

УДК 629.7.085

А. В. АМБРОЖЕВИЧ<sup>1</sup>, А. В. ГРИЩЕНКО<sup>1</sup>, А. В. КОРНЕВ<sup>1</sup>,  
К. В. МИГАЛИН<sup>2</sup>, В. А. СЕРЕДА<sup>1</sup><sup>1</sup> Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина<sup>2</sup> ООО НПФ «РОТОР», Россия

## ЦИРКУЛЯЦИОННЫЙ ПРИНЦИП ТРАЕКТОРНОГО ПОДДЕРЖАНИЯ ЗА СЧЕТ ИНТЕГРАЦИИ ЭЖЕКТОРНОГО ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО

*Рассмотрен принцип траекторного поддержания летательного аппарата (ЛА), основывающийся на генерации принудительной циркуляции вокруг несущего фюзеляжа интегрированным в конструкцию эжекторным воздушно-реактивным двигателем, выполненным по схеме «крыло-эжектор» (КЭ). Представлена комплексная модель траекторного процесса ЛА КЭ, отображающая процесс внешнего и внутреннего обтекания, а также динамику полета в неограниченном пространстве. Приведены результаты численного эксперимента, воспроизводящего начальную фазу полета ЛА КЭ и прогнозируемые ТТХ нового класса беспилотных ЛА.*

**Ключевые слова:** принцип траекторного поддержания, принудительная циркуляция, несущий фюзеляж, эжекторный воздушно-реактивный двигатель, «крыло-эжектор», комплексная модель траекторного процесса, процесс внешнего и внутреннего обтекания, динамика полета, численный эксперимент.

### Введение

Традиционные подходы к проектированию летательных аппаратов (ЛА) сводятся к метафизическому правилу: «планер – отдельно, двигательная установка (ДУ) – отдельно», не смотря на неразрывную взаимосвязь названных элементов в траекторном процессе. На определенном этапе принцип декомпозиции, очевидным образом влекущий эклектичный облик ЛА, был безальтернативно продиктован ограниченными возможностями наличествующего проектного инструментария. В настоящий момент комплексные подходы касаются главным образом интегральных компоновок планера, в то время как ДУ за незначительным исключением продолжает восприниматься как автономная сущность. Тем не менее, перспективы авиационной техники несомненно связаны с дальнейшим внедрением интеграции на уровне «планер – ДУ». Интеграционная основа решения данной проблемы может быть представлена парадигмой единства внешних и внутренних течений с целенаправленным использованием струйного взаимодействия – эффекта Коанда и др. Проблематика предлагаемой статьи ограничивается классом ЛА с неподвижным крылом, не имеющих принципиальных ограничений по скорости полета. Аппараты с вращающейся несущей системой автоматически исключаются из рассмотрения, так как переменный режим обтекания лопастей не оставляет шансов удовлетворительного решения задачи обес-

печения скоростного полета в неконвертируемом облике. Известные аналоги, в некотором смысле укладывающиеся в рамки указанной парадигмы, представлены далее.

На данный момент стереотипным примером применения эффекта Коанда, т.е. прилипания реактивной струи к криволинейной поверхности под действием поперечного градиента давлений, могут служить глубоко серийные конструкции ГП «Антонов» – Ан-72/74, Ан-32, Ан-70Т. Кстати сказать, широко представленный в литературных источниках [1 и др.] принцип действия встроенного в крыло пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД) Стечкина, несмотря на явную интегральную концепцию, не использует эффекта прилипания, позволяющего увеличить подъемную силу. Получила некоторую известность экспериментальная программа по созданию самолета с целевым эжекторным крылом с активной струей, отбираемой от турбореактивного двигателя (ТРД) [2], т.е. с заведомо низкой энергетикой струйного взаимодействия (рис. 1). Судя по схеме, авторы на эффект Коанда не полагались.

Представляется не безынтересной информация о специфике утолщенных верхних воздухозаборников, не часто, но все же встречающихся в авиационной технике. Причины появления такого рода решений разнообразны. Например, верхние утолщенные воздухозаборники применяются на фронтальном истребителе МиГ-29 (рис. 2) и учебно-тренировочном

самолете Як-130 с целью обеспечения возможности базирования на неподготовленных взлетно-посадочных полосах. При выпущенном шасси маршевые воздухозаборники закрываются, а воздух поступает через верхние жалюзи (выделены жирным контуром на рис. 2).

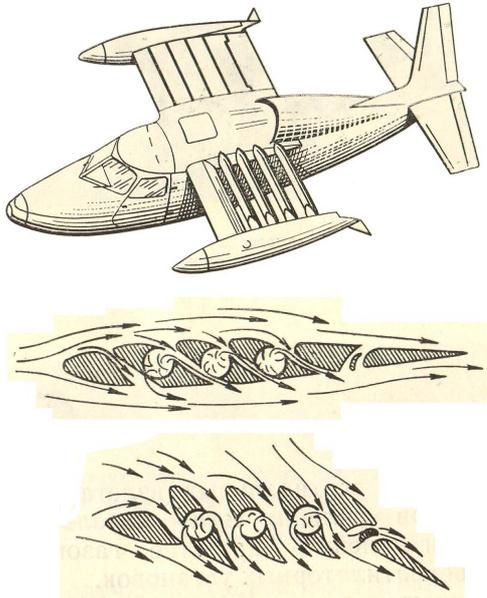


Рис. 1. Экспериментальный самолет «Алладин» фирмы «Бертен» (Франция) с щелевым эжекторным крылом [2]

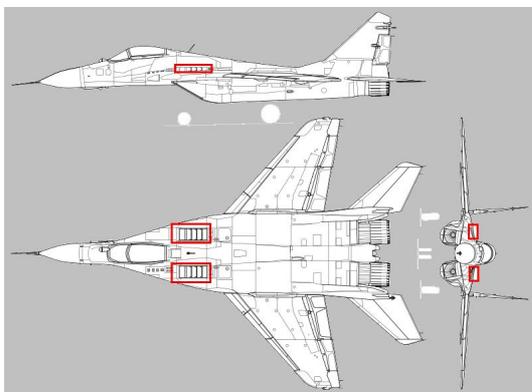


Рис. 2. Стартовые воздухозаборники истребителя МиГ-29

Эффект разрежения на наплывах крыла (рис. 3), создаваемый стартовыми воздухозаборниками работающих двигателей, вызывает аэродинамическую разгрузку наплывов в такой мере, что пневматик носовой стойки шасси уверенно оторвется от земли.

Не без влияния предыдущей конструкции появилось утопленное верхнее входное устройство (ВУ) беспилотного ЛА (БЛА) «Yabhoon» (рис. 4). Генераторы вихрей в виде наплывов крыла выполнены наподобие МиГ-29. Однако в дополнение к этому крыло обратной стреловидности генерирует

вихрь у корня в зоне центроплана. Негативной стороной указанных принципов организации внешних и связанных внутренних течений является высокоинтенсивная завихренность на входе в ВУ, что требует проведения мероприятий по согласованию пространственных свойств потока на входе в компрессор ТРД с расчетным режимом работы первой ступени из условий газодинамической устойчивости.



Рис. 3. Эффект аэродинамической разгрузки на наплывах истребителя МиГ-29 в процессе газовки



Рис. 4. БЛА ADCOM «Yabhoon-GRN» с верхним утопленным ВУ

Эффект аэродинамической разгрузки верхней части поверхности фюзеляжа в компоновках с утопленным верхним ВУ тем более привлекателен, что опыт связанный с самолетами вертикального взлета и посадки (СВВП) в ретроспективе не может быть признан вполне удовлетворительным. Газоструйному принципу вертикального взлета и посадки (ВВП), воплощенному в СВВП «Harrier» и Як-36М/38 имманентно присущи весьма высокие энергетические затраты. Режим висения ценой 60% бортового запаса горючего превращает подобную технику в дорогостоящий аттракцион, не имеющий практического значения, так как радиус действия СВВП в режиме вертикального взлета и посадки (для чего они собственно и предназначались) ничтожен, в особенности в тропических широтах, и не превышает 205 км (Як-38 [3]) и 135 км («Harrier» [4]). Проявление эпигонства в лице СВВП F-35В с подъемным приводным вентилятором общей картины к лучшему не меняет. Порочность основной концепции СВВП состоит в том, что ограниченность внутренних объемов не позволяет вовлечь в процесс траекторного поддержания достаточно большие массы рабочего тела и вследствие этого для создания необходимой системы сил неизбежным образом приходится прибегать к высоким скоростям реактивных струй. Далее, механизм взаимодействия реактивных струй с окружающим пространством и элементами конструкции СВВП, как при наличии экрана, так и вне такового, энергетически не выгоден.

Несколько более совершенным выглядит принцип траекторного поддержания экранопланов в зоне влияния подстилающей поверхности, но и здесь глубоко не все безупречно. Использование подъемных ТРДЦ для создания воздушной подушки с также невыгодным на данном режиме полета пропульсивным КПД, на практике дискредитировало идею данного транспортного средства, включая широко разрекламированные образцы «полукорабельного» облика разработки Сормовского КБ (ныне им. Алексея): «КМ», «Орленок», «Лушь». Военные, вдоволь «наигравшись» отрядом экранопланов «Орленок» в процессе опытной эксплуатации в конечном счете не нашли им места в системе вооружений, так как ни в какой ипостаси эта техника не способна конкурировать ни с самолетами, ни с вертолетами, ни с судами на воздушной подушке по своим транспортным и прочим тактическим свойствам.

Наиболее явно выражен принцип использования принудительной циркуляции в ЛА ВВП «ЭКИП». Здесь аэродинамически несущий корпус аппарата выполнен в форме толстого крыла малого удлинения, объединяющего функции несущей системы и фюзеляжа. Принудительная циркуляция соз-

дается двигательной установкой, встроенной в фюзеляж интегральной конструкции. Система вихрей, создаваемая основными, вспомогательными и управляющими двигателями, обеспечивает безотрывное обтекание ЛА «ЭКИП» на крейсерских режимах полета [5] за счет соответствующего управления пограничным слоем. Учитывая, что речь идет о повышении экономичности, данная форма процесса обтекания планера интегральной конструкции обеспечивает высокие показатели аэродинамического качества.

Общее впечатление несколько ухудшает гибридная схема со специальным «струйно-посадочным устройством на воздушной подушке» [5]. По-видимому, авторам не удалось добиться устойчивого поддержания ЛА воздушной подушкой на малых скоростях, что вынудило применить газоструйную балансировку в режиме висения наподобие классических СВВП.

Несмотря на очевидную перспективность, можно констатировать, что тематическое направление в области авиастроения, основывающееся на принципах интеграции двигательных установок в несущую систему ЛА, на данном этапе развития не имеет системной теоретической базы, хотя определенный опыт некоторыми проектно-конструкторскими школами накоплен и успешно используется.

## 2. ЛА ВВП «Крыло-Эжектор»

Собственное видение авторов настоящей статьи использования струйных форм организации траекторного процесса нашло свое выражение в схеме принципиально нового ЛА интегральной схемы «Летающее крыло с эжекторным ПуВРД» [6], в дальнейшем – «крыло-эжектор» (КЭ, рис. 5).

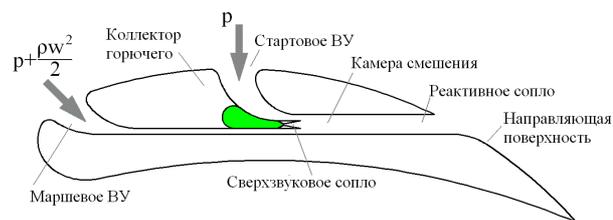


Рис. 5. Схема ЛА КЭ с планарным рабочим процессом

**Концепция** ЛА КЭ имеет синтетическую основу, предусматривающую использование:

- 1) эффекта Коанда, обеспечивающего получение в условиях принудительного обдува подъемно-пропульсивной силы, действующей на фюзеляж, выполненный в виде аэродинамического профиля;
- 2) предварительно сжатого (сжиженного) пропана в качестве активной среды;

3) волновых эффектов, возникающих в проточной части в процессе механического и химического взаимодействия активной и пассивной сред для повышения эффективности эжектора;

4) газодинамического саморегулирования ДУ при изменении режимов полета за счет струйных эффектов при совместной работе стартового и маршевого входных устройств (ВУ).

**Принцип действия** ЛА КЭ состоит в следующем.

1. Сжатие рабочего тела осуществляется за счет располагаемой энергии массы горючего в нестационарном сверхзвуковом эжекторе, позволяющем повысить термодинамическую эффективность тепловыделения при взаимодействии химически реагирующих струй и снизить гидравлические потери при соответствующей синхронизации волновых явлений.

2. Прилипание реактивной струи, помимо выгодного направления силы тяги при взлете, создает эффект повышения циркуляции вокруг профиля и за счет присоединения больших низкоскоростных масс воздуха из окружающего пространства обуславливает качественное улучшение пропульсивных характеристик ДУ в режиме старта.

3. По мере разгона аппарата за счет динамического напора усиливается напорность струи, втекающей через маршевое ВУ и снижается вклад пассивного потока через стартовое ВУ. В итоге на высокоскоростных режимах на нижней стенке камеры смещения и реактивного сопла образуется воздушный зазор, достаточный для отрыва струи от наружной поверхности профиля, что обеспечивает выгодные условия истечения в крейсерском горизонтальном режиме полета.

4. Оптимизация режимов крейсерского полета осуществляется простым дросселированием по линии горючего.

### 3. Модель ЛА «Крыло-Эжектор» и ее реализация

Для проведения исследований траекторного процесса ЛА КЭ применяется универсальная технология численного эксперимента, основывающаяся на комплексных газодинамических и траекторных моделях [7–10 и др.]. Факторы экзотермических реакций воспроизводятся в рамках модели многорежимного горения [11]. Модель траекторного процесса в неограниченном пространстве реализуется в контрольном объеме, отображенном на равномерную прямоугольную сетку (рис. 6) с использованием твердотельной маски, импортированной из среды проектирования.

Направляющие свойства криволинейных по-

верхностей имитируются согласно [12]. Характеристики расчетного варианта представлены в табл. 1.

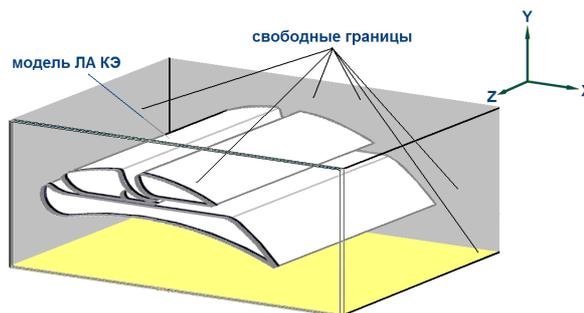


Рис. 6. Модель планарного ЛА КЭ в контрольном объеме и его сеточное отображение с разрешением на  $N_1 \times N_2 \times N_3 = 500 \times 200 \times 1$  ячеек

Таблица 1

Исходные характеристики объекта исследований

	Параметр	Значение
Размеры, мм	хорда	1731
	размах, мм	1000
Массовая сводка	стартовая масса, кг	200
	масса горючего, кг	150
Параметры подаваемого в коллектор пропана	температура, К	873,0
	давление, МПа	1,0

Для синхронного сопровождения численного эксперимента служит специальная графическая оболочка на основе цветowych карт фазовых срезов физических полей (рис. 7 а, б), обновляемых на каждом временном слое циклограмм и др.

### 4. Представления о траекторном ЛА КЭ по результатам численных исследований

Высокая энергетика сверхзвукового активного потока, начиная с наиболее ранних стартовых фаз процесса, приводит к химическому взаимодействию струй в проточной части эжектора (рис. 7 а). Градиент давлений в зоне косога среза сопла в начальной стадии реактивного выхлопа обуславливает образование внешних вихревых структур с направлением вращения, противоположном геометрически заданному поверхностью спинки профиля (рис. 7 а, б).

После прохождения сглаженной угловой точки, т.е. в зоне перехода от полуограниченного режима течения, возникает течение Прандтля-Майера, инициализирующего эффект прилипания реактивной струи (рис. 7 б), с установлением ритмичного циклического процесса, пульсационный характер которого обуславливается сочетанием периодического запираания сопла с мерцательным режимом горения во внутренних и внешних зонах реактивной струи.

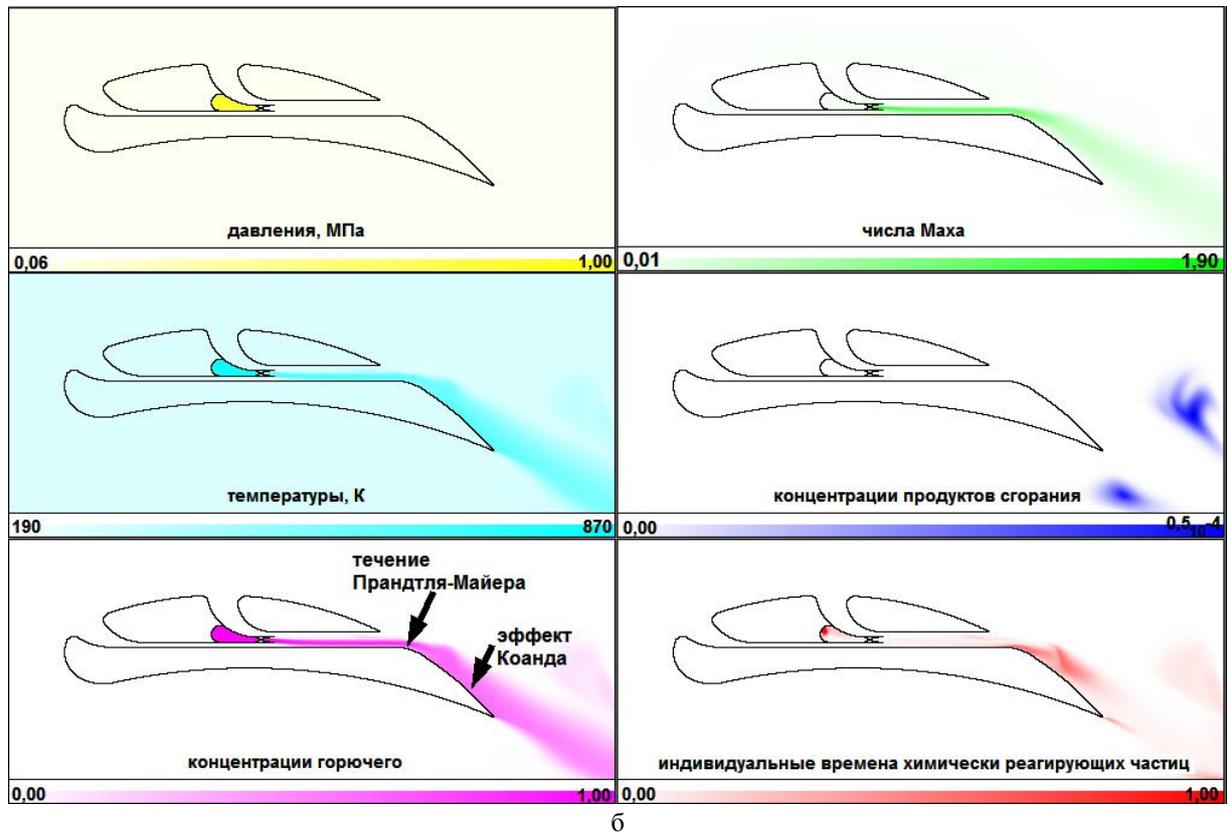
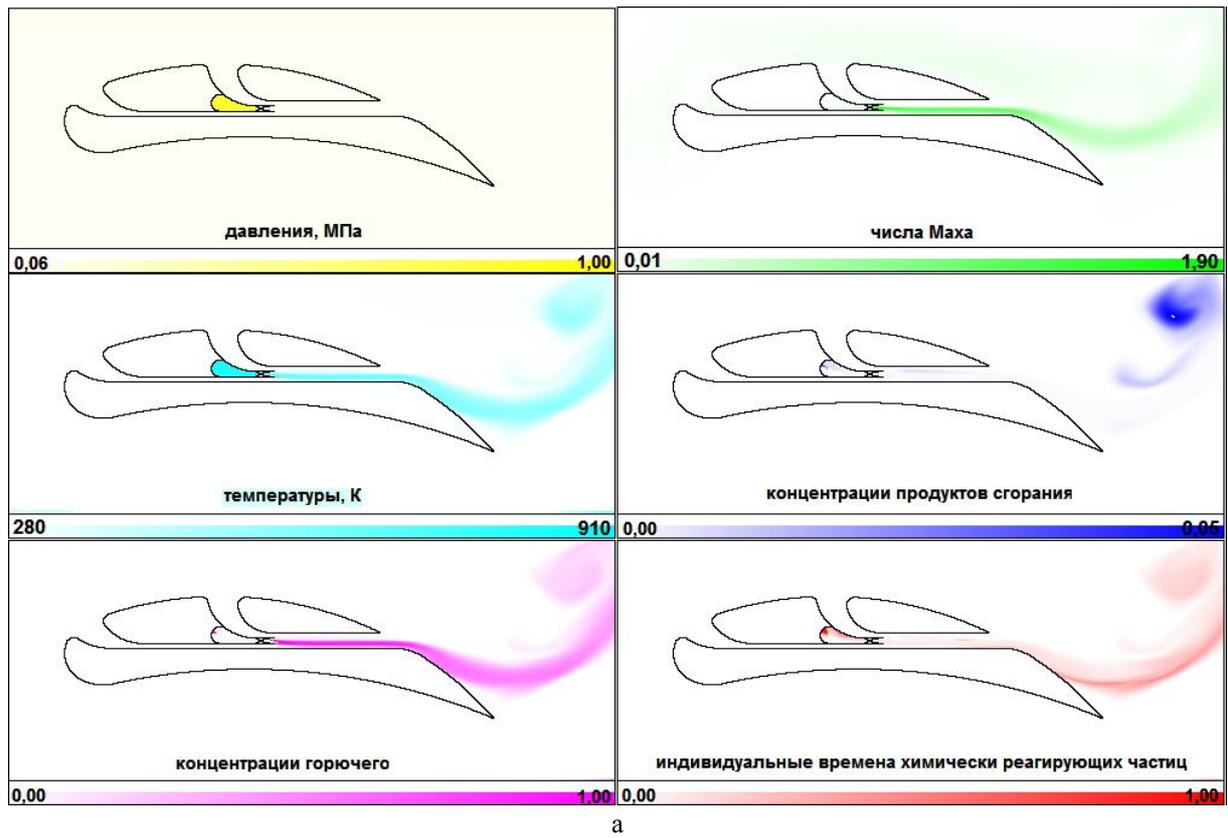


Рис. 7. Состояния физических полей, образующих траекторный процесс ЛА КЭ:  
 а – в фазе запуска; б – в установившемся режиме

Результаты визуализации вихревых систем, порождаемых факторами внутренних течений и внешнего обтекания ЛА КЭ в свободном полете на фоне поля концентраций горючего (отображающего субстанциональную форму движения), представлены на рис. 8.

Сопоставление идентичных фаз установившегося циклического рабочего процесса (рис. 9) позволяет сделать заключение также о вполне удовлетворительной повторяемости форм течения. В уста-

новившемся после прилипания струи циклическом процессе ЛА КЭ выдерживается регулярная повторяемость амплитудо-фазочастотной характеристики (АФЧХ) с погрешностью периода пульсаций не более 3% (рис. 9). Некоторые флюктуации периода неизбежно вызваны изменением условий обтекания на разгонном режиме работы.

Интегральные характеристики фазы разгона ЛА КЭ представлены в табл. 2.

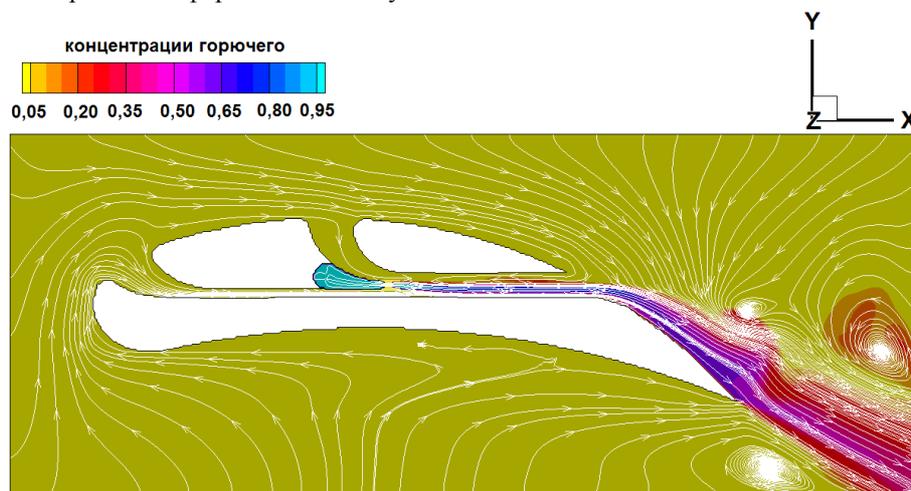


Рис. 8. Вихревая система ЛА КЭ в свободном полете на фоне поля концентраций горючего

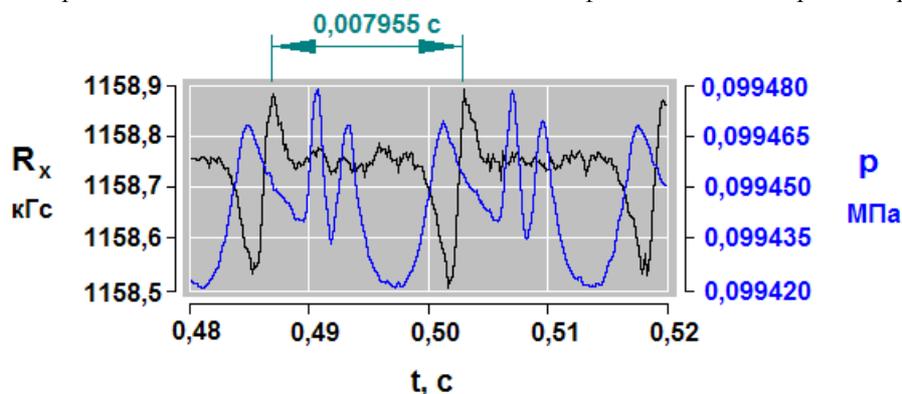


Рис. 9. АФЧХ ЛА КЭ

Таблица 2

Характеристики стартового режима ЛА КЭ

Параметр	Численное значение		
	Модуль главного вектора	Вертикальная проекция	Горизонтальная проекция
Подъемно–пропульсивная сила, Н	14750	11600	9120
Удельный расход горючего, кг/Н·час	1,10	1,41	1,78
Координаты спустя 0,5 с после запуска, м	8,42	6,13	5,77
Скорость спустя 0,5 с после запуска, м/с	32,5	23,5	22,4
Временной интервал активного участка, с	33		
Стартовая тяговооруженность	7,38		
Скороподъемность, м/с	12,26		
Расход горючего, кг/с	4,52		
Выработка горючего спустя 0,5 с после запуска, кг	2,26		

## Заключение

Следует констатировать, что известные на данный момент летающие транспортные системы вертикального взлета далеки от энергетического совершенства вследствие неполного раскрытия возможностей струйного взаимодействия в системе «планер–ДУ».

Результаты опережающих численных исследований позволяют сделать вывод о работоспособности концепции ЛА КЭ.

Прогнозируемые тактико-технические характеристики (ТТХ) (см. табл. 2) служат подтверждением возможности реализации нового класса беспилотных ЛА с принципиально новыми функциональными свойствами и возможностями.

«Ракетная» тяговооруженность ЛА КЭ влечет за собой соответствующие стартовые перегрузки, разгонные характеристики и скороподъемность, недостижимые для обычных аппаратов с воздушно-реактивным двигателем (ВРД).

Предложенная схема ЛА не содержит в себе каких-либо подвижных частей для обеспечения условий совершения рабочего процесса.

Схема ЛА КЭ позволяет получить достаточную для самостоятельного взлета энергетику без использования внешних устройств ввода в полет.

Опережающие численные исследования подтверждают возможность получения устойчивого ритмичного пульсирующего процесса ДУ ЛА КЭ с частотой 125 Гц.

Импульс последствия реактивной струи на направляющей поверхности профиля, в отличие от известных ДУ с ВРД, вносит положительный вклад в создание подъемно-пропульсивной силы.

Струйный принцип процесса в ДУ предполагает использование для управления рабочими режимами простого дросселирования линии горючего.

Планарно-модульная конструкция порождает возможность создания семейства образцов ЛА КЭ с варьируемым составом ТТХ.

Планарная схема не исключает конструктивных компоновок ЛА КЭ с инертными профилированными секциями для размещения во внутренних объемах дополнительного запаса горючего и полезной нагрузки.

## Литература

1. Нечаев, Ю. Н. Академик Б. С. Стечкин – основоположник теории ВРД [Текст] / Ю. Н. Нечаев // Двигатель. – 2011. – № 3 (75) – С. 32-37.

2. Гильберг, Л. А. Взлетающие вертикально [Текст] / Л. А. Гильберг. – М. : Воениздат, 1975. – 96 с.

3. Зуенко, Ю. А. Боевые самолеты России [Текст] / Ю. А. Зуенко, С. Е. Коростылев. – М. : ЭЛАКОС, 1994. – 192 с.

4. Бритиши Аэроспейс «Си Харриер». Википедия [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ru.wikipedia.org/wiki/British\\_Aerospace\\_Sea\\_Harrier](http://ru.wikipedia.org/wiki/British_Aerospace_Sea_Harrier). – 10.09.2014.

5. Олейников, В. А. Безаэродромные, высокоэкономичные летательные аппараты нового типа – стратегический приоритет России [Электронный ресурс] : презентация / В. А. Олейников // Безаэродромные амфибийные высокоэкономичные летательные аппараты нового типа «ЭКИП» (экология и прогресс). – Режим доступа: <http://www.pandia.ru/text/77/314/36522.php>. – 10.09.2014.

6. 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., Гриценко А. В., Мигалин К. В., Середа В. А., Силевич В. Ю. – № 2012152003/11 ; Заявл. 04.12.2012 ; Опубл. 27.05.2014 ; Приор. : 29.01.2013, Бюл. № 04. – 2 с.

7. Амброжевич, А. В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата [Текст] / А. В. Амброжевич, В. А. Середа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5/52. – С. 40-44.

8. Полные траекторные модели двухступенчатых ракет [Текст] / А. В. Амброжевич, И. П. Бойчук, А. С. Карташев, В. А. Середа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 3(60). – С. 28-32.

9. Амброжевич, А. В. Комплексная траекторная модель микро-БЛА [Текст] / А. В. Амброжевич, И. Ю. Долженко, А. В. Коломийцев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 2(59). – С. 5-9.

10. Амброжевич, А. В. Обобщенные аэродинамические траекторные модели беспилотных летательных аппаратов [Текст] / А. В. Амброжевич, И. П. Бойчук // Аэродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы. – 2009. – № 1. – С. 11-18.

11. Амброжевич, А. В. Модель многорегимного горения в тепловых машинах [Текст] / А. В. Амброжевич, С. Н. Ларьков, К. В. Мигалин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 1(58). – С. 76-79.

12. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы [Текст] / А. В. Амброжевич, И. П. Бойчук, С. Н. Ларьков, В. А. Середа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 6(53). – С. 5-10.

Поступила в редакцию 10.09.2014, рассмотрена на редколлегии 17.09.2014

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

### **ЦИРКУЛЯЦІЙНИЙ ПРИНЦИП ТРАЄКТОРНОЇ ПІДТРИМКИ ЗА РАХУНОК ІНТЕГРАЦІЇ ЕЖЕКТОРНОГО ПРЯМОТОЧОГО ДВИГУНА В ЛІТАЮЧЕ КРИЛО**

**О. В. Амброжевич, О. В. Грищенко, О. В. Корнев, К. В. Мігалин, В. О. Серєда**

Розглянуто принцип траєкторної підтримки літального апарату (ЛА), що ґрунтується на генерації примусової циркуляції навколо несучого фюзеляжу інтегрованим в конструкцію ежекторним повітряно-реактивним двигуном, який виконано за схемою «крило-ежектор» (КЕ). Подано комплексну модель траєкторного процесу ЛА КЕ, що відображає процес зовнішнього і внутрішнього обтікання, а також динаміку польоту в необмеженому просторі. Наведено результати чисельного експерименту, що відтворює початкову фазу польоту ЛА КЕ та прогнозовані ТТХ нового класу безпілотних ЛА.

**Ключові слова:** принцип траєкторної підтримки, примусова циркуляція, несучий фюзеляж, ежекторний повітряно-реактивний двигун, «крило-ежектор», комплексна модель траєкторного процесу, процес зовнішнього і внутрішнього обтікання, динаміка польоту, чисельний експеримент.

### **CIRCULATION PRINCIPLE OF TRAJECTORY SUPPORT VIA INTEGRATION OF EJECTOR RAM-JET ENGINE INTO THE FLYING WING**

**A. V. Ambrogewich, A. V. Grishenko, A. V. Kornev, C. V. Migalin, V. A. Sereda**

A principle of trajectory support of aerial vehicle (AV), which was based of coercive circulation arrowed the carried fuselage by integrated of construction ejection ram-jet engine made by scheme «ejector-wing» (EW), is considered. A complex model of trajectory process of AV EW, which external and internal flowing as son as flight dynamic of unlimited space was presented. The results of numerical experiment, reproducing the initial phase of flight AV EW and projected performance characteristics of a new class of unmanned aircraft.

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

**Амброжевич Александр Владимирович** – д-р техн. наук, проф. кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Грищенко Александр Владимирович** – ст. преп. кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Корнев Алексей Владимирович** – асп. кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: koralv11@rambler.ru.

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

**Серєда Владислав Александрович** – канд. техн. наук, доц. кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda\_vlad@ukr.net.