

УДК 533.6.697; 662.61

В. И. ТИМОШЕНКО, А. Е. ДЕШКО

*Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины, Украина*

## О ВЛИЯНИИ МАССОВОГО СОСТАВА НЕРАВНОВЕСНОЙ ВОЗДУШНО-ВОДОРОДНОЙ СТРУИ НА ИНТЕНСИФИКАЦИЮ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В СПУТНОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА

*В рамках стационарных уравнений вязкого слоя с использованием маршевого алгоритма проведено численное моделирование неравновесного истечения сверхзвуковой воздушно-водородной струи в спутный сверхзвуковой поток воздуха в осесимметричном канале. Температура струи намного меньше температуры спутного потока. Механизм окисления водорода в воздухе моделируется при помощи кинетической модели, включающей 9 химических реакций. Численно исследовано влияние массового состава струи на развитие и протяженность области горения. Определен оптимальный состав струи для заданных параметров течения. Прикладная направленность статьи определяется проблемами рациональной организации процессов горения в камерах сгорания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.*

**Ключевые слова:** модель вязкого слоя, неравновесное течение, кинетика горения, массовый состав, воздушно-водородная струя.

### Введение

Теоретические и экспериментальные исследования создания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) ведутся с конца 50-х годов прошлого века. При отработке камеры сгорания ГПВРД изучаются различные возможные способы сокращения области смещения и воспламенения, стабилизации и интенсификации процесса горения, увеличения полноты сгорания топлива [1 – 3].

При сверхзвуковых скоростях потока и тенденции наращивания полетного числа Маха время пребывания топлива в камере сгорания ГПВРД ограничивается микросекундами. Поэтому, принципиальной задачей при выборе параметров камеры сгорания является стабилизация процесса горения и создание условий для сокращения зоны выгорания топлива. Экспериментально эти вопросы рассмотрены, например, в [2, 3]. В [4] численно исследовано влияние характеристик потока на входе в канал при смешении дозвуковых струй углеводородного горючего (водород, метан) со спутным сверхзвуковым воздушным потоком на длину области перемешивания. Показано, что при подаче топлива через одиночное центральное сопло изменение на входе газодинамических параметров течения, таких как число Маха, статическая температура струи и спутного потока не позволяет существенно сократить длину области перемешивания. Наиболее эффективно на уменьшение длины области перемешивания влияет

повышение уровня начальной турбулентности.

В настоящей работе исследуется возможность сокращения области воспламенения и горения топлива путем выбора оптимального массового состава воздушно-водородной струи.

Характерным для процессов в камере сгорания ГПВРД является относительно большая по сравнению с температурой подаваемого в камеру сгорания водорода статическая температура сверхзвукового потока воздуха, прошедшего через воздухозаборник. В случае спутной подачи чисто водородной струи спутной потока воздуха при сверхзвуковых скоростях потока в камере сгорания реализуется диффузионный процесс горения, который характеризуется малой толщиной зоны горения в поперечном направлении и большой протяженностью в продольном направлении. Для сокращения длины области выгорания представляется целесообразным организовать смешение небольшой части воздуха с водородом до подачи струи топлива в камеру сгорания. Это позволяет получить на входе в камеру сгорания перемешанную воздушно-водородную смесь с большим избытком горючего, что может привести к значительному сокращению области полного выгорания водорода.

Целью исследований является определение рационального массового состава воздушно-водородной струи для уменьшения длины области смешения и выгорания водорода, а также получения максимального тепловыделения и полноты сгорания топлива при численном моделировании турбулент-

ного неравновесного течения в канале в рамках модели вязкого слоя с использованием маршевого алгоритма.

### Постановка задачи и алгоритм решения

Рассматривается задача о воспламенении и горении сверхзвуковой воздушно-водородной струи, истекающей в спутный сверхзвуковой поток воздуха в осесимметричном канале. Для моделирования стационарного развитого турбулентного неравновесного течения в канале используются стационарные уравнения вязкого слоя («параболизированные» уравнения Навье–Стокса), дополненные уравнениями баланса химических компонентов и кинетическими уравнениями неравновесного горения [5]. Расчетная область представляет собой участок канала между его начальным и конечным сечениями. Во входном сечении канала задаются начальные распределения газодинамических параметров. На оси канала задаются условия симметрии течения, на стенке – условия теплоизолированной и непроницаемой стенки. Струя и спутный поток на входе в канал полагаются равномерными, за исключением области пограничного слоя на стенке канала. Профили скорости и температуры в пограничном слое во входном сечении задаются в соответствии с распределением на плоской пластине в отсутствие градиента давления [6].

Для расчета параметров турбулентности используется дифференциальная однопараметрическая модель турбулентности « $v_t - 90$ » [7]. Расчет проводится численно вдоль течения в канале маршевым методом. Вследствие «жесткости» уравнений диффузии при протекании химических реакций в основу алгоритма численного расчета на одном шаге по маршевой переменной положен метод расщепления по физическим процессам [8]. На первом шаге расщепления определяется изменение массового состава только за счет химического взаимодействия, в каждом узле расчетной сетки используется неявный многошаговый метод Гира [9]. Для интегрирования уравнений вязкого слоя в отсутствие химического взаимодействия (шаг 2) используется алгоритм, основанный на каскадной неявной схеме решения задачи [10]. Для этого система уравнений, приближенно описывающая течения вязкого газа, разбивается на две подсистемы – подсистему уравнений первого и второго порядка. Для каждой из подсистем в отдельности постановка задачи Коши является корректной, а решение можно получить, применяя маршевый алгоритм. Для интегрирования каждой подсистемы используются неявные абсолютно ус-

тойчивые схемы на основе скалярной прогонки первого порядка аппроксимации по продольной и второго порядка по поперечной переменной. Искомое решение на каждом маршевом слое получается в результате последовательных итераций первой и второй подсистем уравнений. Для регуляризации решения в дозвуковых областях вводится регуляризирующий множитель в слагаемые, содержащие производную от давления и в выражение для полной энтальпии [11].

Для моделирования механизма окисления водорода в кислороде воздуха используется кинетическая схема, включающая 9 химических реакций [12]. Такая модель позволяет достаточно точно описать иницирование процесса горения, определить период индукции и величину тепловыделения при минимальных затратах вычислительных ресурсов [13]. Схема содержит 7 компонентов  $H_2$ ,  $O_2$ ,  $H$ ,  $O$ ,  $OH$ ,  $H_2O$ ,  $N_2$ , азот в ней полагается инертным газом.

### Результаты численных исследований

Численные исследования неравновесного течения выполнены для течения в осесимметричном канале переменного поперечного сечения, схема которого представлена на рис. 1.

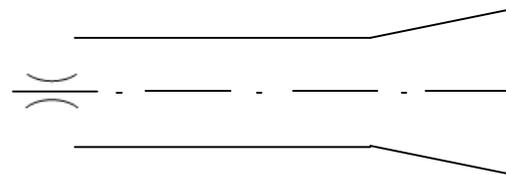


Рис. 1. Схема канала

При проведении численных исследований задавались следующие значения газодинамических и геометрических параметров. Длина цилиндрической части канала 0,64 м, длина конической части 0,22 м. Внутренние диаметры входа и выхода конической части 0,07 м и 0,078 м соответственно. Топливо подается через сопло, радиусом 0,01 м, расположенное в центре цилиндрического канала радиусом 0,035 м. На входе в канал формируется спутный поток воздуха со следующими параметрами: статическая температура  $T_{air} = 919$  К; статическое давление  $P_{air} = 0,0603$  МПа; число Маха  $M_{air} = 2,75$ . Такие параметры могут иметь место на выходе из воздухозаборника аппарата, летящего на высоте 35 км с числом Маха 6,5. Из сопла происходит истечение воздушно-водородной практически расчетной струи с числом Маха  $M_{jet} = 2,4$  и статической температурой  $T_{jet} = 130$  К. (температура торможения 280 К) Характерное число Рейнольдса, определенное по

параметрам воздуха в спутном потоке и радиусу канала  $Re = 4 \cdot 10^5$ . Значения параметров выбраны в соответствии с условиями физического эксперимента, в котором моделируется процесс горения топлива в камере сгорания ПВРД [14]. Значение безразмерного коэффициента турбулентной кинематической вязкости равно отношению коэффициентов турбулентной и ламинарной вязкости в начальном сечении  $\overline{v}_{t0} = v_{t0} / v_{lam0} = 0,1$ .

В таблице 1 приведен массовый состав струи и значения степени избытка окислителя в струе  $\alpha_{jet}^0$  при варьировании содержания водорода в струе.

Таблица 1  
Массовый состав и степень избытка окислителя в начальном сечении струи

№ п/п	$C_{H_2}^{jet}$	$C_{O_2}^{jet}$	$C_{N_2}^{jet}$	$\alpha_{jet}^0$
1	0,015	0,227	0,758	1,89
2	0,03	0,223	0,746	0,92
3	0,06	0,216	0,724	0,46
4	0,08	0,212	0,708	0,33
5	0,2	0,184	0,616	0,11
6	0,4	0,138	0,462	0,04
7	0,5	0,115	0,385	0,03

При тестировании алгоритма были проведены расчеты при исходных данных, которые соответствуют условиям эксперимента [14]. Сравнение распределения безразмерного статического давления на стенке канала  $P/P_{0air}$ , полученного при расчете (линии), с экспериментальными данными (точки) при вдуве струи воздуха (1) и воздушно-водородной струи (2) представлены на рис. 2.

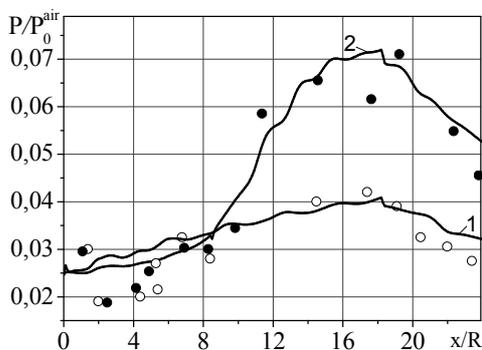


Рис. 2. Распределение статического давления на стенке канала:

1 – воздух, 2 –  $C_{H_2}^{jet} = 0,03$

При вдуве воздушно-водородной струи в горячий поток воздуха происходит воспламенение водорода. Поскольку подвод тепла к сверхзвуковому потоку приводит к повышению давления, то распределение давления вдоль канала иллюстрирует изменение интенсивности тепловыделения. Резкое повышение давления (линия 2) соответствует началу воспламенения. Область задержки воспламенения определяется участком медленного повышения давления. На этом участке распределения давления при вдуве воздушной и воздушно-водородной струй хорошо коррелируют.

Зависимость интенсивности тепловыделения от состава струи иллюстрируется данными, приведенными на рис. 3. На этом рисунке приведены распределения безразмерного статического давления на стенке канала  $P/P_{0air}$  (а) и статической температуры в выходном сечении канала (б).

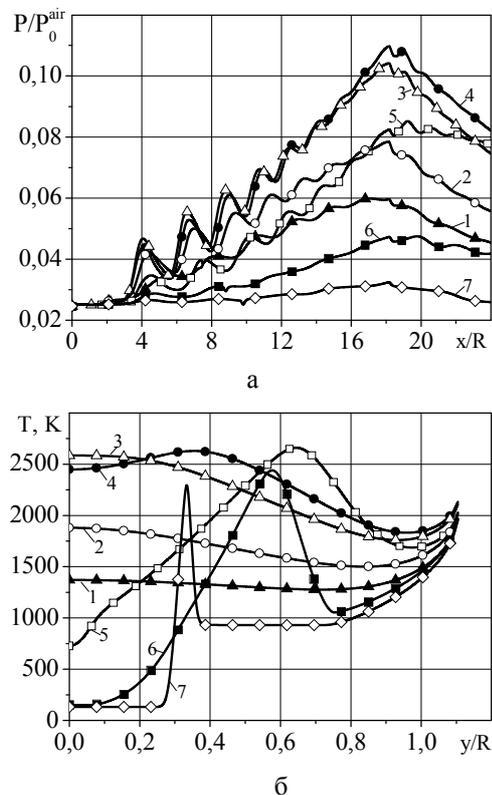


Рис. 3. Влияние массового содержания водорода на распределение давления вдоль канала (а) и статической температуры в выходном сечении (б)

Номера кривых на этом и последующих рисунках соответствуют строкам таблицы 1. Резкое повышение давления на рис. 3а соответствует началу воспламенения. Чем больше тепла выделяется при горении, тем выше значение статического давления. Увеличение массового содержания водорода в струе от 0,015 до 0,08 (кривые 1 – 4) приводит к росту давления и температуры. Это связано с количеством

сгоревшего водорода и, как следствие, увеличением тепловыделения при практически полном выгорании водорода. Дальнейшее увеличение концентрации водорода приводит уже к снижению тепловыделения, и, соответственно, меньшему росту давления. Это обусловлено уменьшением полноты сгорания водорода.

Влияние массового содержания водорода в струе на полноту сгорания топлива  $\eta$  иллюстрируется рис. 4.

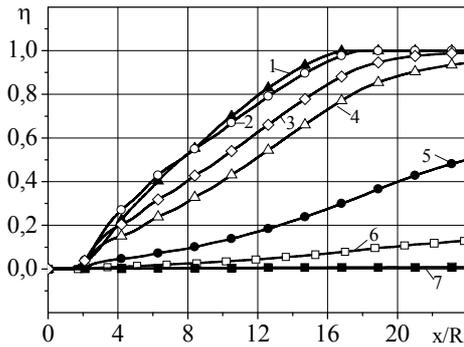


Рис. 4. Изменение полноты сгорания топлива по длине канала при варьировании массового содержания водорода в начальном сечении

Полнота сгорания топлива в текущем маршевом сечении  $\eta(x_i)$  вычисляется через отношение среднерасходного количества водорода в сечении  $x_i$  к количеству водорода в начальном сечении  $x = 0$  по следующей формуле

$$\eta(x_i) = 1 - \frac{\left( \int_0^{y_w} C_{H_2} \rho u y^v dy \right)_{x=x_i}}{\left( \int_0^{y_w} \rho u y^v dy \right)_{x=0}}$$

Полное сгорание топлива достигается только для вариантов 1 – 3. Для варианта 4 полнота сгорания составляет  $\eta \sim 0,95$ , при этом коэффициент избытка окислителя в струе  $\alpha_{jet}^0 = 0,33$ , то есть почти две трети водорода сгорает в воздухе спутного потока. Для остальных случаев  $\eta < 0,5$ .

При увеличении концентрации водорода в струе при заданном соотношении статического и полного давлений в струе имеет место увеличение скорости в струе и уменьшение разности скоростей в спутном потоке и в струе. Это, в свою очередь, приводит к уменьшению времени пребывания водорода в камере сгорания, к ухудшению смешения и

полноты сгорания водорода (кривые 5 – 7). Это же иллюстрирует и рис. 5, на котором, приведены зависимости от концентрации водорода в струе полноты сгорания, относительной разности скоростей  $\Delta U = (U_{air} - U_{jet}) / U_{air}$  в спутном потоке и в струе в начальном сечении канала и среднemasсовой температуры  $T_G$  в выходном сечении (температура отнесена к  $T_{air}$  – температуре спутного потока воздуха во входном сечении).

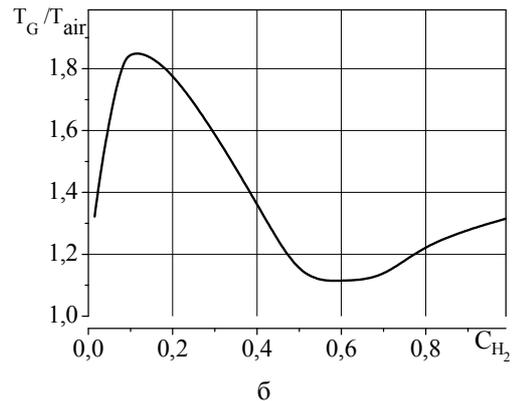
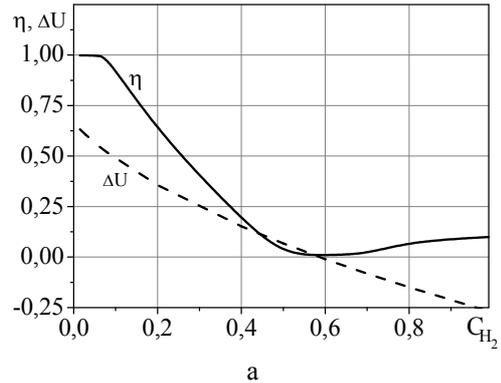


Рис. 5. Влияние массового содержания водорода на полноту сгорания  $\eta$ , скоростное отставание струи  $\Delta U$  (а) и среднemasсовую температуру (б)

Максимальное значение среднemasсовой температуры на рис. 5б достигается при  $C_{H_2}^{jet} \sim 0,1$ , что согласуется с данными, приведенными на рис. 3б.

При уменьшении разности скоростей в струе и в спутном потоке ухудшается смешение, что приводит к переходу от кинетического к диффузионному режиму горения. Этот переход иллюстрируется появлением пика в распределении температуры в выходном сечении (линии 6 и 7 рис. 3б.). Выше области горения нет горючего, ниже области горения температура недостаточна для воспламенения водорода. При режиме горения, близком к диффузионному, химические реакции происходят в узкой области, в которой концентрации водорода и кислорода воздуха и уровень температуры имеют значения, при которых имеет место минимальное время

задержки воспламенения, и создаются условия для кинетического воспламенения водорода в пределах камеры сгорания заданной длины.

Таким образом, особенности воспламенения холодной струи водорода в спутном потоке горячего воздуха определяются сочетанием в слое смешения уровня температуры со значениями концентраций водорода и кислорода воздуха. В рассматриваемых условиях при коэффициенте избытка окислителя в струе  $\alpha_{\text{jet}}^0 > 0,33$  воспламенение имеет место в нижней части слоя смешения при достижении температуры струи значения, соответствующего температуре воспламенения. При недостатке окислителя в струе воспламенение имеет место в верхней части слоя смешения, в которой концентрация воздуха, вследствие смешения с воздухом спутного потока достигла значений достаточных для воспламенения смеси при температуре, близкой к температуре горячего спутного потока.

### Заключение

Проведены численные исследования влияния добавления воздуха в холодную струю водорода, истекающую в спутный сверхзвуковой поток горячего воздуха на развитие процесса горения. На конкретном примере показано, что рациональное задание состава струи с большим избытком горючего позволяет организовать режим горения, оптимальный с точки зрения максимального тепловыделения, полноты сгорания топлива и уменьшения длины области выгорания.

### Литература

1. Curran, E. T. *Scramjet Engines: The First Forty Years [Text]* / E. T. Curran // *Journal of Propulsion and Power*. – 2001. – Vol. 1, № 6. – P. 1138 – 1148.
2. Левин, В. М. *Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД [Текст]* / В. М. Левин // *Физика горения и взрыва*. – 2010. – Т. 4, № 4. – С. 45 – 55.
3. Виноградов, В. А. *Исследование воспламенения и горения водорода в канале при высоких сверхзвуковых скоростях потока на входе в канал [Текст]* / В. А. Виноградов М. А. Гольдфельд, А. В. Старов // *Физика горения и взрыва*. – 2013. – Т. 49, № 4. – С. 3 – 11.
4. Тимошенко, В. И. *Смешение истекающих из целевых сопел дозвуковых струй углеводородного горючего со спутным сверхзвуковым потоком в канале [Текст]* / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец, Н. В. Гурьева // *Техническая механика*. – 2012. – № 4. – С. 36 – 48.
5. Тимошенко, В. И. *Турбулентное смешение и горение сверхзвуковой воздушно-водородной струи в спутном ограниченном дозвуковом потоке [Текст]* / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец // *Аэродинамика. Проблемы и перспективы: Сб. статей*. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2009. – С. 158 – 175.
6. Лойцянский, Л. Г. *Механика жидкости и газа [Текст]* / Л. Г. Лойцянский. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. – 1987. – 840 с.
7. Гуляев, А. Н. *К созданию универсальной однопараметрической модели турбулентной вязкости [Текст]* / А. Н. Гуляев, В. Е. Козлов, А. Н. Секундов // *МЖГ*. – 1993. – № 4. – С. 69 – 81.
8. Ковеня, В. М. *Метод расщепления в задачах газовой динамики [Текст]* / В. М. Ковеня, Н. Н. Яненко. – Новосибирск: Наука, 1981. – 304 с.
9. Gear, C. W. *Numerical Initial Value Problems in Ordinary Differential Equations [Текст]* / C. W. Gear. – New Jersey: Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs, 1971. – 253 p.
10. Тимошенко, В. И. *Маршевый расчет течения при взаимодействии сверхзвуковой турбулентной струи со спутным ограниченным дозвуковым потоком [Текст]* / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец // *Вісник Дніпропетровського університету*. – 2008. – Вып. 1, Т. 1. – С. 15 – 23.
11. Родионов, А. В. *Новый маршевый метод расчета струй продуктов сгорания [Текст]* / А. В. Родионов // *Журн. выч. мат. и матем. физики*. – 2002. – Т. 42, №9. – С. 1413-1424.
12. Баев, В. К. *Горение в сверхзвуковом потоке [Текст]* / В. К. Баев, В. И. Головичев, П. К. Третьяков. – Новосибирск: Наука, 1986. – 301 с.
13. Дешко, А. Е. *О выборе кинетической модели горения водорода при численном моделировании сверхзвукового неравновесного течения [Текст]* / А. Е. Дешко // *Техническая механика*. – Днепропетровск : Из-во Ин-та техн. механики НАНУ. – 2014. – № 1. – С. 37 – 46.
14. Зимонт, В. Л. *Горение водорода в сверхзвуковом потоке в канале при наличии псевдоскачка [Текст]* / В. Л. Зимонт, В. М. Левин, Е. А. Мецераков // *Физика горения и взрыва*. – 1978. – Т. 14, № 4. – С. 23 – 36.

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф., зав. каф. технической механики А. А. Приходько, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Днепропетровск.

**ПРО ВПЛИВ МАСОВОГО СКЛАДУ НЕРІВНОВАГОВОГО ПОВІТРЯНО-ВОДНЕВОГО СТРУМЕНЯ  
НА ІНТЕНСИФІКАЦІЮ ПРОЦЕСУ ГОРІННЯ В СУПУТНЬОМУ  
НАДЗВУКОВОМУ ПОТОЦІ ПОВІТРЯ**

*В. І. Тимошенко, Г. Є. Дешко*

У рамках стаціонарних рівнянь в'язкого шару з використанням маршового алгоритму проведено чисельне моделювання нерівновагового витікання надзвукового повітряно-водневого струменя в супутній надзвуковий потік повітря у вісесиметричному каналі. Температура струменя набагато менше температури супутнього потоку. Механізм окислювання водню в повітрі моделюється за допомогою кінетичної моделі, що включає 9 хімічних реакцій. Чисельно досліджено вплив масового складу струменя на розвиток і довжину області горіння. Визначено оптимальний склад струменя для заданих параметрів течії. Прикладна спрямованість статті визначається проблемами раціональної організації процесів горіння в камерах згоряння ГППРД.

**Ключові слова:** модель в'язкого шару, нерівновагова течія, кінетика горіння, масовий склад, повітряно-водневий струмінь.

**ON THE EFFECTS OF MASS COMPOSITION OF NON-EQUILIBRIUM  
AIR-HYDROGEN JET ON INTENSIFICATION OF COMBUSTION  
IN AIR COCURRENT SUPERSONIC FLOW**

*V. I. Timoshenko, A. Ye. Deshko*

In the frame of steady-state equations of a viscous layer a non-equilibrium flow of a supersonic air-hydrogen jet in an air concurrent supersonic flow through axisymmetric channel is simulated numerically using a marsh algorithm. The jet temperature is much less than the temperature of the concurrent flow. The mechanism of hydrogen oxidation in air is simulated using a kinetic model including 9 chemical reactions. The effects of the mass composition of the jet on the progress and extent of the combustion zone are simulated numerically. An optimal composition of the jet is defined for given flow parameters. The applied importance of the paper is defined by problems of a rational organization of combustion processes through combustion chambers of hypersonic ramjet engines.

**Key words:** model of a viscous layer, non-equilibrium flow, combustion kinetics, mass composition, air-hydrogen jet.

**Тимошенко Валерій Іванович** – д-р физ.-мат. наук, профессор, член-корреспондент НАНУ, заведующий отделом аэрогазодинамики Института технической механики, Национальная академия наук Украины и Государственное космическое агентство Украины, Днепропетровск, Украина.

**Дешко Анна Евгеньевна** – младший научный сотрудник отдела аэрогазодинамики Института технической механики, Национальная академия наук Украины и Государственное космическое агентство Украины, Днепропетровск, Украина, e-mail: deshanya@list.ru.