

УДК 621.453/457

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕЗОНАНСНОЙ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СМЕСИ

К. Ю. Арефьев^{1,2}, А. В. Воронцовский², М. А. Ильченко¹

¹Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, 111116 Москва
arefyev@ciam.ru

²Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, 105005 Москва
voron@mx.bmstu.ru

Представлены результаты экспериментального исследования особенностей работы резонансной газодинамической системы воспламенения применительно к процессу запуска ЖРД малой тяги. Определены динамические характеристики процесса запуска, исследованы закономерности изменения спектральных характеристик пульсаций давления в камере сгорания стендового образца ЖРД малой тяги при воспламенении топливной смеси с помощью газодинамической системы.

Ключевые слова: система воспламенения, пульсации давления, газодинамический резонанс, ЖРД малой тяги, резонатор Гартмана.

Работа является продолжением исследований [1, 2] резонансной газодинамической системы воспламенения (ГСВ) применительно к жидкостному ракетному двигателю малой тяги (ЖРД МТ), работающему на топливе N_2O/H_2 .

Создание систем воспламенения топливных смесей, функционирование которых не требует использования электрической энергии, позволит повысить эффективность и надежность силовых и энергетических установок авиационно-космической техники, в том числе ЖРД МТ, а также расширит область их применения. К одной из таких перспективных разработок можно отнести ГСВ, функционирующую по принципу резонатора Гартмана [3, 4].

Газодинамический тракт ГСВ (рис. 1) состоит из сверхзвукового сопла и полуоткрытого резонатора с конфузурным входом, установленных на одной оси. Основные геометрические параметры, влияющие на работу ГСВ, представлены на рис. 1.

Принцип действия ГСВ заключается в следующем [5]. Через сопло подается подготовленная газообразная топливная смесь. При определенном соотношении геометрических и режимных параметров в ГСВ формируется течение с неустойчивой ударно-волновой структурой [6, 7]. В том случае, когда прямой скачок локализуется в области входной кромки резо-

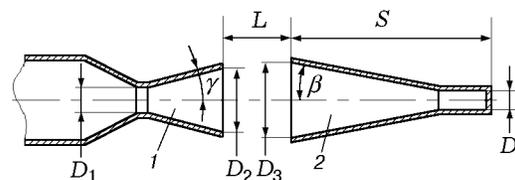


Рис. 1. Схема газодинамической системы воспламенения:

1 — сопло, 2 — резонатор

натора, возникают продольные автоколебания, поддерживаемые кинетической энергией подаваемого через сопло газа.

Используя результаты численного моделирования [1] и экспериментального исследования структуры течения [2], можно выделить две фазы автоколебательного процесса (рис. 2).

В первой фазе за счет высокого градиента давления в области прямого скачка уплотнения генерируется ударная волна (УВ), движение которой направлено вдоль оси резонансной полости к торцевой стенке резонатора. Сам прямой скачок локализуется в области входной кромки резонатора. Его положение определяется в первую очередь относительным перепадом давления в сопле ГСВ. УВ формирует область повышенного давления за фронтом. При этом количество газа, находящегося в резонаторе, увеличивается. По мере движения УВ скорость ее снижается, что можно объяснить диссипацией кинетической энергии.

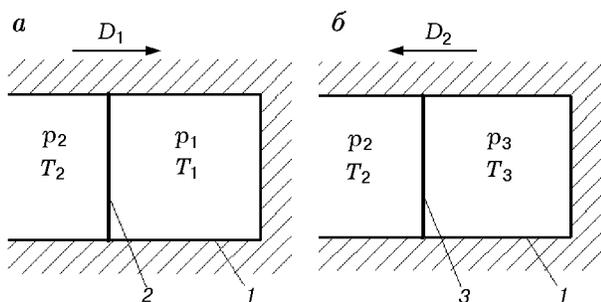


Рис. 2. Схема распространения ударной волны в резонаторе до отражения (а) и после него (б):

1 — стенка резонансной полости, 2 — УВ, 3 — отраженная УВ

Вторая фаза процесса начинается после отражения УВ от торцевой стенки резонатора. За фронтом отраженной УВ скорость газа падает, давление и температура существенно растут. При достижении ударной волны прямого скачка уплотнения происходит их взаимодействие. Прямой скачок, в силу повышения за ним давления, смещается в сторону сопла ГСВ. При этом от него отражается УВ и получает дополнительную энергию, о чем можно судить по скорости ее движения. Затем цикл автоколебательного процесса повторяется.

Одним из эффектов описываемого процесса является интенсивное повышение температуры газа и выделение теплоты в застойной зоне резонатора (см. рис. 1).

Значение температуры за отраженной УВ описывается аналитическим уравнением [8]

$$T_3 = \frac{[2kM_{УВ1}^2 - (k-1)][(k-1)M_{УВ1}^2 + 2]}{(k+1)^2M_{УВ1}^2} \times \frac{[2kM_{УВ2}^2 - (k-1)][(k-1)M_{УВ2}^2 + 2]}{(k+1)^2M_{УВ2}^2} T_1.$$

Здесь k — показатель адиабаты, $M_{УВ} = D/a$ — число Маха, где D — скорость УВ, a — скорость звука перед УВ.

Высокий уровень температур в резонансной полости (может превышать 2000 К) приводит к воспламенению подаваемой топливной смеси и инициированию рабочего процесса в камере сгорания (КС) ЖРД МТ.

На основе результатов исследований [1, 2] спроектирован стендовый образец ЖРД МТ с ГСВ, принципиальная схема которого представлена на рис. 3. В его состав входят охла-

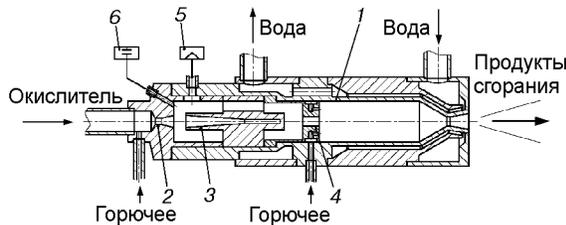


Рис. 3. Принципиальная схема стендового образца ЖРД МТ:

1 — охлаждаемая КС, 2 — сопло ГСВ, 3 — резонатор ГСВ, 4 — форсуночная головка, 5 — линия измерения статического давления, 6 — линия измерения пульсаций давления

ждаемая КС, сопло и резонатор ГСВ, форсуночная головка, линия измерения статического давления и пульсаций давления. Образец предназначен для испытаний с модельными (воздух/ H_2) и натурными (N_2O/H_2) компонентами топлива.

Циклограмма работы стендового образца приближена к схеме функционирования штатного ЖРД МТ. В процессе запуска первым в КС поступает окислитель через сопло ГСВ. Затем подается горючее одновременно в ГСВ и КС. За счет высокой температуры в застойной зоне резонатора топливная смесь воспламеняется и иницируется процесс горения в КС. При этом в режиме запуска соотношение компонентов топлива в КС двигателя отличается от номинального. Через заданный интервал времени подача горючего в ГСВ прекращается при сохранении номинального расхода в КС, после чего двигатель выходит на заданный режим по давлению и соотношению компонентов в КС. В процессе всего запуска регистрируются расходы компонентов топлива, давление и температура в КС, а также спектральные характеристики излучаемого акустического воздействия.

Геометрические параметры ГСВ стендового образца ЖРД МТ получены из анализа результатов численного моделирования [1] и модельных испытаний [2] и соответствуют режиму работы с максимальной интенсивностью тепловыделения в застойной зоне резонатора. Основные соотношения размеров следующие: $S/D_1 = 13$, $L/D_1 = 2$, $D_2/D_1 = 2$, $D_3/D_1 = 2$, $D_4/D_1 = 0.7$.

В качестве показателя динамики запуска (выхода на рабочий режим) стендового образца ЖРД МТ принят интервал времени $t_{0,9}$ от

момента подачи компонентов топлива в КС до момента, когда давление в КС достигает значения 0.9 от номинального.

Как показали предварительные расчеты, выход на рабочий режим стендового образца ЖРД МТ с ГСВ наиболее сильно зависит от коэффициента избытка окислителя топливной смеси $\alpha_{ГСВ}$, подаваемой в ГСВ, и от соотношения размеров $d_{кр}/D_1$, где $d_{кр}$ — диаметр критического сечения тягового сопла двигателя. Ниже представлены результаты исследования при изменении указанных параметров в диапазонах $d_{кр}/D_1 = 2 \div 4$ и $\alpha_{ГСВ} = 1 \div 5$. Давление компонентов топлива на входе в КС составляет $p_b = 2.0 \div 2.8$ МПа, а их расходы не превышают 20 г/с для окислителя (воздух, N_2O) и 2 г/с для горючего (H_2). При этом коэффициент избытка окислителя в КС поддерживается на уровне $\alpha_{КС} = 0.7$, что согласно [9] близко к оптимальному значению.

Пример изменения основных режимных параметров при импульсной работе стендового образца ЖРД МТ с ГСВ приведен на рис. 4 (показаны первые два импульса). Представлены давление p_k и температуры T_k в КС, показания индикаторной термопары $T_{и}$ (установлена

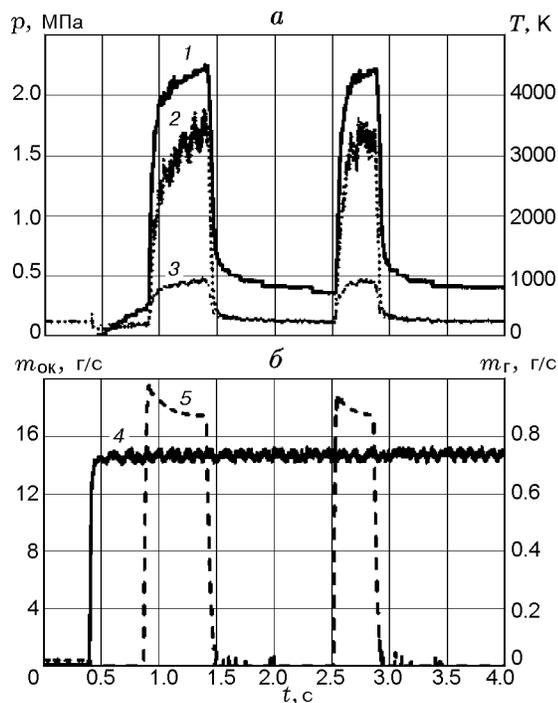


Рис. 4. Диаграмма давления и температуры в КС (а) и расходов компонентов топлива (б):

1 — p_k , 2 — T_k , 3 — $T_{и}$, 4 — $m_{ок}$, 5 — $m_г$

в потоке рабочего тела за срезом сопла), массовые расходы окислителя $m_{ок}$ и горючего $m_г$.

Согласно полученным данным, при подаче горючего в ГСВ и КС происходит воспламенение топливной смеси, сопровождающееся повышением давления и температуры в КС.

Эксперименты показали, что при реализации штатной циклограммы запуска система воспламенения функционирует без отказов. Наиболее стабильное воспламенение получено при подаче горючего в ГСВ в течение $0.2 \div 1.0$ с. При меньшем времени рабочий процесс в КС не успевает стабилизироваться, вследствие чего повышается вероятность «срыва» пламени. Увеличение времени подачи горючего приводит к существенному повышению тепловых нагрузок на конструктивные элемен-

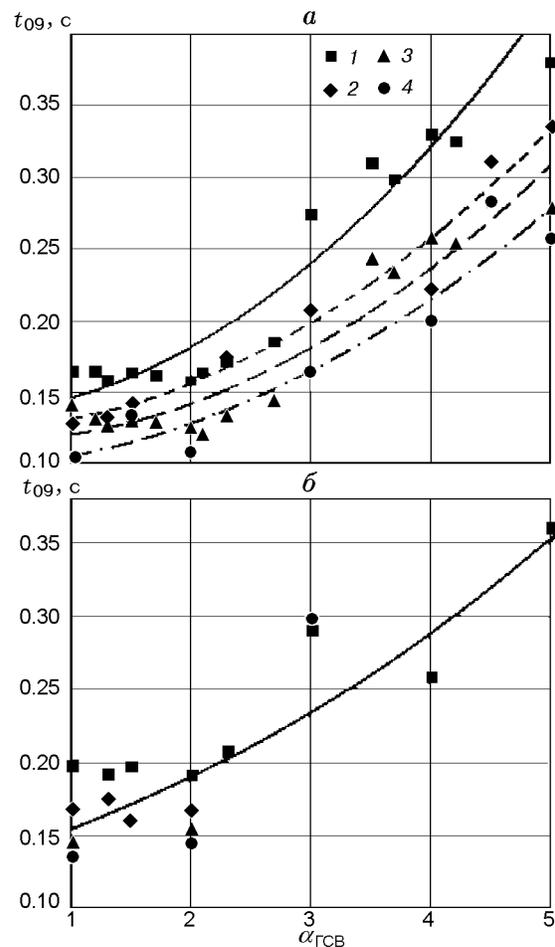


Рис. 5. Зависимость $t_{0.9}(\alpha_{ГСВ})$ для стендового образца ЖРД МТ, работающего на топливе воздух/ H_2 (а) и N_2O/H_2 (б), при $d_{кр}/D_1 = 2$ (1), 2.5 (2), 3 (3) и 4 (4)

ты ГСВ и в большинстве случаев влечет за собой прогар стенок резонатора.

На основе результатов анализа изменения давления в КС в процессе испытаний стендового образца ЖРД МТ определены значения $t_{0.9}$ для различных режимов работы на топливе воздух/ H_2 и N_2O/H_2 (рис. 5).

Показано, что по мере увеличения $\alpha_{ГСВ}$ (в диапазоне $\alpha_{ГСВ} = 1 \div 5$) происходит экспоненциальный рост $t_{0.9}$, что объясняется ухудшением воспламеняемости топливных смесей с низким содержанием горючего.

При испытаниях стендового образца ЖРД МТ с использованием топлива воздух/ H_2 получено, что при $\alpha_{ГСВ} = 1$ время выхода на режим составляет $t_{0.9} < 0.15$ с.

Динамика запуска стендового образца ЖРД МТ на топливе N_2O/H_2 в первую очередь определяется временным интервалом, необходимым для разложения N_2O , что приводит к затягиванию воспламенения. В случае использования данной топливной пары в исследуемом диапазоне параметра $\alpha_{ГСВ}$ время выхода двигателя на режим находится в диапазоне $t_{0.9} = 0.2 \div 0.4$ с. Минимальные значения $t_{0.9}$ наблюдаются при $\alpha_{ГСВ} = 1$ и равны $0.15 \div 0.2$ с.

Для указанных топливных пар в режимах при $\alpha_{ГСВ} > 3$ повторяемость запуска резко падает. Данный эффект обусловлен неравномерностью смешения топливной смеси в сопле ГСВ и снижением стабильности протекания химических реакций.

Зависимость $t_{0.9}$ от отношения $d_{кр}/D_1$ приведена на рис. 6. Как видно, удовлетворительная динамика запуска имеет место при $d_{кр}/D_1 = 2.5 \div 4$. С ростом величины соотношения $d_{кр}/D_1$ наблюдается снижение $t_{0.9}$, что вызвано увеличением относительного перепада давления в сопле ГСВ и, соответственно, интенсификацией тепловыделения в застойной зоне резонатора. При $d_{кр}/D_1 < 2$ перепад давления в сопле ГСВ снижается до значений $p_в/p_к < 4$, интенсивность тепловыделения в застойной зоне резонатора существенно падает [2] и вероятность воспламенения топливной смеси оказывается менее 10 %.

Для исследования параметров высокочастотных колебаний использовались линия измерения пульсаций давления (датчик + волновод), установленная на головке КС, и регистратор звукового сигнала (микрофон), расположенный в ближней акустической зоне.

Для защиты датчика пульсаций давления

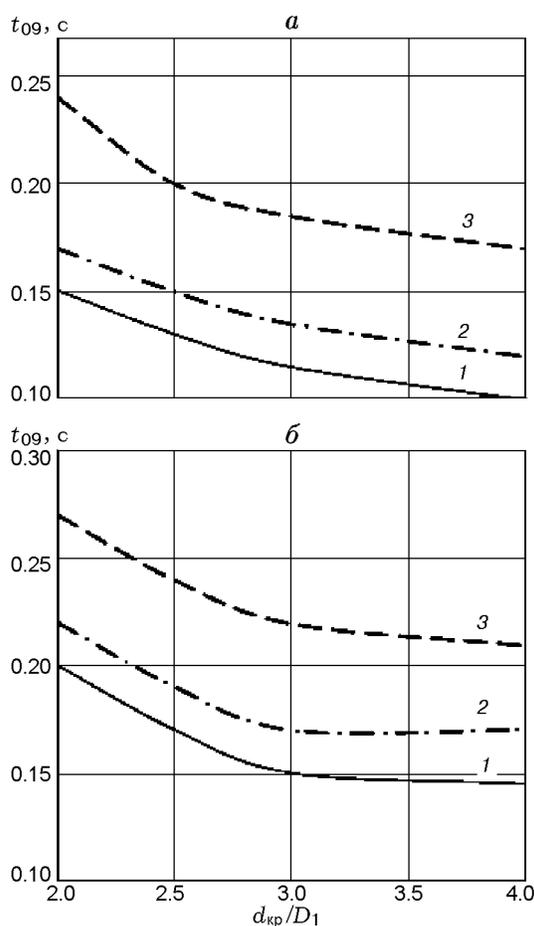


Рис. 6. Зависимости $t_{0.9}$ от отношения $d_{кр}/D_1$ для стендового образца ЖРД МТ, работающего на топливе воздух/ H_2 (а) и N_2O/H_2 (б), при $\alpha_{ГСВ} = 1, 2, 3$ (кривые 1–3 соответственно)

от теплового воздействия высокотемпературного потока применялись специальные волноводы [10]. Следует отметить, что с увеличением частоты колебаний в волноводе возрастает диссипация акустической энергии. При этом в некоторых случаях может существенно уменьшаться уровень сигнала, фиксируемый датчиком, относительно реальных значений амплитуды пульсаций в потоке. Данный эффект отчетливо проявляется при сравнении спектральных характеристик, зарегистрированных микрофоном и датчиком пульсаций давления. Датчик, установленный на волноводе, достоверно фиксирует амплитуды пульсаций, спектральные составляющие которых не превышают $f \approx 1000$ Гц, гармоники с более высокими частотами затухают.

Для анализа данного эффекта проведены калибровочные эксперименты с холодным газом, когда датчик мог быть установлен без волновода. Предварительное сравнение пары сигналов, зарегистрированных датчиком пульсаций давления и микрофоном, показало, что локальные максимумы когерентной характеристики превышают значение $K_{\text{ког}} = 0.85$. Следовательно, для спектрального и амплитудного анализа характеристик нестационарного процесса в КС стендового образца ЖРД МТ с ГСВ предпочтительнее использовать данные, полученные с помощью микрофона.

Анализ результатов огневых испытаний позволил выявить следующие закономерности исследуемого процесса. При подаче окислителя в стендовый образец ЖРД МТ через сопло ГСВ в КС возбуждается пульсационный процесс, спектральная характеристика которого имеет явно выраженные дискретные составляющие первой (3344 Гц) и высших (6366, 10031 Гц и т. д.) гармоник колебания газа в резонаторе. После подачи горючего и воспламенения в КС топливной смеси спектральная характеристика кардинально изменяется: исчезает эффект газодинамического резонанса в ГСВ и проявляются высокоэнергетические дискретные составляющие пульсаций давления с частотами $f_k \approx 5800 \div 6200$ Гц, характерные для акустических колебаний, сопровождающих горение в КС. При этом наблюдается интенсификация турбулентных пульсаций, что приводит к повышению уровня широкополосного случайного шума [11]. Типичная эволюция пульсационного процесса в КС при запуске стендового образца ЖРД МТ с ГСВ показана на рис. 7. Подача окислителя через сопло ГСВ осуществ-

лялась в течение всего эксперимента, а горючего — только в интервале с 4-й по 6-ю секунду.

Полученная спектральная характеристика пульсационного процесса удовлетворительно согласуется с результатами математического моделирования запуска ЖРД МТ с ГСВ [1], а также с данными экспериментов на модельной установке [2].

Резюмируем основные результаты выполненных испытаний.

Реализуемый в ГСВ автоколебательный процесс сопровождается существенным нагревом газа в застойной зоне резонатора, что позволяет проводить воспламенение топливных смесей воздух/ H_2 и $\text{N}_2\text{O}/\text{H}_2$ в широком диапазоне соотношения масс компонентов.

При надлежащем выборе геометрических и режимных параметров ГСВ обеспечиваются высокие динамические характеристики и повторяемость запуска. Выход на режим по давлению в КС стендового образца ЖРД МТ, работающего на топливе воздух/ H_2 , при стехиометрическом соотношении подаваемой смеси в сопло ГСВ не превышает 0.15 с. Использование N_2O в качестве окислителя затягивает воспламенение более чем на 30 %.

Показано, что наиболее существенное влияние на режим работы ГСВ оказывает соотношение диаметров критических сечений тягового сопла двигателя ГСВ и сопла ГСВ ($d_{\text{кр}}/D_1$), а также соотношение компонентов топливной смеси, подаваемой в сопло ГСВ. Удовлетворительная динамика запуска имеет место при $d_{\text{кр}}/D_1 = 2.5 \div 4$ и $\alpha_{\text{ГСВ}} = 1 \div 3$.

Выполненные экспериментальные исследования позволяют сделать вывод, что ГСВ может быть использована в качестве устройства запуска перспективных ЖРД МТ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воронежский А. В., Арефьев К. Ю., Захаров В. С. Расчетно-теоретическое исследование резонансной системы газодинамического воспламенения ЖРД малой тяги // Вестн. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Машиностроение. — 2012. — № 1. — С. 31–41.
2. Arefyev K. J. et al. Numerical and experimental investigation of the resonant system model sample gasdynamic ignition high-temperature flow generator // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research: abstr., Kazan (Russia), 2012. — Pt II. — P. 21–22.
3. Hartmann J. On the production of acoustic waves by means of an air-jet of a velocity exceed-

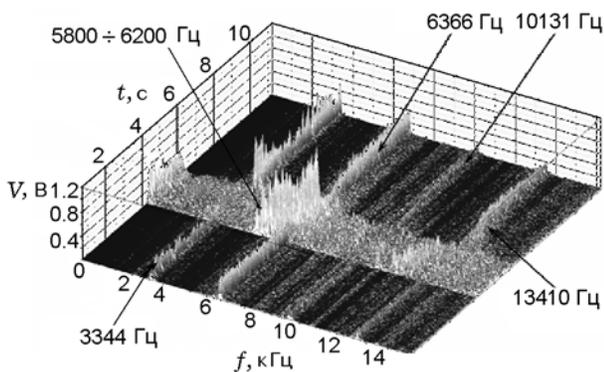


Рис. 7. Изменение во времени спектров пульсаций давления

- ing that of sound // The Phil. Mag. — 1931. — V. 11. — P. 926–948.
4. Пат. 2029121 РФ, МПК⁶ F 02 C 7/264. Газодинамический способ воспламенения газа в глухом канале / Головичев В. И., Третьяков П. К.; Бюл. № 4891188/06.
 5. Антонов А. Н., Купцов В. М., Комаров В. В. Пульсации давления при струйных и отрывных течениях. — М.: Машиностроение, 1990.
 6. Сергиенко А. А., Семенов В. В. Газодинамический воспламенитель // Изв. вузов. Авиационная техника. — 2000. — № 2. — С. 44–47.
 7. Иванов Э. И., Крюков И. А. Пульсационные режимы течения в газодинамическом воспламенителе // Мат. моделирование. — 1999. — Т. 11, № 2. — С. 61–69.
 8. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1991.
 9. Воронцовский А. В., Арефьев К. Ю. Анализ области эффективного применения закиси азота в качестве компонента топлива для двигательных установок малых космических аппаратов // Электронное научное издание «Наука и образование» (<http://technomag.edu.ru/doc/450400.html>). 10.7463/0912.0450400.
 10. Методы измерения и обработки параметров физических процессов при испытаниях авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. пособие / под общ. ред. В. А. Скибина. — М.: ФГУП ЦИАМ им. П. И. Баранова, МАТИ-РГТУ им. К. Э. Циолковского, 2007.
 11. Кузнецов В. Р., Сабельников В. А. Турбулентность и горение. — М.: Наука, Физматлит, 1986.

Поступила в редакцию 29/1 2013 г.
