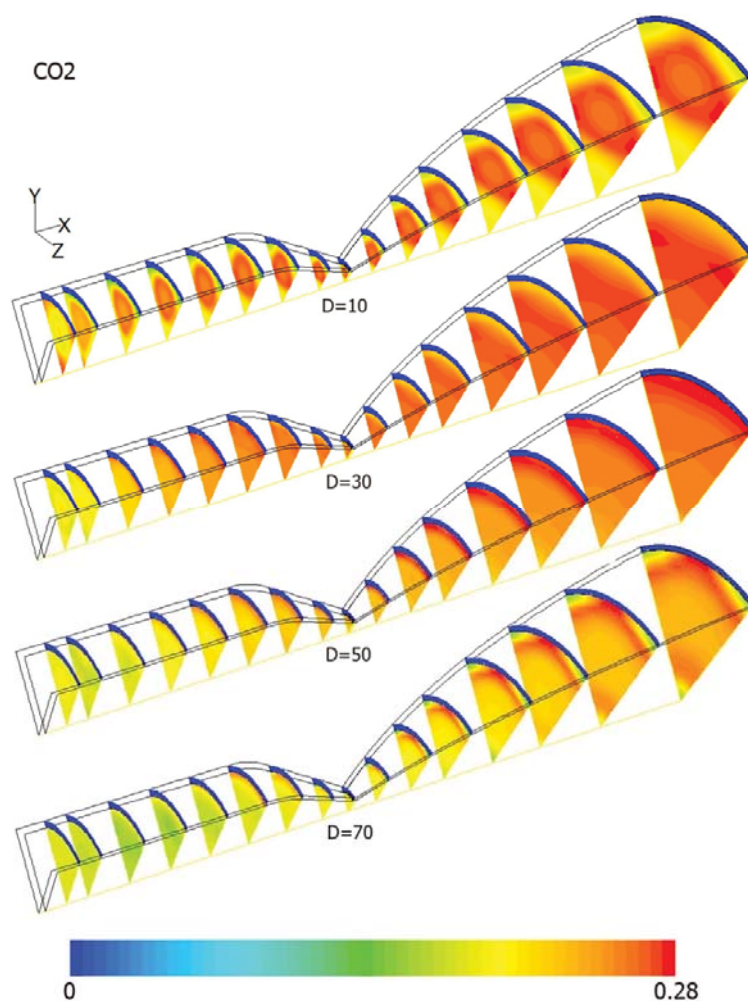


Рис. 16. Массовая концентрация углекислого газа по поперечному сечению

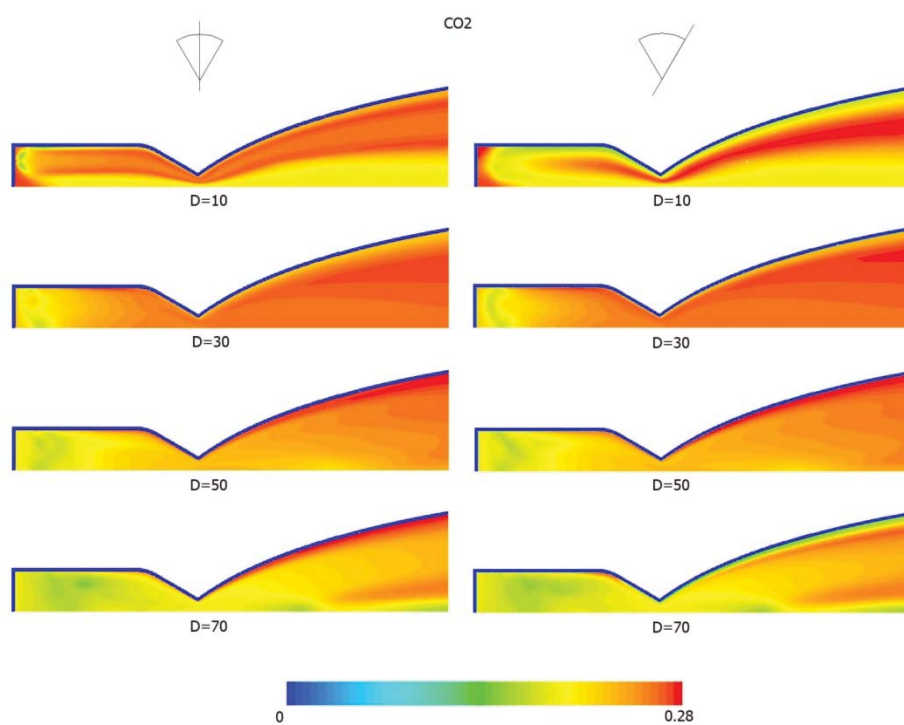


Рис. 17. Массовая концентрация углекислого газа по продольному сечению

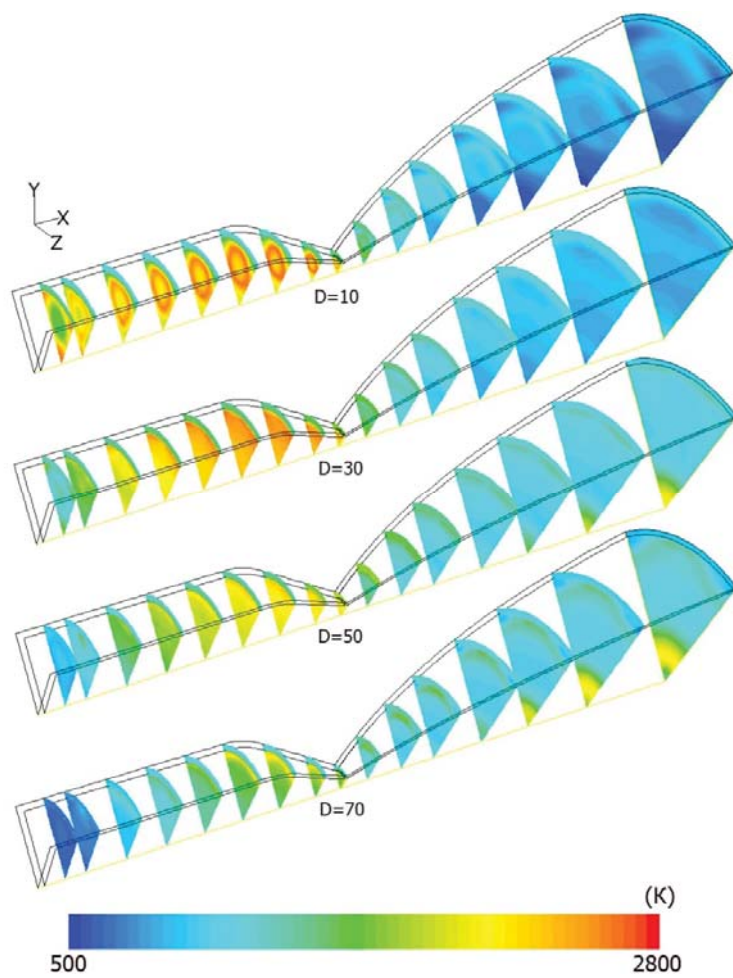


Рис. 18. Температура по поперечному сечению

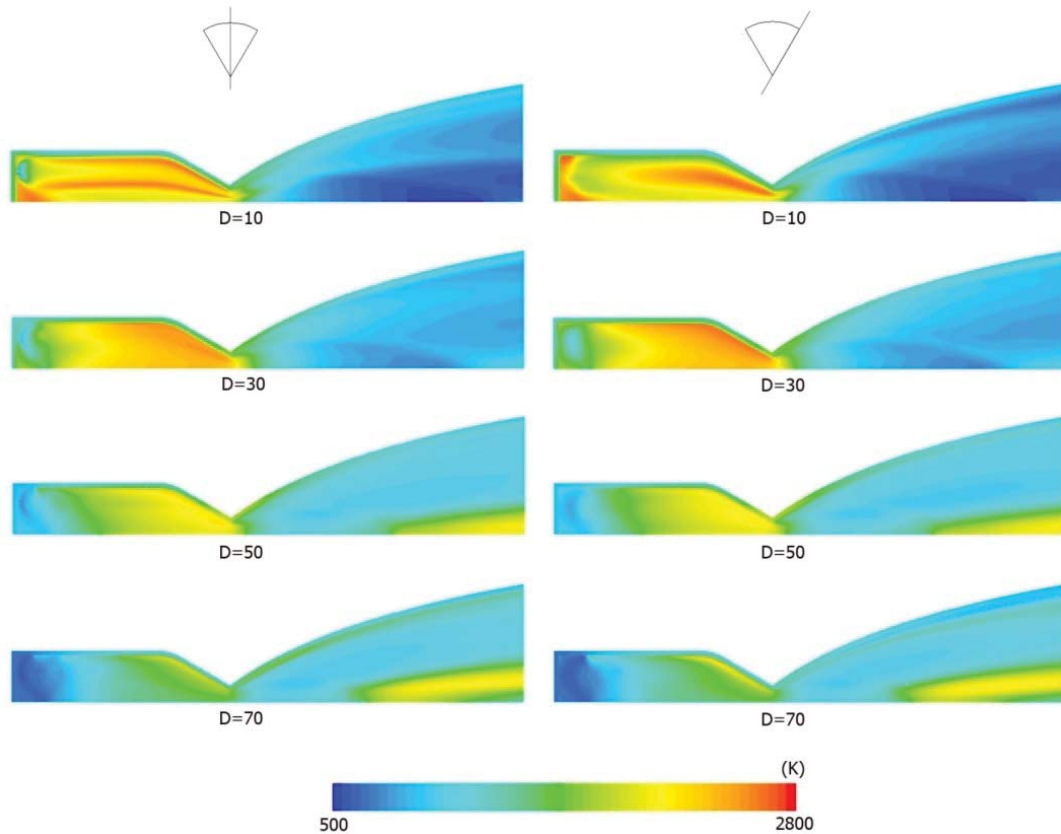


Рис. 19. Температура по продольному сечению

Температуры внешней поверхности стенки

На рис. 20 показана температура внешней поверхности стенки для различных средних диаметров капель при коэффициенте теплоотдачи $h = 25 \text{ Дж/с м}^2\text{К}$ и коэффициенте излучения $\epsilon_{\text{ст}} = 0,75$.

При задании наименьшего диаметра капли ($D=10$) можно столкнуться с отрицательным воздействием мелких капель на работоспособность ЖРД МТ, а именно: возникает вероятность нагрева огневого днища головки, поскольку в обратном то-

ке рядом с ней легко происходит горение, что может привести к прогару стенки огневого днища из-за недостаточного охлаждения.

Давление в камере сгорания и тяга

Как видно на рис.21, 22, при среднем диаметре капель 30 мкм создаются максимальные давление и тяга. Тяга рассчитывается по следующему выражению:

$$P_x = [\sum_i^n (\dot{m} v_x)_i]_{\text{топливо}} + [\sum_i^{\theta} \sum_j^R ((p_x - p_a) F_x)_{i,j}]_{\text{головка}} + [\sum_i^{\theta} \sum_j^L ((p_x - p_a) F_x)_{i,j}]_{\text{стенка}}.$$

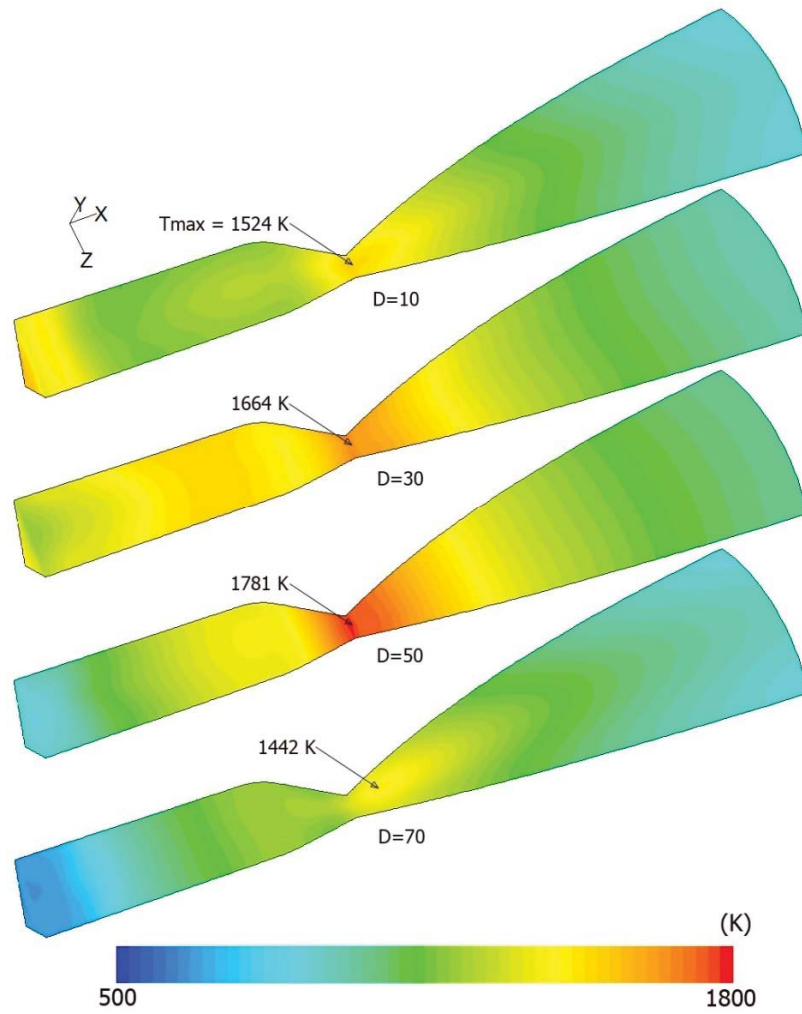


Рис. 20. Температура внешней поверхности стенки

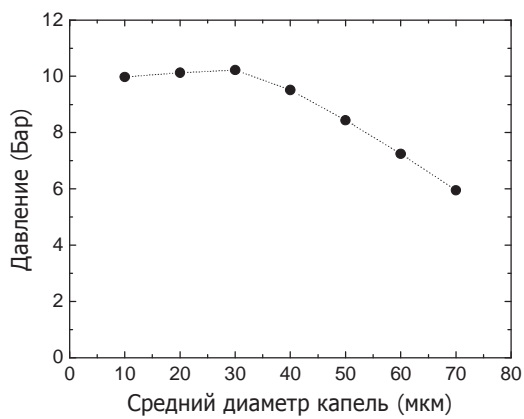


Рис. 21. Давление в камере сгорания

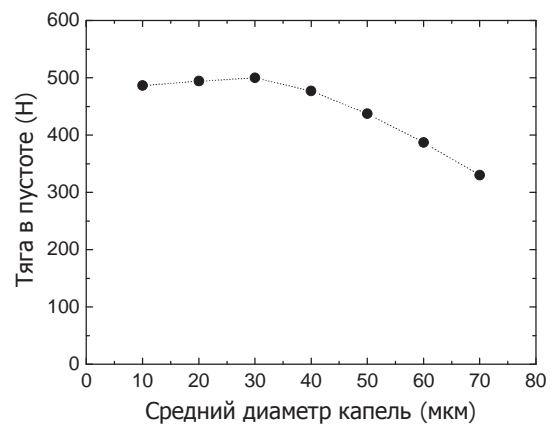


Рис. 22. Тяга в пустоте

Выводы

Проанализировано стационарное тепловое состояние двигателя с тягой 500 Н на топливе ВПВ-керосин с учётом впрыска, испарения жидкостных капель топлив и их сгорания. Для расчёта применялся программный комплекс «ANSYS Fluent».

При изменении средних диаметров капель от 10 до 70 мкм при горении в камере сгорания керосин почти полностью испаряется, но перекись водорода и вода испаряются относительно хуже из-за их большой удельной теплоёмкости и скрытой теплоты испарения. Поэтому при среднем диаметре капель более 30 мкм часть топлива вылетает из сопла несгоревшей, что существенно снижает удельный импульс ЖРД МТ.

В данном расчёте, при среднем диаметре капель 30 мкм, в камере сгорания получается более равномерное поле температур, благодаря этому получены максимальное давление в камере сгорания и максимальная тяга.

Применение форсунок, обеспечивающих распыливание со средним диаметром капель менее 30 мкм, требует детального анализа теплового состояния стенки огневого днища смесительной головки. Это необходимо из-за горения компонентов топлива в непосредственной близости от огневого днища и вероятного недостаточного охлаждения стенки потоком компонентов, текущих по распределяющим каналам смесительной головки к форсункам.

Библиографический список

1. Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С. Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги, работающего на перекиси водорода и керосине // Вестн. СибГАУ им. М.Ф. Решетнева. 2011. №4 (37). С. 121-126.
2. Основы теории и расчета ЖРД / Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. и др. М.: Высшая школа, 1993.
3. Козлов А.А., Абашев В. М. Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги. М.: МАИ, 2003.
4. [Fluent Documentation <http://www.engres.odu.edu/Applications/fluent6.2/help/index.htm>].

Информация об авторах

Воробьев Алексей Геннадиевич, кандидат технических наук, доцент, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: formula1_av@mail.ru. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели.

Боровик Игорь Николаевич, кандидат технических наук, доцент, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет).

E-mail: borra2000@mail.ru. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели.

Ха Сон-уп, старший инженер-исследователь, исследовательская группа современных ракетных двигателей, Корейский институт аэрокосмических исследований, Республика Корея. E-mail: mars_hadius@hotmail.com. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели.

ANALYSIS OF NONSTATIONARY THERMAL STATE OF A LOW-THRUST LIQUID ROCKET ENGINE TAKING INTO ACCOUNT INJECTION, EVAPORATION AND COMBUSTION OF LIQUID FUEL DROPLETS

© 2014 A. G. Vorobiev¹, I. N. Borovik¹, Song-Up Ha²

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

²KARI - Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, South Korea

The physico-chemical state of reaction products in the combustion chamber of a liquid rocket engine of 500N thrust with account for the evaporation of liquid fuel droplets (highly concentrated hydrogen peroxide (96%) - and kerosene) and their combustion is discussed and analyzed in the paper on the basis of numerical methods. The software system “ANSYS Fluent” which is a universal program for the solution of thermo-hydraulic problems is used for the purpose.

Low-thrust liquid rocket engine, nonstationary thermal state, heat transfer, combustion, kerosene, hydrogen peroxide.

References

1. Vorobiev A.G., Borovik I.N., Ha S. Developing LRE of low thrust using propellants: strong hydrogen peroxide with kerosene // Vestnik SibGAU im. M.F. Reshetneva. 2011, No. 4 (37). P. 121-126. (In Russ.)
2. Vasiliev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obelnitsky A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ja. Osnovy teorii i rascheta ZhRD [Foundations of liquid-propellant engine design theory]. Moscow: Vysshaja Shkola Publ., 1993.
3. Kozlov A.A., Abashev V.M. Raschet i proektirovanie zhidkostnogo raketnogo dvigatelja maloj tjagi [Calculation and design of a low-thrust liquid-propellant engine]. Moscow: MAI Publ., 2003.
4. [Fluent Documentation <http://www.engres.odu.edu/Applications/fluent6.2/help/index.htm>]

About the authors

Vorobiev Alexey Gennadyevich, Associate Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Candidate of Science (Engineering). E-mail: formula1_av@mail.ru. Area of research: liquid rocket engines.

Borovik Igor Nikolayevich, Associate Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Candidate of

Science (Engineering). E-mail: bor-ra2000@mail.ru. Area of research: liquid rocket engines.

Song-Up Ha, Senior Research Engineer, Advanced Rocket Research Team, KARI - Korea Aerospace Research Institute. E-mail: mars_hadius@hotmail.com. Area of research: liquid rocket engines.