

УДК 621.44.533.697

В. М. ЛАПОТКО, Ю. П. КУХТИН, А. В. ЕЛАНСКИЙ

ГП «Ивченко-Прогресс», Украина

## МОДЕЛЬ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА В ДВУХКОНТУРНОМ СПВРД

При построении модели газодинамического процесса в двухконтурном Сверхзвуковом Прямоточном Воздушно-Реактивном Двигателе (СПВРД) исходили из эйлеровой формы представления осесимметричного закрученного течения газа. Течение рассматривалось в цилиндрической системе координат. Трехкомпонентная среда состояла из «чистого» воздуха, газообразного топлива и «чистых» продуктов сгорания. При моделировании реакции горения топлива происходило исчезновение газообразного топлива и «чистого» воздуха с образованием продуктов сгорания и с выделением тепла. Теплофизические свойства среды являлись функцией температуры и состава среды. В интегральной форме представлены уравнения, описывающие течение среды. Моделирование явлений теплообмена осуществлялось с использованием современной модели турбулентности. При построении численного алгоритма, расчетная область была разделена на несколько подобластей, что позволило провести эффективное распараллеливание вычислительного алгоритма. Широко представлены результаты расчетов локальных и интегральных параметров экспериментальной модели двигателя.

**Ключевые слова:** двухконтурный СПВРД, численное моделирование, процесс горения топлива, трехкомпонентная среда.

## Введение

В последнее время стала особенно актуальной задача создания высокоэкономичного транспортного средства, основной задачей которого являлась бы доставка на околоземную орбиту полезного груза. Существует мнение, что в диапазоне высот от 20 до 30 километров и соответственно в диапазоне скоростей от 2,5 до 6,5 чисел Маха экономически выгодно использовать Сверхзвуковой Прямоточный Воздушно-Реактивный Двигатель (СПВРД).

Авторы представленной работы считают целесообразным на ранней стадии проектирования такого двигателя создать целостную математическую модель газодинамического процесса этого двигателя, посредством которой можно было бы провести оценку работоспособности конкретной схемы двигателя в рабочем диапазоне высот и скоростей полета. Полагалось также, что среди известных схем та-

ких двигателей основной конкурентоспособной схемой является двухконтурная схема с дозвуковой камерой сгорания 1-го контура и сверхзвуковой камерой сгорания 2-го контура (рис. 1) [1].

Разработанная модель должна включать в себя достаточно широкие возможности по моделированию:

- сложную внутреннюю геометрию;
- до-, транс-, и сверхзвуковые высокотемпературные течения трехкомпонентной среды, как внутри, так и с наружи двигателя;
- подвод и сгорание топлива различного состава и химических свойств.

Основной вопрос, на который должна отвечать такая модель, есть вопрос термодинамической эффективности двигателя, показателем которого является располагаемая тяга двигателя.

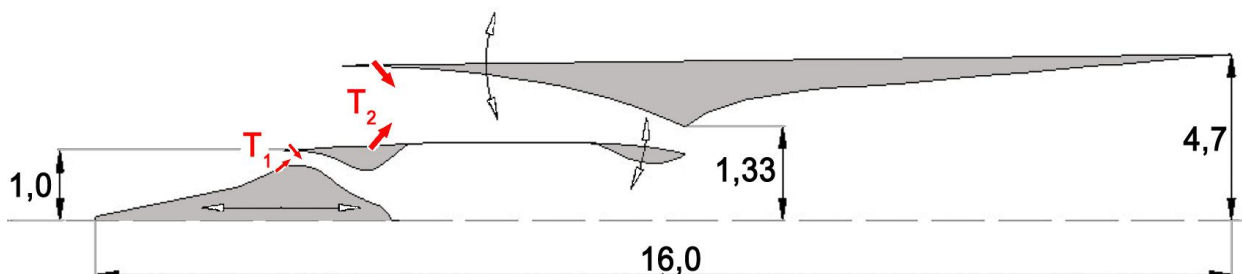


Рис. 1. Схема двухконтурного СПВРД

### 1. Обозначения

$x, r, \varphi$  - компоненты цилиндрической системы координат;

$A, V$  - площадь поверхности и объем пространства, соответственно;

$\bar{n}_x, \bar{n}_r$  - проекции на координатное направление единичных нормалей к поверхности;

$P, \rho, T$  - давление, плотность и температура, соответственно;

$O, Q$  - массовая доля «чистого» воздуха и массовая доля газообразного топлива в суммарной смеси трехкомпонентного газа, соответственно;

$W_x, W_r, W_\varphi$  - компоненты скорости в цилиндрической системе координат;

$W_n$  - нормальная составляющая скорости движения среды;

$K_T$  - энергия пульсационного движения;

$\varepsilon$  - диссипация энергии пульсационного движения;

$k$  - показатель адиабаты;

$t$  - время;

$M$  - число Маха;

$H$  - высота полета;

$G$  - расход среды;

$P_a, T_a$  - давление и температура на свободной границе;

$\alpha$  - коэффициент избытка воздуха;

$L_0$  - коэффициент стехиометрического сгорания;

$Q_H$  - низшая теплотворная способность топлива;

$\bar{C}, \bar{H}, \bar{S}, \bar{O}$  - относительный состав топлива по углероду, водороду, сере и кислороду соответственно;

$R_B, R_G$  - газовая постоянная «чистого» воздуха и газовая постоянная смеси «чистых» продуктов сгорания с газообразным топливом, соответственно;

$C_{VB}, C_{VB}$  - теплоемкость среды при постоянном объеме соответственно «чистого» воздуха и смеси «чистых» продуктов сгорания с газообразным топливом;

$\varepsilon_Q$  - объемный источник тепла, имитирующий выделение тепла при сгорании топлива;

$\delta_Q, \delta_O$  - объемные стоки массы, имитирующие, соответственно, выгорание топлива и «чистого» воздуха;

$dx_T/dt$  - скорость выгорания топлива;

$\mu$  - коэффициент динамической вязкости;

$N_{loc}$  - располагаемая тяга двигателя.

### 2. Описание модели

При построении целостной газодинамической модели двухконтурного СПВРД использованы результаты некоторых работ, которые были выполнены специалистами Харьковского авиационного института и ГП «Ивченко-Прогресс» [2, 3].

Основное содержание модели состоит в следующем.

Нестационарное движение газа в СПВРД представляется двумерным, осесимметричным течением среды, которое может быть хорошо описано в цилиндрической системе координат ( $x, r, \varphi$ ). Среда полагалась трехкомпонентной, состоящей из «чистого» воздуха, газообразного топлива и «чистых» продуктов сгорания.

В двумерный поток среды введены нестационарные объемные источники (стоки) массы и энергии. Стоки массы имитируют в зонах горения процессы выгорания «чистого» воздуха и газообразного топлива. Источники энергии имитируют выделение тепла при сгорании топлива.

В представленной модели не учитывались масса и количество движения топлива при его впрыске топливными форсунками. Предполагалось, что в указанных зонах подвода топлива отсутствовали продукты сгорания топлива. Так что для этих зон смешения характерно выполнение соотношений вида:

$$\begin{aligned} Q + O &= 1, \\ \frac{O}{Q} &= \alpha L_0. \end{aligned} \quad (1)$$

Нестационарное движение трехкомпонентной среды с объемными источниками и стоками массы и энергии, моделирующими процесс выгорания топлива, описывалось в Эйлеровом представлении системой уравнений (2).

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho dV &= - \int_{A(t)} \rho W_n dA, \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho O dV &= - \int_{A(t)} \rho O W_n dA - \int_{A(t)} \delta_O dA, \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho Q dV &= - \int_{A(t)} \rho Q W_n dA - \int_{A(t)} \delta_Q dA, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho W_x dV &= - \int_{A(t)} \rho W_x W_n dA - \int_{A(t)} P \bar{n}_x dA, \\
\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho W_r dV &= - \int_{A(t)} \rho W_r W_n dA - \int_{A(t)} P \bar{n}_r dA + \int_{V(t)} \rho \frac{W_\varphi^2}{r} dV, \\
\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho (W_\varphi r) dV &= - \int_{A(t)} \rho (W_\varphi r) W_n dA, \\
\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho \left( C_V T + \frac{W^2}{2} \right) dV &= - \int_{A(t)} \rho \left( C_V T + \frac{P}{\rho} + \frac{W^2}{2} \right) W_n dA + \int_{V(t)} \varepsilon_Q dV.
\end{aligned} \tag{2}$$

Рассматриваемая трехкомпонентная среда имела переменные теплофизические свойства. Эти свойства определялись составом и температурой среды. Так что система уравнений (2) должна быть дополнена связями:

$$\begin{aligned}
C_V &= C_{VB}O + C_{VG}(1-O), \\
R &= R_B O + R_G(1-O), \\
P &= \rho RT, \quad k = R/C_V + 1.
\end{aligned} \tag{3}$$

В этих соотношениях  $C_{VB}=C_{VB}(T)$ ,  $C_{VG}=C_{VG}(T)$ . Для их аппроксимации были использованы экспериментальные данные [4]. Константы  $R_B$  и  $R_G$  определялись по составу воздуха и по составу смеси газобразного топлива и продуктов сгорания.

Интенсивности стоков, имитирующих поглощение топлива и «чистого» воздуха при сгорании топлива определялись по соотношениям вида:

$$\begin{aligned}
\delta_Q &= -\rho Q \frac{dx_T}{dt}, \\
\delta_O &= -L_O \rho Q \frac{dx_T}{dt}.
\end{aligned} \tag{4}$$

В этих соотношениях скорость выгорания топлива  $dx_T/dt$  заимствовалась из экспериментальных данных [5].

Интенсивность источника энергии, имитирующего выделение тепла при сгорании топлива, определялось по закону Кирхгофа:

$$\varepsilon_Q = (Q_H + C_{VR} T L_0 - C_{VG} T (1 - L_0)) \rho Q \frac{dx_T}{dt}. \tag{5}$$

При моделировании процесса выгорания топлива учитывалось наличие достаточного количества как топлива, так и «чистого» воздуха. Процесс выгорания топлива прекращался, если массовая доля топлива или массовая доля «чистого» воздуха меньше некоторой, заранее заданной минимальной величины.

В представленной модели явления тепломассообмена, обусловленные физической вязкостью и турбулентным движением среды, воспроизводились потоками массы, импульса и энергии [6]. Исходная система уравнений (2) в этом случае дополнялась

двумя уравнениями, являющимися аналогом уравнений, лежащих в основе известной  $k_T$ - $\varepsilon$  модели турбулентности. При этом в правых частях всех уравнений законов сохранения (2) появлялись дополнительные источники (стоковые) члены, воспроизводящие явления тепломассообмена. Физическая же вязкость определялась в каждой точке расчетной области из закона Сатерленда [7, стр. 310]:

$$\begin{aligned}
\mu &= \mu_* \left( \frac{T}{T_*} \right)^{1.5} \frac{T_* + S_0}{T + S_0}, \\
\mu_* &= 1,68 \cdot 10^{-5} \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}, \quad T_* = 273^\circ\text{К}, \quad S_0 = 110^\circ\text{К}.
\end{aligned} \tag{6}$$

### 3. Исходные данные

В качестве примера представлены результаты расчета сопряженного поля течения во внутренней и внешней части пространства гипотетического экспериментального двигателя (см. рис. 1). Режим работы двигателя соответствовал  $M=4,5$ ;  $H=26$  км.

Все величины приводились к безразмерному виду. Эталонном длины был выбран радиус кромки входного устройства внутреннего контура двигателя. В качестве эталонов давления и температуры принимались соответственно значения  $P_a$ ,  $T_a$  на свободной границе. Эталонном скорости служила изотермическая скорость звука  $\sqrt{RT_a}$ . В расчет закладывались параметры реактивного топлива Т-6:  $\bar{C}=0,865$ ;  $\bar{H}=0,135$ ;  $\bar{S}=0,0$ ;  $\bar{O}=0,0$ ;  $L_0=14,6$ ;  $Q_H=10246,5$  ккал/кг. Коэффициент избытка воздуха для первого и второго контура составлял  $\alpha_1=1,0$ ;  $\alpha_2=1,0$ .

### 4. Результаты расчетов

В качестве метода решения описанной системы уравнений был использован метод С. К. Годунова. При построении алгоритма расчета был использован зональный подход. Расчетная область была разделена на подобласти. Это дало возможность использовать многопроцессорную вычислительную систему

и тем самым сделать весьма эффективными расчетные работы.

Используемый метод расчета, основанный на методе установления, позволяет проводить исследования нестационарных газодинамических процессов, которые могут развиваться в расчетной области при изменении геометрических элементов системы управления двигателем, изменения величины впрыска топлива и его характеристик.

На рис. 2 представлена структура расчетной сетки.

Представленные результаты расчета получены после установления параметров для указанного режима ( $M=4,5$ ;  $H=26$  км).

Расчет характеризуется полями различных параметров, см. рис. 3-9, а также некоторыми весьма важными интегральными параметрами.

Расход газа через первый контур 59,24 кг.

Расход газа через второй контур 235,87 кг.

Внутренняя тяга двигателя, полученная по разности выходного и входного импульсов, составила 7549,1 кг.

Располагаемая тяга двигателя, полученная, как и внутренняя тяга, за вычетом внешнего сопротивления мотогондолы двигателя, составила 7372,4 кг.

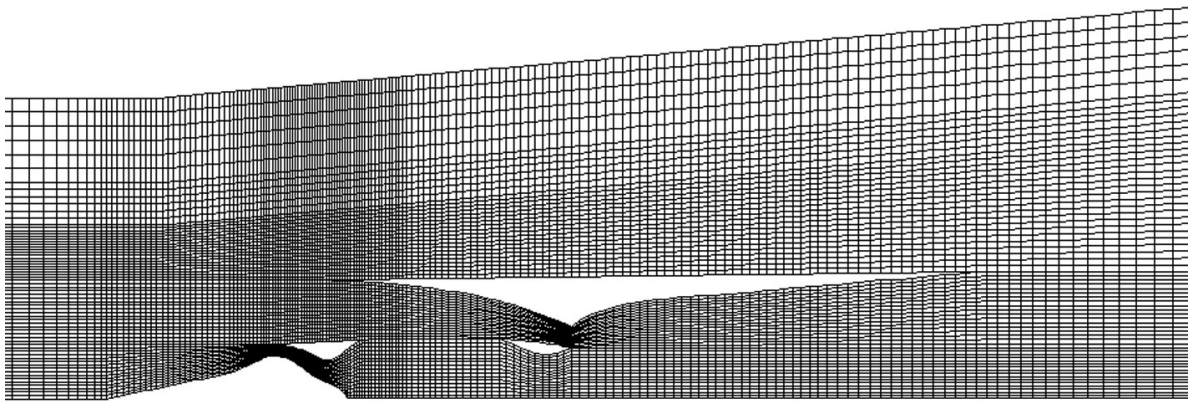


Рис. 2. Расчетная сетка(200x40 элементов)

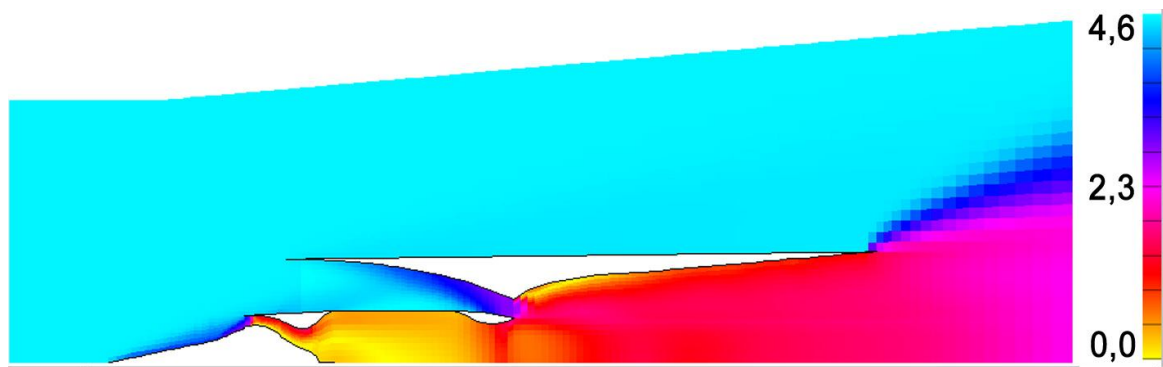


Рис. 3. Распределение скорости М

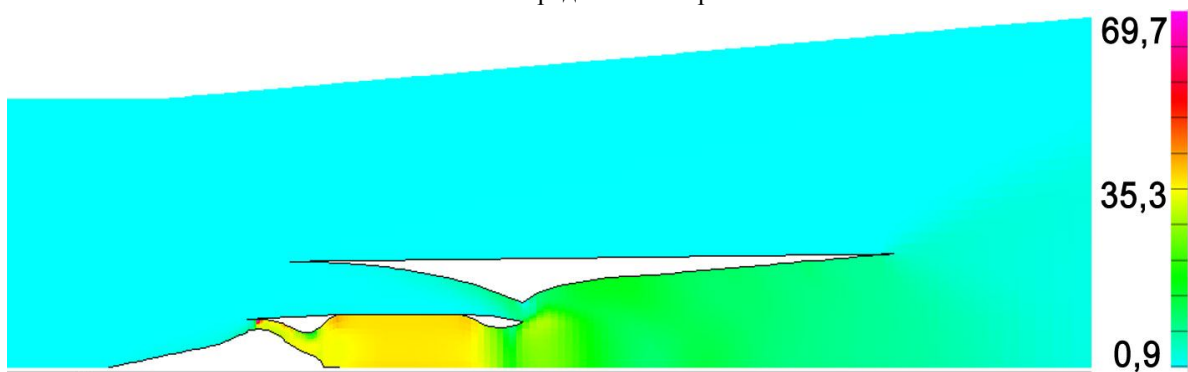


Рис. 4. Распределение статического давления

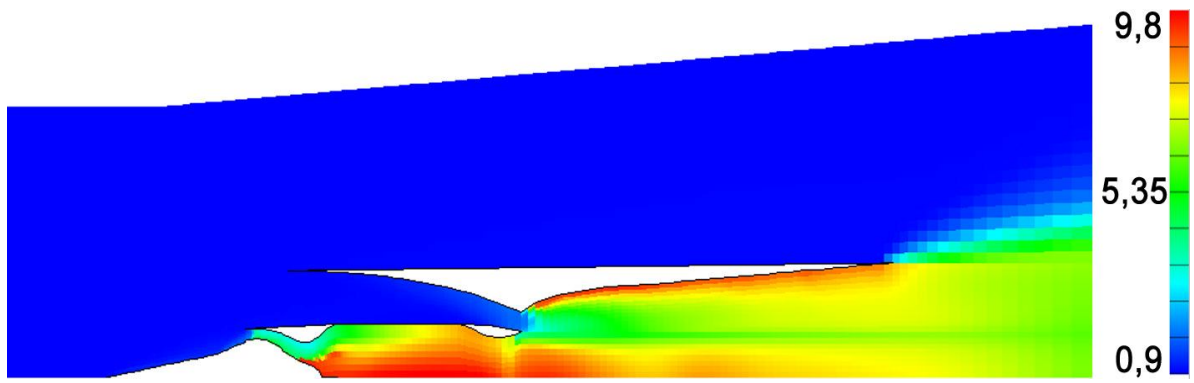


Рис. 5. Распределение статической температуры

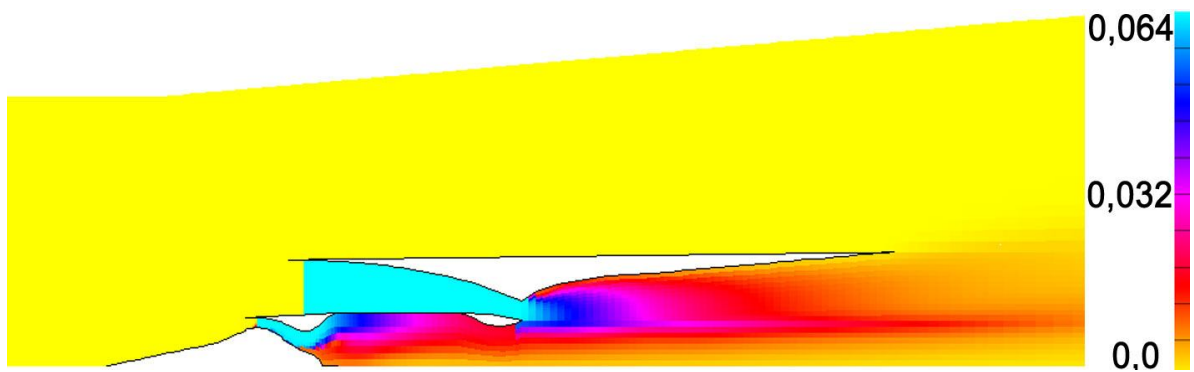


Рис. 6. Распределение концентрации газообразного топлива

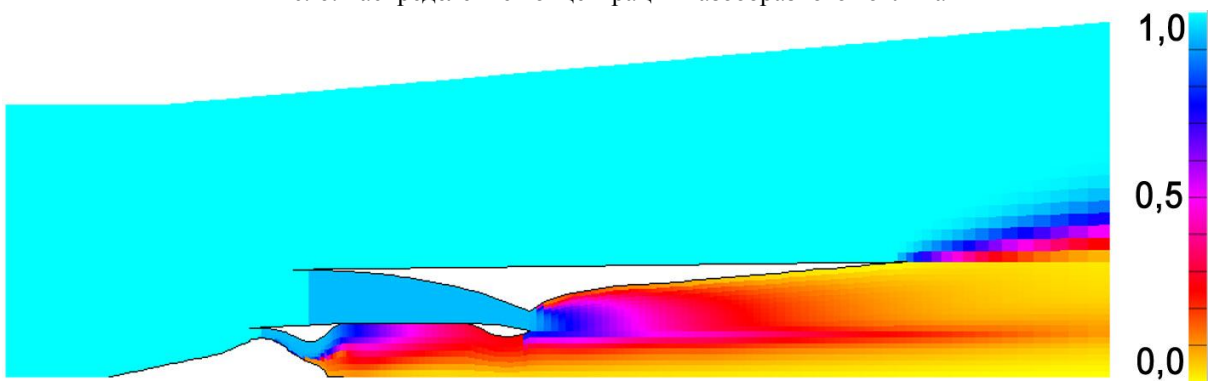


Рис. 7. Распределение концентрации «чистого» воздуха

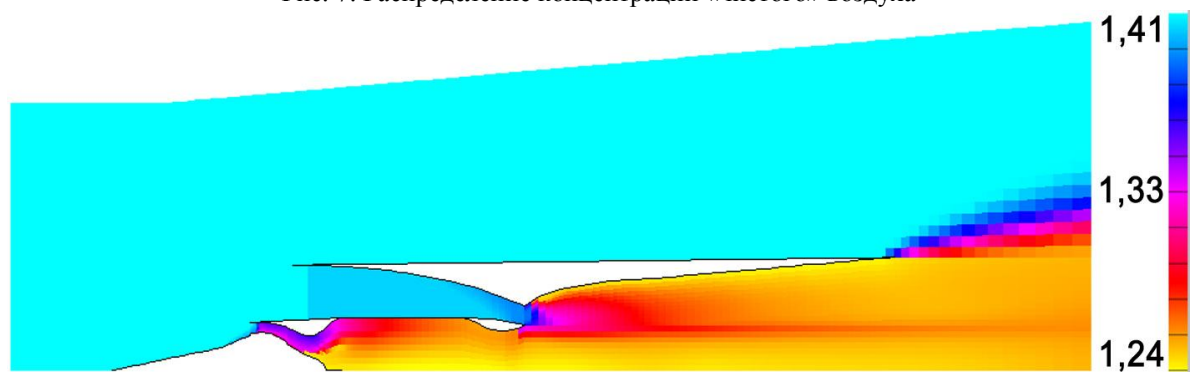


Рис. 8. Распределение значений показателя адиабаты  $k$

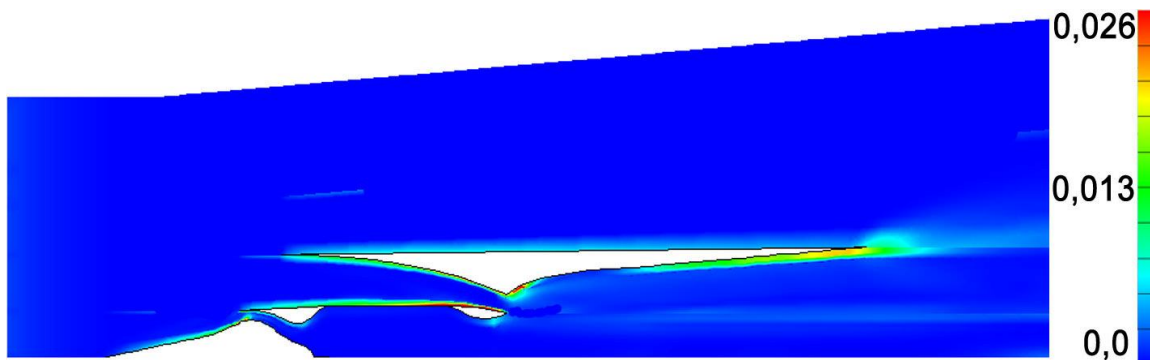


Рис. 9. Распределение энергии пульсационного движения ( $k_T \cdot 1000$ )

## 5. Проблема верификации

Безусловно, такая проблема может быть решена постановкой дорогостоящего натурного эксперимента. Однако справедливость разработанного метода подтверждает то, что в основу предложенной модели положена выполнимость законов сохранения. Такой подход был неоднократно апробирован на других задачах, например [2, 3, 8].

## Заключение

Несмотря на окончательно не решенную проблему верификации модели, предложенный метод может быть с успехом использован для оценки работоспособности двухконтурных прямооточных двигателей, на ранних стадиях их исследований.

## Литература

1. Jianguo, Tan. *Freejet Experimental Investigation on Performance of Dual-Combustion Ramjet [Text]* / Tan Jianguo, Wang Yi // *Journal of Propulsion and Power*. – 2015. – Vol. 31, No. 1. – P. 478-482
2. Зацеркляный, Н. М. *Модель газодинамического процесса в пульсирующем воздушно-реактивном двигателе [Текст]* / Н. М. Зацеркляный, В. М. Лапотко, Д. А. Муништуков // *Самолетостроение. Техника воздушного флота : сб. науч. тр. Харьковского авиационного института*. – Вып. 50. – Х., 1983. – С. 37-44.
3. Муништуков, Д. А. *Модель газодинамического процесса в пульсирующем воздушно-реактивном двигателе [Текст]* / Д. А. Муништуков, В. М. Лапотко, Ю. П. Кухтин // *Прогресс-Качество-Технология : материалы третьего конгресса двигателестроителей Украины*. – Х. : ХАИ, 1998. – С. 146-148.
4. Зубарев, В. Н. *Теплофизические свойства технически важных газов при высоких температурах и давлениях [Текст] : справочник* / В. Н. Зубарев. – М. : Энергоатомиздат, 1989. – 232 с.

5. Ваншейдт, В. А. *Дизели [Текст] : справочник* / В. А. Ваншейдт. – М. : Машиностроение, 1964. – 559 с.

6. Лапотко, В. М. *Модель и метод расчета турбулентных течений вязкого теплопроводного газа [Текст]* / В. М. Лапотко, Ю. П. Кухтин // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – № 6 (41). – С. 65-68.

7. Шлихтинг, Г. *Теория пограничного слоя [Текст]* / Г. Шлихтинг. – М. : Наука, 1974. – 711 с.

8. Лапотко, В. М. *Сопряженная газодинамическая модель второго контура и наружной части мотогондолы ТРДД [Текст]* / В. М. Лапотко, Ю. П. Кухтин, Г. И. Слынько // *Вестник двигателестроения*. – 2014. – №2. – С. 60–65.

## References

1. Jianguo, Tan., Yi, Wang. *Freejet Experimental Investigation on Performance of Dual-Combustion Ramjet. Journal of Propulsion and Power*, 2015, vol. 31, no. 1, pp. 478-482.
2. Zacerkljanyj, N. M., Lapotko, V. M., Munshutukov, D. A. *Model' gazodinamicheskogo protsessa v pul'siruyushchem vozdušno-reaktivnom dvigatele [The model of gasdynamic process in pulsejet engine]. Tehnika vozdušhnogo flota : sb. nauch. tr. – Aerospace Engineering. Air fleet technics. Proc. Sci. Conf. Kharkov*, 1983, vol. 50, pp. 37-44.
3. Munshtukov, D. A., Lapotko, V. M., Kухтин, J. P. *Model' gazodinamicheskogo protsessa v tsilindre porshneвого, dvukhtaktnого dvigatele [The model of gasdynamic process in the cylinder of two-cycle piston engine]. Progress-Kachestvo-Tehnologija : materialy tret'ego kongressa dvigatelestroitelej Ukrainy – Progress-quality-technology. Proc. 3<sup>th</sup> congress of propulsion engineering. Kharkov*, 1998, pp. 146-148.
4. Zubarev, V. N. *Teplofizicheskie svojstva tehničeski vazhnyh gazov pri vysokih temperaturah i davlenijah: spravochnik [Heat-transfer properties of the technically important sorts of gases under conditions of high temperatures and pressures]. Moscow, Energoatomizdat Publ.*, 1989, 232 p.
5. Vanshejdt, V. A. *Dizeli [The diesel engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ.*, 1964. 559 p.

6. Lapotko, V. M., Kuhtin, J. P. Model' i metod rascheta turbulentnyh techenij vjazkogo teploprovodnogo gaza [The model and method of analysis of viscous heat-conducting gas turbulent flow]. *Aviacionno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2003, no. 6 (41), pp. 65-68.

7. Shlihting, G. *Teorija pogranichnogo sloja [The theory of boundary layer]*. Moscow, Nauka Publ., 1974. 711 p.

8. Lapotko, V. M., Kuhtin, J. P., Slyn'ko, G. I. Soprazhennaja gazodinamicheskaja model' vtorogo kontura i naruzhnoj chasti motogondoly TRDD [The conjugate gasdynamic model of bypass duct and turbofan nacelle outer section]. Zaporozhye, *Vestnik dvigatelstroenija – Herald of aeroenginebuilding*, 2014, no. 2, pp. 60-65.

*Поступила в редакцию 12.05.2016, рассмотрена на редколлегии 14.06.2016*

## МОДЕЛЬ ГАЗОДИНАМИЧНОГО ПРОЦЕССУ В ДВОКОНТУРНОМУ НППРД

*В. М. Лапотко, Ю. П. Кухтин, О. В. Еланський*

При побудові моделі газодинамічного процесу в двоконтурному Надзвуковому Прямоточному Повітряно-Реактивному Двигуні (НППРД) виходили з ейлерової форми представлення осесиметричної закрученої течії газу. Течія розглядалася в циліндричній системі координат. Трикомпонентне середовище складалося з "чистого" повітря, газоподібного палива і "чистих" продуктів згорання. При моделюванні реакції горіння палива відбувалося зникнення газоподібного палива і "чистого" повітря з утворенням продуктів згорання і з виділенням тепла. Теплофізичні властивості середовища були функцією температури і складу середовища. Рівняння, що описують течію середовища, представлено в інтегральній формі. Моделювання явищ тепломасообміну здійснювалося з використанням сучасної моделі турбулентності. При побудові чисельного алгоритму розрахунку область була розділена на декілька підобластей, що дозволило провести ефективне розпаралелювання обчислювального алгоритму. Широко представлено результати розрахунків локальних і інтегральних параметрів експериментальної моделі двигуна.

**Ключові слова:** двоконтурний НППРД, чисельне моделювання, процес горіння палива, трикомпонентне середовище.

## GASDYNAMIC PROCESS MODEL IN BYPASS SUPERSONIC RAMJET

*V. M. Lapotko, Yu. P. Kukhtin, O. V. Yelanskiy*

Euler form of axis-symmetrical swirling gas flow representation was taken as a base while the model of gasdynamic process in the bypass supersonic ramjet had been designing. The flowing was considered in cylindrical coordinate system. Three-component medium consisted of "pure" air, gas fuel and "pure" combustion products. Gas fuel and "pure" air disappearance together with combustion products generation and heat release took place under the fuel combustion reaction modeling. Medium heat-transfer properties were the function of temperature and composition of medium. The equations, which describe medium flowing, are presented in integral form. The modern turbulence model was applied under heat-mass exchange phenomena modeling. The rated operating area was divided onto several subareas under algorithm construction. This method has allowed carrying out effective parallelization of the computational algorithm. The results of the local and integral parameters calculation for the engine experimental model are presented here.

**Key words:** bypass supersonic ramjet, computational simulation, process of firing, three-component medium.

**Лапотко Василь Михайлович** – канд. техн. наук, ведучий інженер ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: flow\_gd@mail.ru.

**Кухтин Юрій Петрович** – канд. техн. наук, ведучий інженер ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: flow\_gd2@mail.ru.

**Еланський Александр Віталєвич** – канд. техн. наук, начальник бригади ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна.

**Lapotko Vasyl Michailovich** – Candidate of Technical Science, advanced engineer, SE "Ivchenko-Progress", Zaporozhye, Ukraine, e-mail: flow\_gd@mail.ru

**Kukhtin Yuriy Petrovich** – Candidate of Technical Science, advanced engineer, SE "Ivchenko-Progress", Zaporozhye, Ukraine, e-mail: flow\_gd2@mail.ru

**Yelanskiy Olexandr Vitalevich** – Candidate of Technical Science, the head of the brigade advanced development, SE "Ivchenko-Progress", Zaporozhye, Ukraine, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.