

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ<sup>1</sup>, С.Н. ЛАРЬКОВ<sup>2</sup>, К.В. МИГАЛИН<sup>3</sup>, В.А. СЕРЕДА<sup>1</sup><sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*<sup>2</sup> *Производственное объединение «Коммунар», Украина*<sup>3</sup> *ООО НПФ «РОТОР», Россия*

## ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ЭЖЕКТОРНОМ ПВРД

*Рассмотрен класс эжекторных прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ЭПВРД) с подачей и компрессией воздуха от активной струи пропана. Предложен метод расчета течения в ЭПВРД на основе универсальной технологии вычислительного газодинамического эксперимента с использованием модели многорегимного горения топливо-воздушной смеси. Представлены результаты численных исследований рабочего процесса в ЭПВРД малой тяги для беспилотного летательного аппарата. Проведен факторный анализ рабочего процесса на основе амплитудо-фаза-частотных характеристик двигателя.*

**Ключевые слова:** *эжекторный воздушно-реактивный двигатель, беспилотный летательный аппарат, рабочий процесс, вычислительный газодинамический эксперимент, многорегимное горение.*

### Введение

Период освоения реактивной техники характеризовался появлением множества изобретений в области воздушно-реактивных двигателей (ВРД), как с периодическим рабочим процессом, так и с постоянным. Многочисленность изобретений на данную тему объясняется неудовлетворенностью свойствами главного достижения той эпохи – газотурбинного двигателя (ГТД) в различных его ипостасях, так как полезный эффект стоил слишком дорого, как с точки зрения термодинамики, так и экономики. Решающим фактором утверждения монополии ГТД явилась способность обеспечения самостоятельного старта летательного аппарата. Вполне оправданным выглядит стремление изобретателей найти асимметричный ответ на «засилие» ГТД в виде способов организации рабочего процесса, основывающихся на полностью замкнутом комплексе газотермодинамических факторов, и исключая тем самым необходимость в компрессионных и расширительных машинах. Разнообразные попытки, тем не менее, не привели к положительному (конкурентоспособному) результату, так как возможность создания работоспособных образцов объектов техники с новыми способами организации рабочего процесса в первую очередь определяется наличием соответствующих технологий проектирования, а их в распоряжении изобретателей того времени, за исключением непродуктивно затратной эмпирики, не было. Забытая, но так и не решенная в области «большой» авиации проблема отчетливо проявилась в эпоху «бума» беспилотных комплексов, включая малоразмерные, где ГТД в классиче-

ском виде не только не оправдан экономически, но и попадает в область масштабного вырождения. Предпосылка к решению указанной проблемы возникла в виде достигнутой на данный момент производительности ЭВМ, что привело к появлению технологий опережающих численных исследований с качественно новыми потенциальными возможностями. Содержащийся в технологиях численного эксперимента потенциал отчасти раскрыт на примере пульсирующих ВРД (ПуВРД) [1-2]. В настоящей статье в продолжение обозначенного тематического цикла продемонстрированы некоторые результаты применения технологий опережающих численных исследований к задачам проектирования эжекторных прямооточных ВРД (ЭПВРД).

### 1. Краткая характеристика ЭПВРД

Применительно к такому объекту, как ЭПВРД определение «прямоточный воздушно-реактивный двигатель» приобретает пограничный характер, так как струйный аппарат с пропаном под высоким давлением в качестве активной среды в рамках общепринятых представлений о стационарном взаимодействии с пассивным (воздушным) потоком в состоянии обеспечить устойчивый рабочий процесс только на переобогащенных смесях. В связи с этим ЭПВРД может также рассматриваться как разновидность ракетного двигателя с контуром воздушного форсирования.

Исторически ЭПВРД ассоциируется, в первую очередь, с двигателем Глухарева (ДГ) [3–5] (рис. 1), действующим в составе лопасти несущего винта

вертолета под наддувом от циклически меняющегося скоростного напора. ДГ не является пульсирующими в общепринятом смысле этого термина, так как факторами газообмена здесь служат эжекционные эффекты и скоростной наддув. В тексте патента [3] ДГ именуется бесклапанным ПуВРД, но в [3–5] не приводятся сведения о частоте процесса. Речь идет лишь о неких «пульсациях определенной гармонической частоты», которые «в отличие от бесклапанных ПуВРД» в ДГ «не желательны» [3]. По-видимому, природа пульсационных процессов в ДГ смешанная, обусловленная взаимосвязанными факторами вибрационного горения и аэроупругости конструкции. Патентуемые конструктивные особенности своим целевым назначением имеют демпфирование названных пульсаций [3]. Полезный эффект вибрационного горения в виде повышения полноты сгорания автору патента [3] либо был неведом, либо не совместим с условиями работы в составе несущего винта вертолета.

Модифицированная схема ДГ используется в экспериментальном ЭПВРД [6] (в дальнейшем – «ДМ», рис. 2) для БЛА самолетного типа, т.е. создающем тягу на стационарных условиях.

Принципиальным отличительным условием рабочего процесса ДМ является неподвижное положение двигательной установки вместо вращательного движения ДГ с вытекающими из этого значительно менее благоприятными условиями работы эжектора в отсутствие поля центробежных сил, спо-

собствующего повышению качества наполнения камеры сгорания.

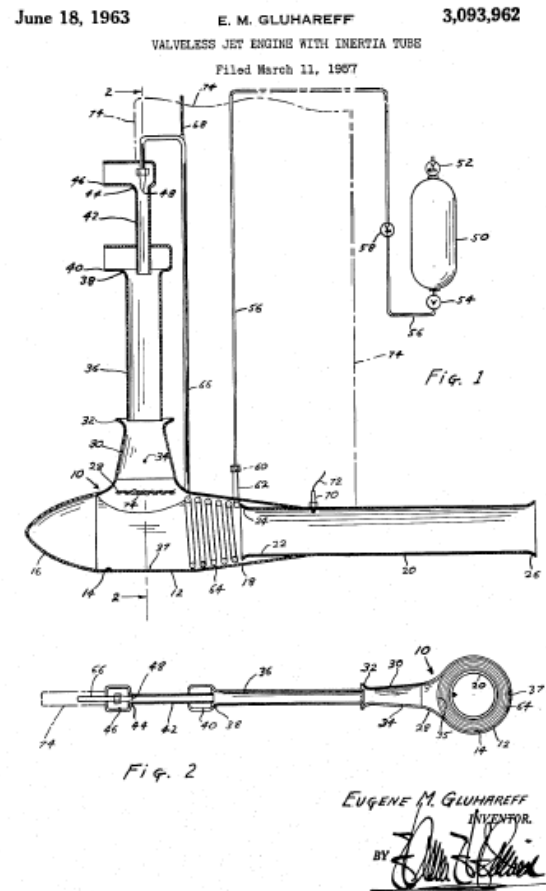


Рис. 1. Схема оригинального ПВРД Глухарева [3]



Рис. 2. Один из вариантов конструктивного исполнения ЭПВРД «ДМ»

В отличие от прототипа, в ДМ отражение высокоэнергетической струи пропана происходит дважды, причем последнее приводит к затоплению струи. Сходство заключается в том, что по принципам организации рабочих процессов их следует отнести к классу прямооточных ВРД постоянного действия со частичным сжатием воздуха в струйном аппарате. Восстановление полного давления высокотемпературной струи горючего в результате торможения поперечной преградой при возникновении стехиометрических концентраций в зонах ее контакта с воздухом является предпосылкой к самовоспламенению топливоздушной смеси (ТВС) и местной эскалации скорости горения.

Тем самым в рамках и той и другой схемы можно реализовать быстрое горение. Возникновение быстрого горения еще не означает появления устойчивых волн Чепмена-Жуге (Ч.-Ж.), использование которых влечет возделенные термодинамические выгоды. Тем не менее, несколько опережая изложение, можно заметить, что для поддержания стационарных либо бегущих волн Ч.-Ж. необходима благоприятная диспозиция полей стехиометрических концентраций, что не свойственно процессам в камерах сгорания ДГ и ДМ.

## 2. Постановка численного эксперимента

Указанная специфика рабочего процесса в ДМ не противоречит модельным представлениям и возможностям практикуемой технологии вычислительного эксперимента [1–2, 7–8], а усовершенствованная модель горения [2] позволяет получить адекватные представления о сопутствующих пульсационных факторах процесса. Основой численного эксперимента (ЧЭ) служит модель ДМ, построенная по принципу «универсального гидрототка» [1] (рис. 3).

В модели рабочего процесса учитывается только газодинамическое воздействие теплообменника горючего на характер рабочего процесса на основании типовых представлений о малозначительности влияния тепломассобмена в пристеночном слое сопла. Кроме того, тепловая инерционность камер подобного типа оценивается интервалом не менее 30 с, что значительно превышает рациональные ресурсные рамки ЧЭ.

Неотъемлемой составляющей технологии ЧЭ является синхронное анимационное сопровождение решения эволюционной задачи с отображением срезов физических полей цветовыми картами.

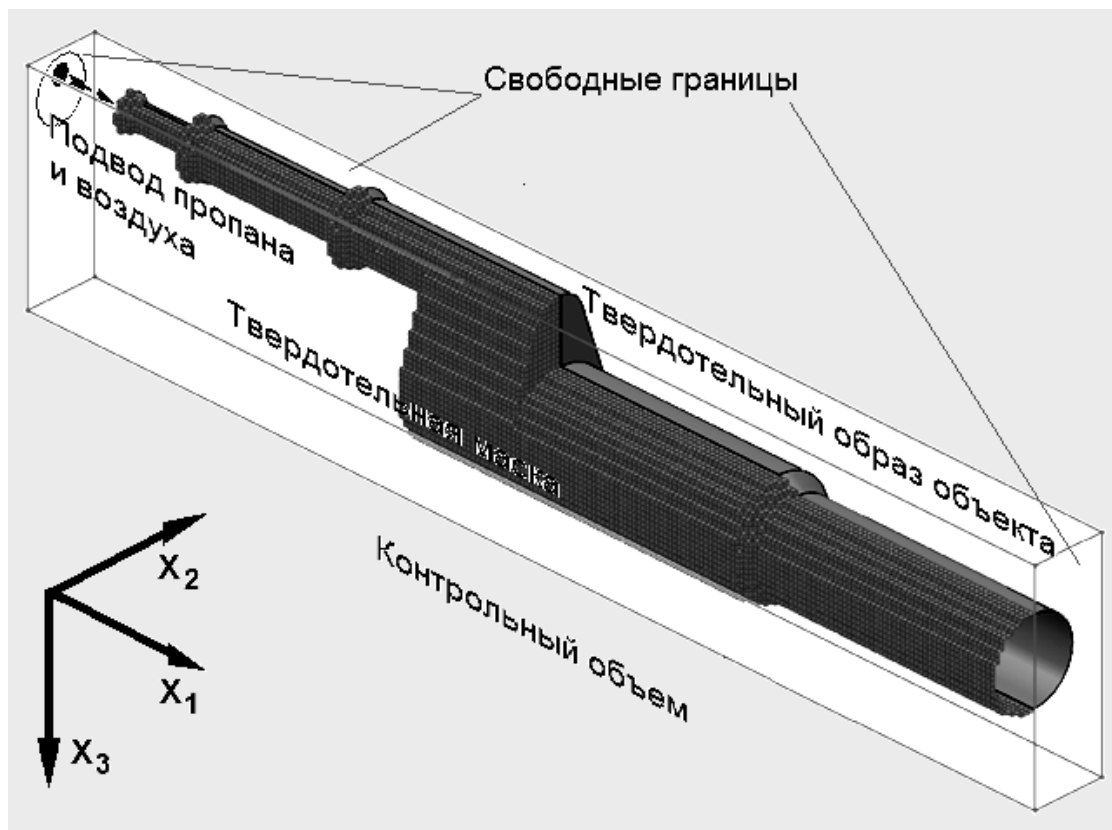


Рис. 3. Контрольный объем с ЭПВРД «ДМ» и его сеточное отображение его  $\frac{1}{2}$  относительно плоскости симметрии с разрешением на  $N_1 \times N_2 \times N_3 = 225 \times 45 \times 15$  ячеек

Условия получения результатов ЧЭ определялись компромиссным решением задачи достижения адекватного уровня полноты представлений о рабочем процессе при наличии значительных ресурсных ограничений, продиктованных необходимостью применения мелкомасштабных сеток с достаточной для отображения локальных центров инициализации цепных реакций разрешающей способностью.

### 3. Результаты численных исследований

В качестве иллюстрации приведены отдельные фазовые срезы рабочего процесса без наддува и с нагнетанием воздуха со скоростью 80 м/с (табл. 1, рис. 4–6, 8) и амплитудо–фазо– частотные характеристики (АФЧХ, рис. 7, 9).

Одна из задач исследований состояла в факторизации характерных частот пульсаций на фоне «белого» шума с целью выявления основообразующих механизмов рабочего процесса. Численным экспериментом выявлены пульсационные процессы (рис. 7, 9), отличающиеся масштабом нестационарности, среди которых следует выделить, главным образом, две категории.

**А.** Крупномасштабные пульсации, охватывающие более 1/3 общей длины тракта. Инициализации горения происходит в зоне смешения входящей струи третьей ступени эжектора. Фронт пламени распространяется по потоку и против него со скоростью 2000 м/с. Затухание очередной серии крупномасштабных пульсаций происходит в связи с зональной нестехиометричностью ТВС.

**Б.** Мелкомасштабные пульсации, в силу незначительности свойственных амплитуд давления порядка 1,5% по сравнению с фоновыми значениями, следует идентифицировать, как вибрационное горение с частотой свыше 1000 Гц. Вибрационное горение способствует повышению полноты сгорания, в особенности – в силу общей проблематичности обеспечения удовлетворительной полноты сгорания воздушно–пропановых смесей.

Присутствует спектр колебаний различных частот (от 6 до 1590 Гц), причем, большие амплитуды (интенсивности) соответствуют низким частотам. Крупномасштабные пульсации возникают в виде компактной серии интенсивных осцилляций параметров процесса с нерегулярными АФЧХ на фоне постоянного вибрационного горения. Предпосылкой к возникновению цепной реакции в струе является суперпозиция следующих условий (рис. 4):

- стабилизированный выброс реагирующей ТВС из третьей ступени эжектора в близлежащую область внешнего пространства;

- наличие инициализирующего промежутка между струей пропана и областью внешнего догорания в виде порции высокотемпературной ТВС, локализованной в верхней части третьей ступени эжектора;

- торможение поперечной стенкой и обусловленный этим нагрев струи;

- непосредственный контакт повернутой части струи пропана с пограничными зонами низкоскоростных течений с химическими реакциями в тени нижнего прямого угла и входного сечения сопла.

Начальное воспламенение происходит в зоне торможения струи поперечной стенкой (рис. 4). Далее прогрессивное распространение зоны горения в повернутой части струи осуществляется за счет энергии застойных зон (рис. 5). Затем вступает в действие иницирующий промежуток в верхней части третьей ступени, в результате чего зона горения распространяется в пределах струи горючего (рис. 6). Неоднородность состава падающей части струи с избытком горючего приводит к прерыванию цепной реакции. Далее зона подавления реакции движется сверху вниз по отраженной струе с последующей пассивацией быстрого горения и возвратом к преобладающему режиму вибрационного горения в зонах низкоскоростного течения.

Выброс реагирующей ТВС из третьей ступени эжектора вследствие рикошета от поперечной стенки не следует рассматривать в качестве неустранимого дефекта.

Таблица 1  
Скоростные характеристики ЭПВРД «ДМ»

Характеристики	Режимы	
	0	80
Наддув, м/с	0	80
Тяга, кГс	12,7	36,2
Уд. лобовая тяга, тс / м <sup>2</sup>	0,42	1,21
Уд. расход горючего, кг/кГс/ч	27,0	19,0
Частота вспышек, Гц	6,1...	6,7...
	24,1	15,9
Частота вибрац. горения, Гц	1590	1060

### Заключение

Удельный расход горючего ЭПВРД примерно втрое превышает данный показатель бесклапанных ПуВРД в условиях старта, но по мере роста скорости полета экономичности эжекторного и пульсирующего двигателей становятся сопоставимыми. ЭПВРД могут составить конкуренцию ПуВРД в классе легких БЛА с крейсерской скоростью полета свыше 80 м/с за счет полоторного и более преимущества по показателю удельной лобовой тяги.

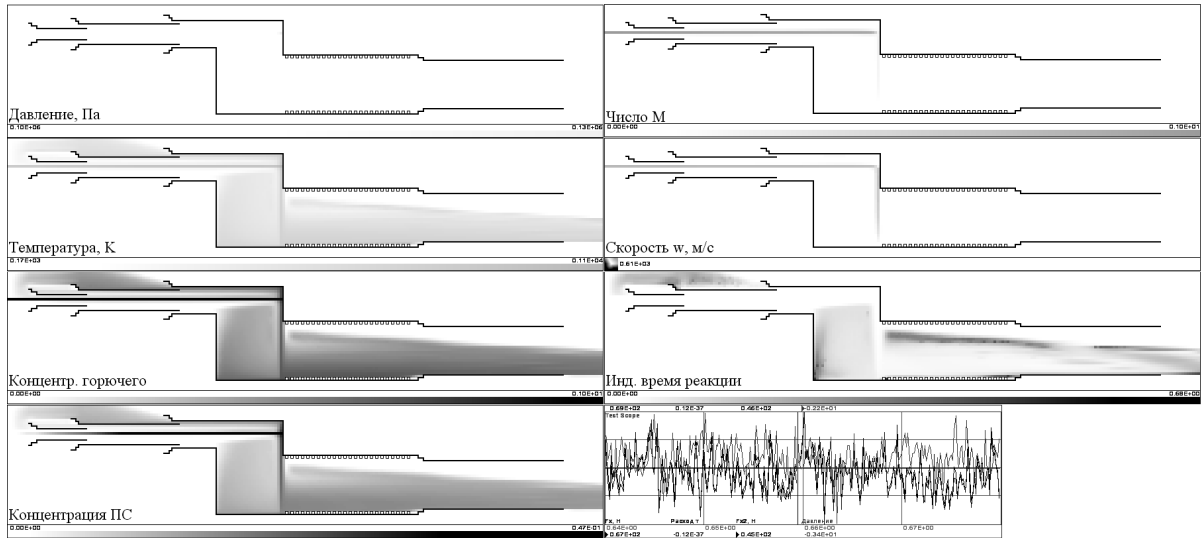


Рис. 4. Фазы процесса в ЭПВРД «ДМ» без наддува. Состояние перед вспышкой – стабилизированный выброс реагирующей ТВС из третьей ступени эжектора и локализация интенсивного вибрационного горения на границе контакта с воздушной средой в зоне теплообменника и сопла

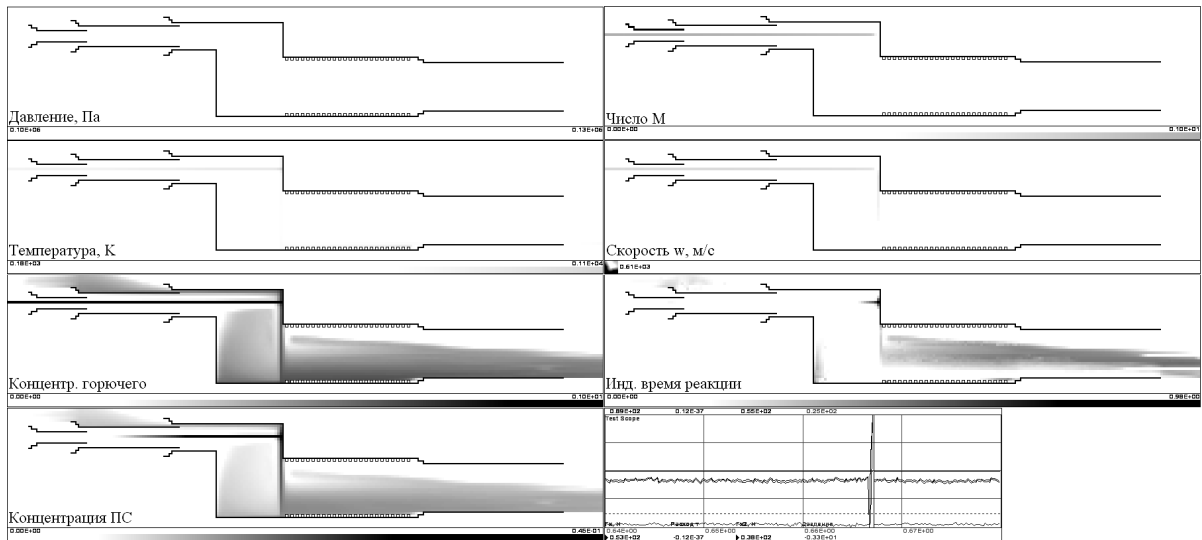


Рис. 5. Фазы процесса без наддува – момент воспламенения

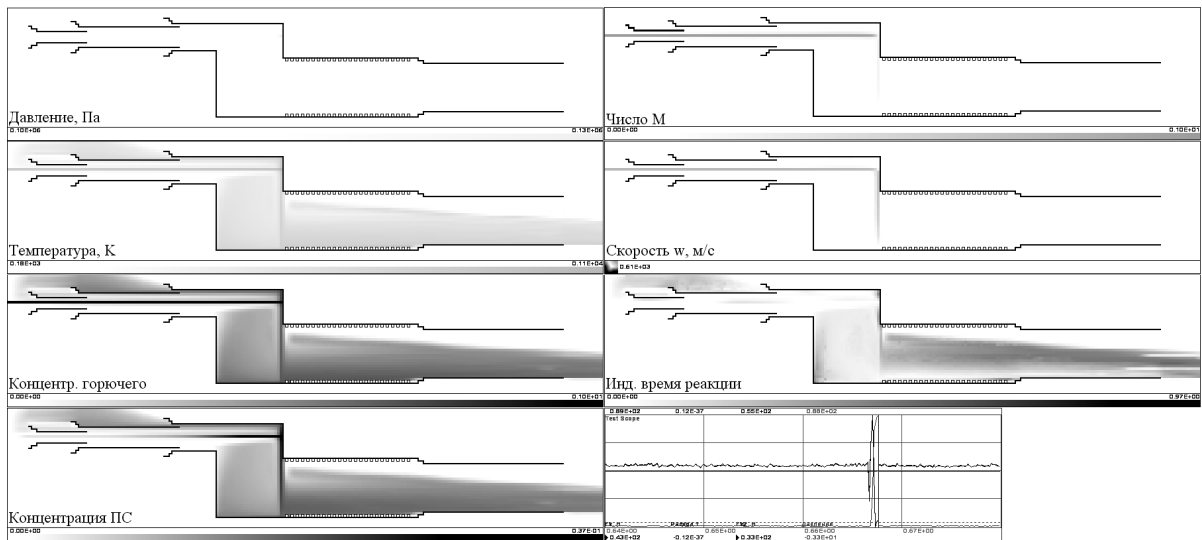


Рис. 6. Фазы процесса без наддува – распространение зоны горения в пределах падающей струи пропана

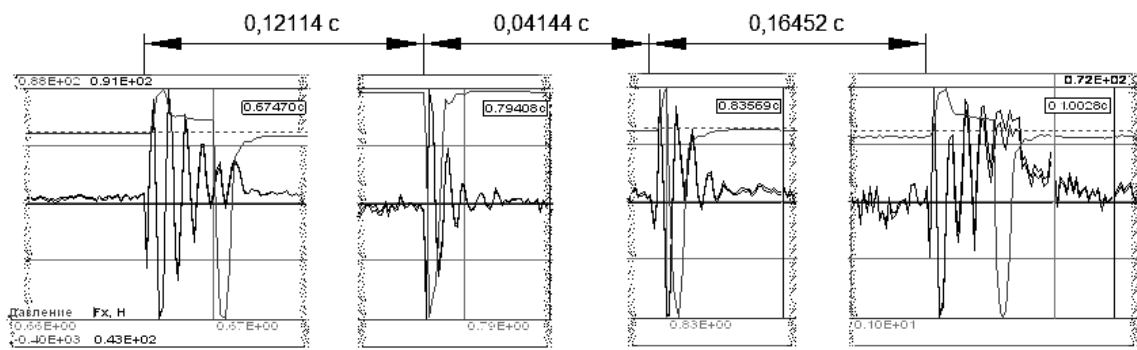


Рис. 7. Осциллограмма всплеск высокой интенсивности в процессе без наддува

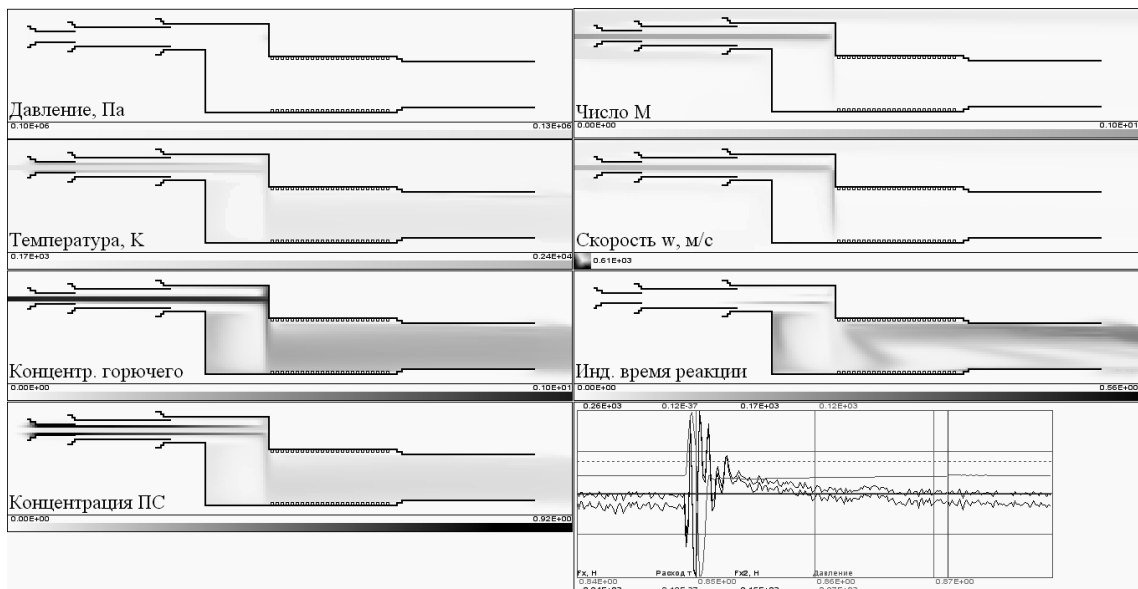


Рис. 8. Процесс в ЭПВРД «ДМ» с наддувом в интервале между всплесками

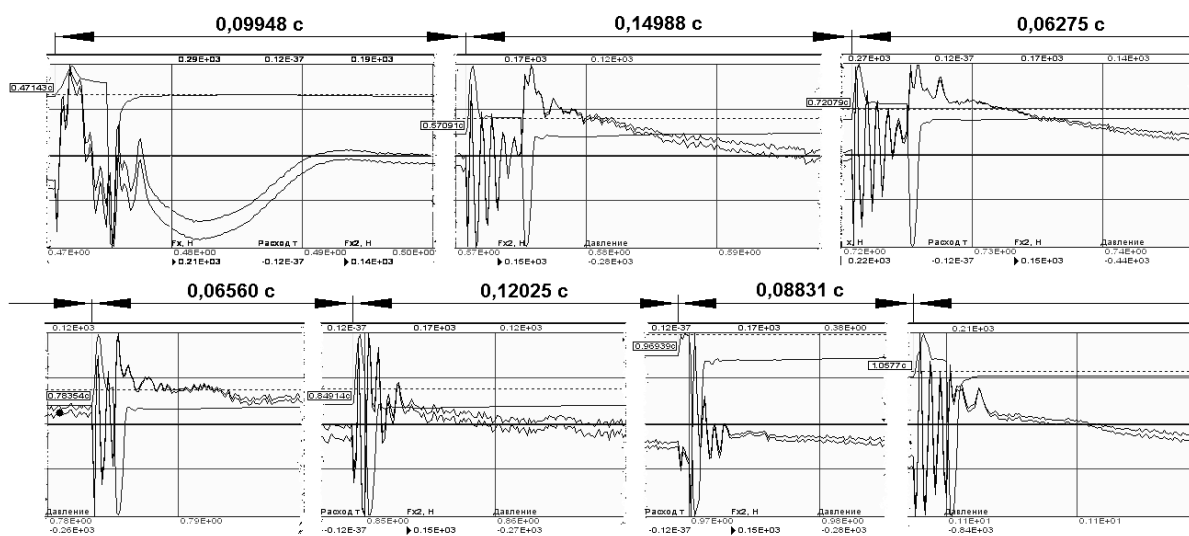


Рис. 9. Осциллограмма всплеск высокой интенсивности в процессе с наддувом

## Литература

1. Амброжевич А.В. Технология исследований рабочих процессов транспортных систем с бесклапанными ПуВРД / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 4 (71). – С. 67–74.

2. Амброжевич А.В. Модель многорежимного горения в тепловых машинах / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2010. – № 5 (72). – С. 50–58.

3. 3,093,962 Valveless Jet Engine with Inertia Tube / Engine M. Gluhareff, 513 N. Dianthus, Manhattan Beach, Calif. Filed Mar. 1957, Ser. No. 645,299 8 Claims. (Cl. 60-35.6) // *US Patent Office*, 3,093,962, patented June 18, 1963.

4. Технические характеристики ДГ с сайта Gluhareff Pressure Jet [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.tipjet.com/g8220\\_kit.html](http://www.tipjet.com/g8220_kit.html).

5. Сведения об использовании ДГ в вертолетостроении G8-2 Gluhareff Pressure Jet Engines «The original pressure jet» // *A division of Gluhareff helicopters LLC [Электронный ресурс]*. – Режим доступа: <http://www.gluhareffhelicopters.com/techical-information/engine-model-specifications>.

6. Мигалин К.В. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель / К.В. Мигалин, А.И. Сиденко // *Заявка на изобр. РОСПАТЕНТ: уведомл. о поступлении и рег заявки от 04.05.2010 г., рег. вх. № 025323, рег. № 2010117779*.

7. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях: монография / А.В. Амброжевич. – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.

8. Амброжевич А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении: учеб. пособие / А.В. Амброжевич. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 233 с.

Поступила в редакцию 19.03.2011

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой проектирования ракетно-космических аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

## ДОСЛІДЖЕННЯ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ В ЕЖЕКТОРНОМУ ППРД

*О.В. Амброжевич, С.М. Ларьков, К.В. Мигалин, В.О. Середя*

Розглянуто клас ежекторних прямоточних повітряно-реактивних двигунів (ЕППРД) з подачею та компресією повітря від активного струменя пропану. Запропоновано метод розрахунку течії в ЕППРД на підставі універсальної технології обчислювального газодинамічного експерименту з використанням моделі багаторежимного горіння паливо-повітряної суміші. Подано результати чисельних досліджень робочого процесу ЕППРД малої тяги для безпілотного літального апарату. Проведено факторний аналіз робочого процесу на основі амплітудо-фазо-частотних характеристик двигуна.

**Ключові слова:** ежекторний повітряно-реактивний двигун, безпілотний літальний апарат, робочий процес, обчислювальний газодинамічний експеримент, багаторежимне горіння.

## INVESTIGATION OF WORKING PROCESS IN THE EJECTOR RAMJET ENGINE

*A.V. Ambrozhevitch, S.N. Larkov, K.V. Migalin, V.O. Sereda*

A class of ejector ramjet engines (ERJE) with supplying and compressing the air from active propane's flow is considered. A method of numerical simulation of flow in ERJE on the versatile technology of numerical gas dynamic experiment with multi regime's model of combustion of air-fuel mixture is proposed. Results of numerical researches of working process in ERJE small draught for a unmanned aircraft vehicle are presented. The factorial analysis of working process on the basis of amplitude-phase-frequency characteristics of the engine is carried out.

**Key word:** ejector ramjet engines, unmanned aircraft vehicle, working process, numerical gas dynamic experiment, multi regime's combustion.

**Амброжевич Александр Владимирович** – д-р техн. наук, проф., профессор кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Ларьков Сергей Николаевич** – канд. техн. наук, главный технолог, производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина.

**Мигалин Константин Валентинович** – канд. техн. наук, директор, ООО НПФ «РОТОР», Россия, Тольятти, e-mail: MigalinK@mail.ru.

**Середя Владислав Александрович** – канд. техн. наук, вед. инженер кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda\_vlad@ukr.net.