

УДК 629.7.085

М. В. АМБРОЖЕВИЧ<sup>1</sup>, А. В. ГРИЩЕНКО<sup>1</sup>, К. В. МИГАЛИН<sup>2</sup>,  
В. А. СЕРЕДА<sup>1</sup>, В. Ю. СИЛЕВИЧ<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

<sup>2</sup> ООО НПФ «РОТОР», Россия

## ТРАЕКТОРНЫЙ ПРОЦЕСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ТИПА КРЫЛО-ЭЖЕКТОР С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ЭКРАНА

Представлены результаты численных исследований траекторного процесса летательного аппарата (ЛА) интегральной схемы «крыло-эжектор» (КЭ) со встроенным в несущий фюзеляж эжекторным прямоточным двигателем в фазе набора высоты и скорости с учетом экрана. Показана комплексная картина процесса внешнего и внутреннего обтекания с учетом взаимодействия с поверхностью и факторов динамики полета: физические поля основных параметров и эволюция вихревых структур. Получены интегральные характеристики процесса старта. Приведены оценки влияния масштабного фактора на характеристики рабочего процесса ЛА КЭ.

**Ключевые слова:** крыло-эжектор, встроенный эжекторный прямоточный двигатель, несущий фюзеляж, траекторный процесс, внешнее и внутреннее обтекание, динамика полета, численные исследования.

### Введение

В первой статье [1] цикла, посвященного тематике летательного аппарата «крыло-эжектор» (ЛА КЭ [2]), рассматривался траекторный процесс в неограниченном пространстве (в дальнейшем – вариант I). Следующим логичным шагом видится расширение представлений на случай траекторного процесса в фазе набора высоты и скорости с учетом влияния экрана, с целью оценки влияния масштабного фактора наряду с экраным эффектом.

### 1. Объект исследований и его модель

Физическим оригиналом на данном этапе НИР служит тяговый модуль КЭ с хордой профиля 250 мм, предназначенный для стендовых испытаний и далее в качестве свободно летающей транспортной системы (рис. 1).

Характеристики расчетного варианта представлены в табл. 1.

Модель процесса задана в полной аналогии с [1] в системе координат, связанных с ЛА, но дополнена подмоделью взаимодействия с подвижной плоской поверхностью [3–4] (рис. 2).

На уровне предпроектных допущений статическая устойчивость обоих вариантов ЛА КЭ обеспечивается безмоментной схемой. Моделируются условия старта «по-ракетному», т.е. открытием дроссельного крана с синхронизированным воспламенением пропана в воздушной среде.

В качестве основной формы представления ре-

зультатов численного эксперимента используются цветовые карты, содержащие в себе многоокопные панели фазовых срезов физических полей в профильном сечении контрольного объема (КО): давление ( $p$ ), температур ( $T$ ), чисел Маха ( $M$ ), массовых концентраций продуктов сгорания ( $\omega$ ) и горючего ( $\omega_r$ ), относительных массовых долей выгоревшего топлива ( $X(\tilde{t})$ ) к моменту времени, где  $\tilde{t}$  – индивидуальное время химически реагирующей частицы.



Рис. 1. Экспериментальный образец тягового модуля КЭ (вариант II)

Вихревая схема ЛА КЭ получена с использованием генератора линий тока.

Таблица 1  
Исходные характеристики объекта исследований (вариант II)

Параметр		Значение
Размеры	хорда, м	0,25
	размах, м	0,25
Площадь продольного сечения, м <sup>2</sup>		0,007737
Массовая сводка	стартовая масса, кг	5
	масса горючего, кг	3,75
Плотность компоновки, кг/м <sup>3</sup>		2585 *
Параметры пропана в коллекторе	скорость, м/с	0,0
	температура, К	873,0
	давление, МПа	1,0

\* – приближается к монолитному алюминию

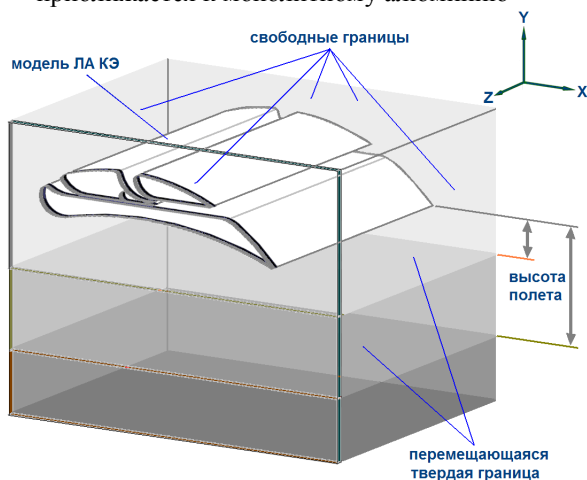


Рис. 2. Модель планарного ЛА КЭ в КО с подвижной маской поверхности земли

## 2. Факторный анализ результатов численного эксперимента

### 2.1. Инвариантная составляющая

Несмотря на различие характерных линейных размеров и наличие экрана по отношению к ранее рассмотренной задаче обтекания ЛА КЭ [1], в обоих случаях следует констатировать принципиальное сходство полученных картин течения в связи с инвариантностью факторной природы процесса.

Так, например, наблюдается полная топологическая аналогия развития течений: при запуске ДУ с началом реактивного выхлопа; появления внешних вихревых структур с направлением вращения, задаваемым косым срезом реактивного сопла; появления и развития эффекта Коанда (рис. 3-4).

### 2.2. Отличительные особенности течений

Специфика данного варианта рабочего процесса в ЛА КЭ обусловлена туннельным эффектом и масштабным контрастом.

Влияние экрана проявляется с началом эжектирования части отклоненной струи в туннельное пространство между ЛА КЭ и поверхностью земли (рис. 3-4). Далее происходит зарождение вихревой формы газо-воздушной подушки, объясняющееся эффектом Коанда в нижней части зоны затопления реактивной струи с последующим распространением вихревой формы газо-воздушной подушки в направлении носка профиля.

Начальная фаза газодинамического поддержания ЛА КЭ системой сил, обусловленных принудительной циркуляцией вокруг контура КЭ в комплексе с газо-воздушной подушкой обусловлены инжекцией газо-воздушного вихря в туннельное пространство. На определенной стадии развития газо-воздушного вихря наступает положительный баланс подъемной силы в поле тяготения с отрывом от поверхности.

Расхождение твердых границ туннеля в процессе отрыва порождает сегментацию газо-воздушной подушки, обусловленную перетеканием в верхнее полупространство в зоне носка профиля. Дальнейший набор высоты и скорости в результате взаимодействия принудительной циркуляции и газо-воздушной подушки сопровождается перетеканием в зоне носка профиля и инжекцией в маршевый воздухозаборник.

По мере отдаления от поверхности происходит дробление газо-воздушной подушки на зону остаточной загазованности и остается присоединенный к реактивной струе вихрь вследствие расхождения границ туннеля в фазе развитого набора высоты и скорости. Указанные структуры сопровождают ЛА КЭ в режиме свободного полета, причем здесь снова можно отметить близкую топологическую аналогию обоих расчетных вариантов (для сравнения – [1]), впрочем, с иными пропорциями.

Фактор регрессии химической реакции обнаружился и ранее [1], хотя в связи с существенным уменьшением характерных размеров в варианте II ощущается значительно сильнее. Наличие зон не прореагировавшего с воздухом пропана неизбежным образом обусловлено эжекционным принципом рабочего процесса, т. е. с исходно не стехиометрическими пропорциями активного и пассивного потоков, а также неблагоприятным в данном случае фактором масштаба. Регрессия химической реакции обнаруживается в начальных стадиях прилипания струи и сохраняется в последующих вплоть до установления режима полета, практически свободного от влияния экрана. Наиболее заметна местная деградация химического взаимодействия в зоне низких температур в передней зоне остаточной загазованности. В режиме свободного полета ЛА КЭ сохраняется малозаметный след остаточной загазованности.

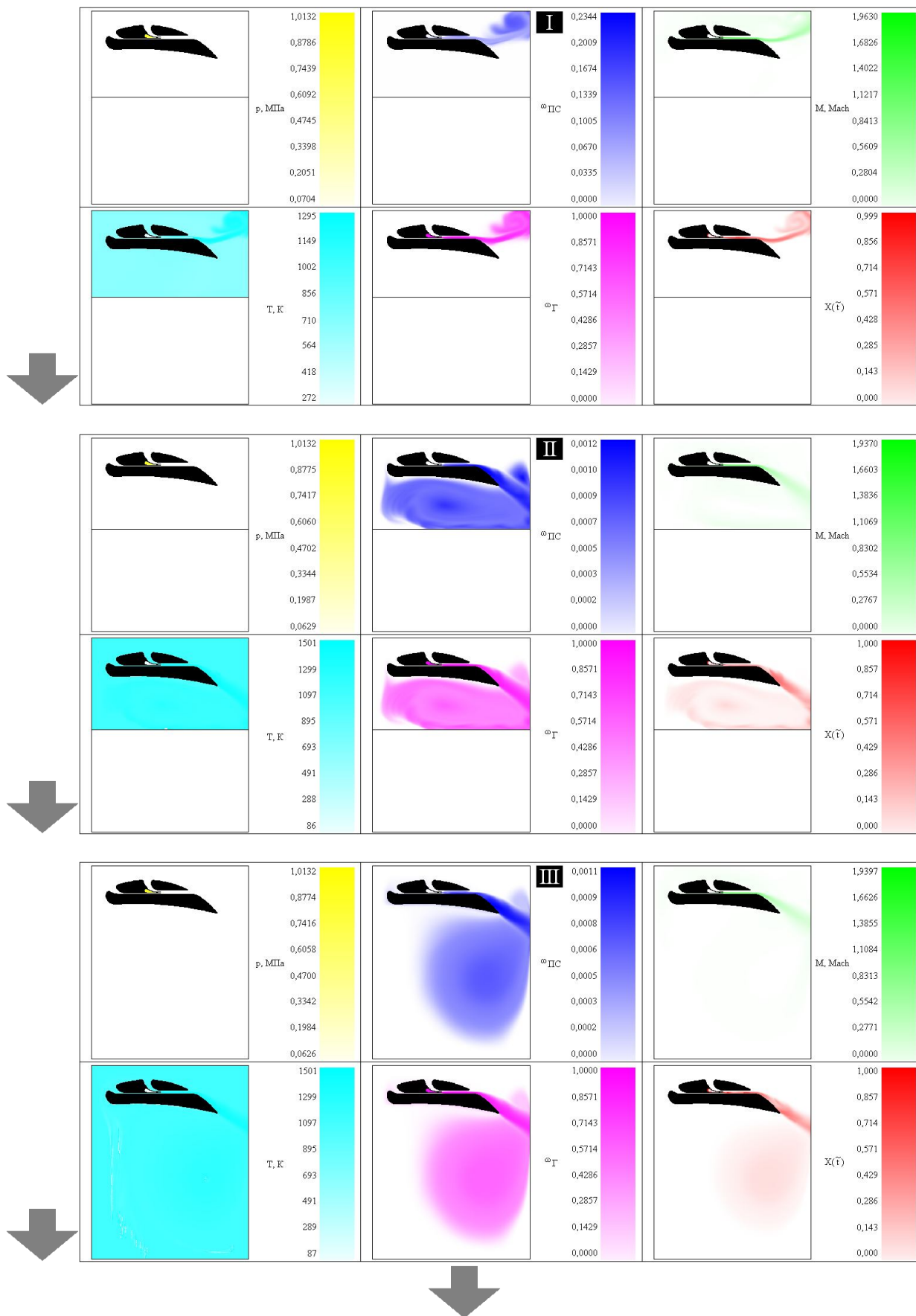


Рис. 3. Состояния физических полей, образующих траекторный процесс ЛА КЭ в фазе старта с поверхности: в момент запуска ДУ (I), в процессе наполнения газо-воздушной подушки (II) и в свободном полете (III)

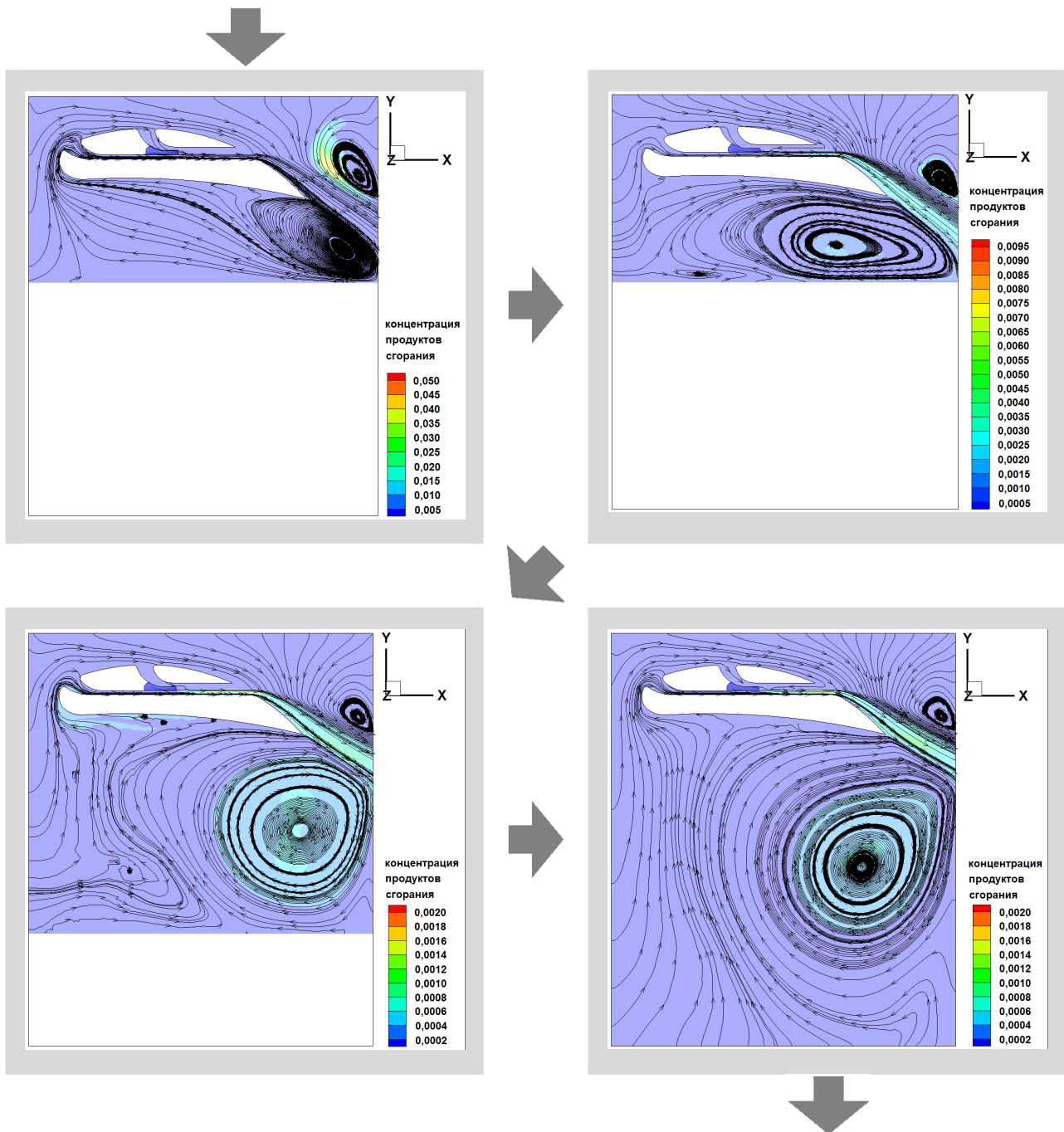


Рис. 4. Эволюция вихревых систем в процессе набора скорости ЛА КЭ вблизи экрана и в свободном полете

### 2.3. Влияние масштаба на амплитудо-фазочастотные характеристики

В установившемся после прилипания струи циклическом процессе полномасштабного ЛА КЭ [1] выдерживается регулярная повторяемость амплитудо-фазочастотных характеристик (АФЧХ) с погрешностью периода пульсаций не более 3%, что объясняется благоприятной суперпозицией основных факторов рабочего процесса:

1. В камере смешения устанавливается пульсационное сверхзвуковое течение, что обусловлено

периодическим запираем критического сечения сопла Лавая. В результате камера смешения совмещает в себе функцию резонатора.

2. Выходящая из камеры смешения разогретая переобогащенная смесь (т.е. в состоянии с весьма малым энергетическим порогом инициализации), после поворота на изломе контура в области течения Прандтля-Майера, прилипает к криволинейной спинке профиля, вступает в контакт с внешней средой. После этого происходит скоротечное циклическое сгорание в зонах местных стехиометрических концентраций на той же поверхности [1].

Указанная факторная суперпозиция обусловлена достаточным для появления циклического запыления сопротивлением в критическом сечении сопла Лаваля высотой 6,8 мм (на выходе из коллектора) и, таким образом, в данном масштабе пограничный слой не оказывает существенного влияния на основной режим течения. Протяженность замыкающего криволинейного участка спинки профиля также позволяет завершить полный цикл сгорания в зонах стехиометрических концентраций в верхних (лежащих за пределами пограничного слоя) зонах прилипающей струи, увлекающих окружающую воздушную среду.

Следует отметить, что течение в полуограниченном пространстве с экзотермическими реакциями включает в себя динамическую составляющую. Здесь имеет место силовое воздействие прилипающей струи с верхней поверхностью хвостовой части профиля. В процессе расширения в зонах экзотермической реакции в полуограниченном пространстве возникают источники импульса скорости и, с нарастающей интенсивностью – давления. Причем эти, последние, будут оказывать прогрессирующее влияние по мере роста скорости горения. В случае локального квазидетонационного горения или перехода в детонацию вклад импульса давления может иметь доминирующий характер в общем механизме генерации силы тяги.

Уменьшение масштаба КЭ (вар. II) в 6,8 раза ввиду критичного усиления влияния пограничного слоя радикально меняет вид АФЧХ (рис. 5), так как высота критического сечения сопла (1 мм) соизмерима с толщиной пограничного слоя. Траектории химически реагирующих частиц в зоне прилипания струи не имеют достаточной протяженности для совершения полного цикла сгорания. Вследствие этого процесс приобретает нерегулярный вибрационный характер. В натуральных условиях подобным образом также должны себя дополнительно проявить технологические погрешности.

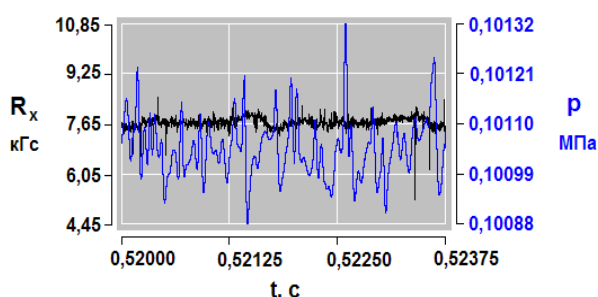


Рис. 5. АФЧХ малоразмерного ЛА КЭ

Основные динамические характеристики процесса набора высоты и скорости представлены в табл. 2. Более подробное рассмотрение динамики

полета в фазе старта будет представлено в виде отдельной статьи.

Таблица 2  
Параметры фазы старта ЛА КЭ  
с поверхности,  $t=0,5$  с

Параметр	Значение
Тяговооруженность	2,4
Скороподъемность, м/с,	4,2
Горизонтальная скорость, м/с	7,1
Высота подъема, м	1,03
Горизонтальное перемещение	1,90
Выработка горючего, г	15

## Заключение

Поставленная задача исследований ввиду ее принципиальной новизны и сложности не может быть решена одномоментно, в связи с чем представленные результаты следует считать лишь очередной итерацией.

Предлагаемые принцип и реализующее его устройство обеспечивают саморегулирующуюся генерацию газо-воздушной подушки в туннельном пространстве за счет эффекта Коанда и наполнения вследствие эжекции реактивной струи, т.е. в силу факторов исключительно струйной природы.

При уменьшении масштаба ЛА КЭ до определенного предела ввиду инвариантности фактора пограничного слоя и скорости горения радикально меняется характер подвода теплоты в цикле – от периодического при изохорном процессе до вибрационного при изобарном.

Рабочий процесс ЛА КЭ, также как и его траекторная составляющая однородны и не содержат в себе конвертируемых фаз, ввиду того, что набор высоты и скорости совершается монотонно по прямолинейной траектории с углом наклона к горизонту около  $45^\circ$  после наполнения туннельного пространства газо-воздушной подушкой.

Уверенный траекторный процесс может быть осуществлен даже в предельном случае, когда плотность компоновки сопоставима с плотностью конструкционного материала.

## Литература

1. Циркуляционный принцип траекторного поддержания за счет интеграции эжекторного прямоточного двигателя в летающее крыло [Текст] / А. В. Амброжевич, А. В. Грищенко, А. В. Корнев, К. В. Мигалин, В. А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 5 (112). – С. 56-63.



2. Способ создания системы сил летательного аппарата вертикального взлета и посадки и летательный аппарат для его осуществления [Текст] : Заявка на пат. РФ № 082913 : МПК В64С 29/00 / Амброжевич А. В., Грищенко А. В., Мигалин К. В., Середя В. А., Силевич В. Ю. – № 2012152003/11 ; Заявл. 04.12.2012 ; Опубл. 27.05.2014 ; Приор. : 29.01.2013, Бюл. № 04. – 2 с.

3. Амброжевич, М. В. Комплексно-сопряженная модель рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе [Текст] / М. В. Ам-

брожевич // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2002. – № 30. – С. 37-42.

4. Амброжевич, М. В. Интегрированная технология опережающих исследований рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе [Текст] / М. В. Амброжевич // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 42/7. – С. 78-82.

Поступила в редакцию 10.11.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., гл. науч. сотр. каф. аэродинамики Ю. А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

### ТРАЕКТОРНИЙ ПРОЦЕС ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ТИПУ «КРИЛО-ЕЖЕКТОР» З УРАХУВАННЯМ ВПЛИВУ ЕКРАНУ

*М. В. Амброжевич, О. В. Грищенко, К. В. Мігалин, В. О. Середя, В. Ю. Силевич*

Подано результати чисельних досліджень траекторного процесу літального апарату (ЛА) інтегральної схеми «крило-ежектор» (КЕ) з вбудованим в несучий фюзеляж ежекторним прямоточним двигуном у фазі набору висоти і швидкості з урахуванням екрану. Показано комплексну картину процесу зовнішнього і внутрішнього обтікання з урахуванням взаємодії з поверхнею і факторів динаміки польоту. Наведено оцінки впливу масштабного чинника на характеристики робочого процесу ЛА КЕ.

**Ключові слова:** крило-ежектор, вбудований ежекторний прямоточний двигун, несучий фюзеляж, траекторний процес, зовнішнє і внутрішнє обтікання, динаміка польоту, чисельні дослідження.

### TRAJECTORY PROCESS OF AERIAL VEHICLE «EJECTOR-WING» TYPE BY INFLUENCE OF RAM WING SURFACE EFFECT

*M. V. Ambrożewicz, A. V. Griszhenko, C. V. Migalin, V. A. Sereda, V. Y. Silewich*

A results of numerical investigations of trajectory process of integrated scheme aerial vehicle (AV) «ejector-wing» with mounted into the carried fuselage ejection ram-jet engine made by scheme ejector-wing (EW), are presented. A complex picture of external and internal flowing with tacking into account a ram wing surface effect and dynamic factors of flight was demonstrate: physical fields of the basic parameters and the evolution of the vortex structures. Integral characteristics of the process start. Some estimations of scale factor influence on the working process performances AV EW were done.

**Key words:** carried fuselage, ejection ram-jet engine, «ejector-wing», complex model of external and internal flowing, flight dynamic, numerical experiment.

**Амброжевич Майя Владимировна** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники факультета авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Грищенко Александр Владимирович** – ст. преп. кафедры конструкции и проектирования ракетной техники факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sir.grischenko2014@yandex.ru

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

**Середя Владислав Александрович** – канд. техн. наук, доц. кафедры конструкции и проектирования ракетной техники факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda\_vlad@ukr.net.

**Силевич Владимир Юрьевич** – канд. техн. наук, асс. кафедры конструкции и проектирования ракетной техники факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bob4ik84@mail.ru.