

БРОСКОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ*

С. М. Фролов¹, В. С. Аксёнов², В. С. Иванов³, И. О. Шамшин⁴, С. А. Набатников⁵

Аннотация: Представлены результаты бросковых испытаний беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с силовыми установками (СУ) на основе одного и двух прямооточных воздушно-реактивных импульсно-детонационных двигателей (ИДД). Впервые в мире продемонстрирован автономный полет БПЛА с СУ нового типа. Силовая установка включает воздухозаборное устройство (ВЗУ) с обратным лепестковым клапаном и детонационную трубу и работает на углеводородных моторных топливах, включая штатный авиационный керосин. При скорости набегающего воздушного потока от 30 до 120 м/с СУ обеспечивает эффективную тягу до 250 Н при удельном импульсе по топливу 1000–1200 с. Результаты бросковых испытаний БПЛА взлетной массой до 100 кг показали, что использование СУ на основе ИДД обеспечивает дозвуковой полет с набором скорости и высоты. Ввиду простоты конструкции и дешевизны таких СУ, а также высоких удельных тяговых характеристик их можно рассматривать как альтернативу СУ на основе поршневых и турбореактивных двигателей для дозвуковых БПЛА.

Ключевые слова: импульсно-детонационный двигатель; силовая установка; экспериментальный образец; бросковые испытания, тяговые характеристики; удельный импульс

DOI: 10.30826/CE19120108

1 Введение

Повышение эффективности использования легких БПЛА со взлетной массой более 50 кг — одна из актуальных проблем легкомоторной авиации. Такие БПЛА, как правило, оборудуются малоразмерными, но дорогостоящими турбореактивными или поршневыми двигателями, имеющими высокую эффективность.

В качестве альтернативы турбореактивным и поршневым двигателям предлагают использовать электродвигатели, которые, однако, имеют ряд ограничений по времени автономной работы и требуют инфраструктуру для зарядки аккумуляторов.

Другая альтернатива — прямооточные воздушно-реактивные двигатели (ВРД): пульсирующие ВРД (ПуВРД) и ИДД [1]. Пульсирующие ВРД активно разрабатывались в 1930-е–1950-е гг. В таких двигателях реализуется автоколебательный режим горения с рабочей частотой на уровне 100–200 Гц с небольшим повышением среднего статического

давления в камере сгорания. Пример такого двигателя — ПуВРД немецкого производства V-1 с удельным импульсом по топливу на крейсерском режиме полета $I_{sp} \approx 600\text{--}700$ с. В отличие от ПуВРД в ИДД сгорание топливно-воздушной смеси (ТВС) происходит в режиме детонации, что позволяет значительно повысить среднее давление в камере сгорания, улучшить удельные тяговые характеристики двигателя и увеличить полноту сгорания.

К настоящему времени в ИХФ РАН созданы экспериментальные образцы ИДД, работающие на разных штатных моторных топливах, включая авиационный керосин ТС-1, с удельным импульсом по топливу $I_{sp} \approx 1000\text{--}1200$ с [2–6], который почти в 2 раза превышает аналогичный показатель ПуВРД.

Несмотря на то что ИДД имеют более низкие удельные тяговые характеристики, чем ТРД, их использование в качестве СУ БПЛА оправдано необычайной простотой конструкции, низкой стоимостью изготовления и возможностями глубокого дросселирования тяги (от 0% до 100%).

* Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (грант № 14-13-00082П).

¹ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет МИФИ; Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук, smfrol@chph.ras.ru

² Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет МИФИ; v.aksenov@mail.ru

³ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук, ivanov.vls@gmail.com

⁴ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук, igor_shamshin@mail.ru

⁵ ООО «Новые физические принципы», s.nabatnikov@mail.ru

Наиболее перспективные области применения ИДД — БПЛА с низкими требованиями к ресурсу (самолеты-мишени, атмосферные зонды и др.). Рассматривается также возможность размещения ИДД на концах лопастей несущего винта перспективного реактивного вертолета, что позволит значительно увеличить весовую отдачу и отказаться от редуктора [7]. Следует отметить, что в 2008 г. ВВС США объявили о первых успешных полетных испытаниях СУ на основе ИДД, размещенного в пилотируемом легкомоторном самолете [8]. Воздух в ИДД подавался принудительно с помощью турбонаддува через клапанный блок бензинового двигателя внутреннего сгорания.

В данной работе представлены результаты бросковых испытаний БПЛА с СУ на основе прямооточного воздушно-реактивного ИДД без принудительной подачи воздуха в камеру сгорания. Впервые в мире продемонстрирован автономный полет БПЛА с СУ нового типа с набором скорости и высоты.

2 Принцип работы импульсно-детонационного двигателя

Принцип работы СУ на основе прямооточного ИДД подробно описан в [6]. Прямоточный ИДД представляет собой трубу, на одном конце которой установлено ВЗУ с обратным клапаном, а на другом — реактивное сопло. В окрестности ВЗУ ниже по течению установлены топливные форсунки и свеча зажигания. В условиях атмосферного полета через открытый клапан ВЗУ в ИДД поступает воздух. С помощью топливных форсунок внутрь трубы подается распыленное жидкое топливо (авиационный керосин), а образующаяся ТВС постепенно заполняет трубу. По достижении определенной степени заполнения трубы топливной смесью система управления подает сигнал на зажигание.

Процесс горения в трубе организован так, что в ней происходит быстрое повышение давления. Когда давление в трубе превышает давление торможения набегающего воздушного потока, обратный клапан закрывается и доступ воздуха в трубу прекращается. Повышение давления в трубе связано с быстрым форкамерным зажиганием, ускорением пламени на специальных препятствиях-турбулизаторах, переходом горения в детонацию и последующим распространением детонационной волны по направлению к выхлопному соплу. После выхода детонационной волны из сопла продукты горения истекают в атмосферу, и давление в трубе снижается. Тяга двигателя создается благодаря избыточно-

му давлению газов на закрытом обратном клапане, который играет роль тяговой стенки. При уменьшении давления на клапане до давления торможения набегающего воздушного потока клапан открывается и рабочий цикл ИДД повторяется. Таким образом, активная стадия работы ИДД с созданием реактивной тяги реализуется в основном при закрытом клапане ВЗУ.

3 Стендовый образец импульсно-детонационного двигателя

Разработка ИДД проводилась в несколько этапов. На первом этапе на основе трехмерного численного моделирования рабочего процесса был сформирован облик ИДД. На втором этапе был разработан экспериментальный образец ИДД и проведены его первичные огневые испытания на стенде со свободным обдувом воздухом со скоростью от 20 до 80 м/с [5, 6]. По результатам первичных испытаний конструкция ИДД была доработана: внесены изменения в конструкцию ВЗУ и элементов проточного тракта, направленные на минимизацию потерь давления при условии обеспечения устойчивого рабочего процесса с требуемыми характеристиками.

В результате работ по оптимизации конструкции создана трехмерная модель, по которой изготовлен доработанный экспериментальный образец ИДД (рис. 1). Обратный клапан ВЗУ в нормально закрытом положении выполнен из трубы квадратного сечения 100×100 мм с клапанной решеткой, имеющей пять направляющих с пятью створками. Далее труба квадратного сечения переходит в круглую трубу диаметром 110 мм. В переходе сечений установлены 4 форсунки BOSCH от бензинового автомобильного двигателя с прямым впрыском, которые обеспечивают подачу горючего под давлением 30 атм. Способ зажигания — форкамерный. Форкамера с автомобильной свечой зажигания установлена на оси трубы. Труба ИДД имеет диаметр 110 мм и длину 3 м. В трубе установлены профилированные препятствия-турбулизаторы, обеспечивающие быстрый переход горения в детонацию по механизму [9]. Препятствия-турбулизаторы представляют собой кольца толщиной 2 мм с изменяющейся по длине степенью перекрытия сечения трубы от 50% до 20%, установленные с изменяющимся вдоль трубы шагом: от 40 мм вблизи форкамеры до 80 мм в области возникновения детонации. Общая длина участка трубы с препятствиями-турбулизаторами равна 2 м.

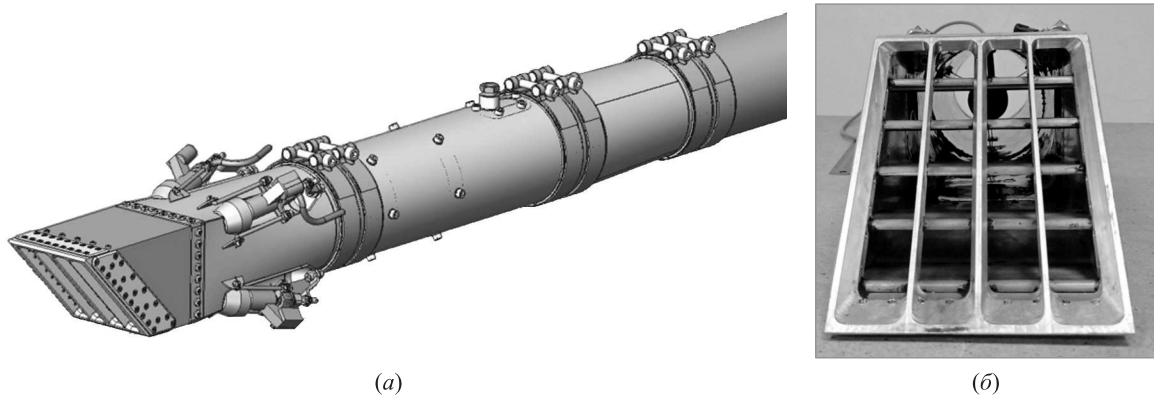


Рис. 1 Трехмерная модель (а) и фотография ИДД (б)

Огневые испытания доработанного экспериментального образца ИДД на аэродинамической трубе в условиях, имитирующих полет со скоростями от 27 до 65 м/с, показали существенное увеличение силы тяги по сравнению с образцом ИДД в [6]. Продолжительность огневого испытания в среднем составляла 300 с. За это время температура стенок в области форкамеры достигала установившегося значения, не превышающего 200 °С, а максимальная температура препятствий-турбулизаторов не превышала 700 °С.

На рис. 2 приведено сравнение измеренной (заштрихованная область) и расчетной (сплошная кривая) эффективной тяги F при разной скорости набегающего воздушного потока V . Штриховая и пунктирная кривые на рис. 2 соответствуют расчетным значениям полной тяги T и силы аэродинамического сопротивления R . Силы T , F и R рассчитывались по соотношениям [6]:

$$T = \dot{m}_f I_{sp} g; \quad F = T + R;$$

$$R = -\frac{C_X S \rho V^2}{2}; \quad \dot{m}_f = \rho V S Y_{st} C_{in} C_f,$$

где g — ускорение силы тяжести; ρ — плотность воздуха; S — площадь сечения трубы ИДД; \dot{m}_f — массовый расход топлива; C_X — коэффициент аэродинамического сопротивления ИДД; Y_{st} — массовая доля топлива в стехиометрической смеси керосин-воздух; C_{in} — коэффициент расхода ВЗУ; C_f — коэффициент скаживания заполнения трубы ТВС. Силы T , F и R считаются положительными, если они направлены против набегающего воздушного потока. Расчет проведен при следующих значениях определяющих параметров: $I_{sp} = 1000$ с (получен экспериментально в [6]); $\rho = 1,2$ кг/м³; $S = 0,01$ м²; $g = 9,8$ м/с²; $C_X = 1,0$; $Y_{st} = 0,06$; $C_{in} = 0,5$; $C_f = 0,8$ (т.е. детонационная труба заполняется ТВС в течение 80% времени цикла, а в течение остающихся 20% времени цикла происходит сгорание ТВС и истечение продуктов горения в атмосферу).

Из рис. 2 следует, что экспериментальные значения эффективной тяги хорошо согласуются с расчетными данными. Измеренная эффективная тяга достигает максимального значения 180–200 Н при скорости набегающего воздушного потока 65 м/с, при этом рабочая частота ИДД составила 8 Гц. Измеренный удельный импульс остался на уровне 1000 с, как в [6].

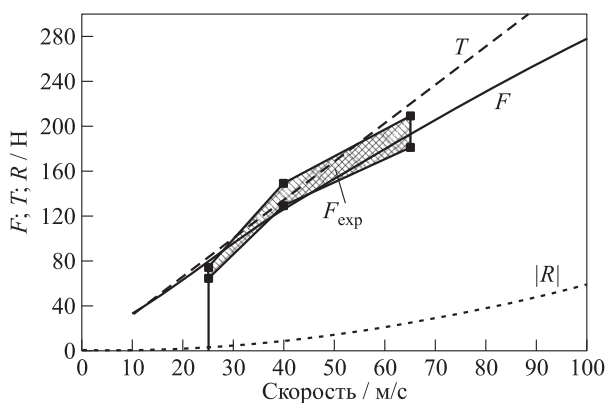


Рис. 2 Сравнение измеренной (заштрихованная область) и расчетной (сплошная кривая) эффективной тяги ИДД F при разной скорости набегающего воздушного потока. Штриховая и пунктирная кривые — расчетные значения полной тяги T и силы аэродинамического сопротивления R ИДД

4 Компоновочная схема беспилотного летательного аппарата

Для проведения полетных испытаний разработана компоновочная схема БПЛА с СУ на основе

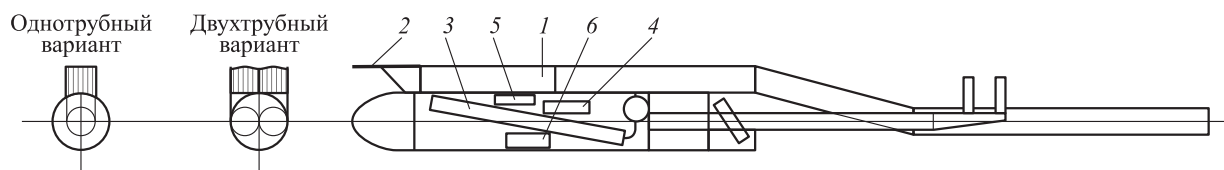


Рис. 3 Компонентная схема БПЛА с СУ на основе ИДД: 1 — ИДД; 2 — приемник полного давления; 3 — топливный бак; 4 — модуль управления; 5 — катушка зажигания; 6 — аккумуляторы системы питания

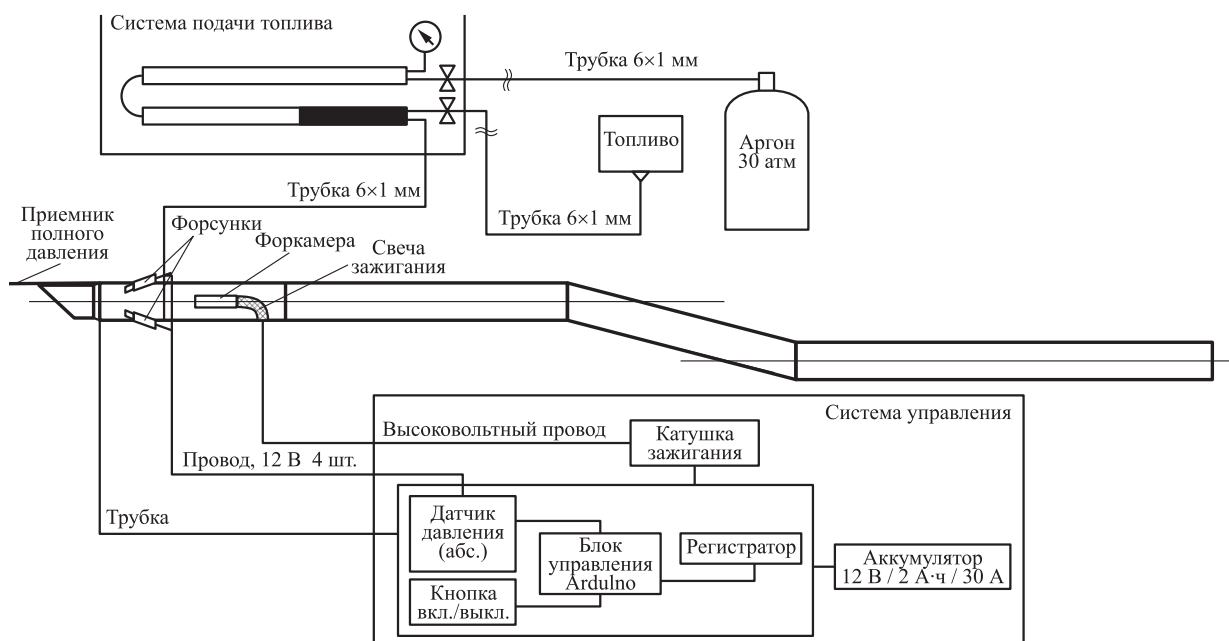


Рис. 4 Принципиальная монтажная схема СУ на основе ИДД

ИДД с системами подачи топлива, управления двигателем, аккумуляторами питания бортовых систем и системой зажигания. На рис. 3 показана компонентная схема фюзеляжа БПЛА с основными системами, а на рис. 4 — принципиальная монтажная схема СУ на основе ИДД с системами подачи топлива и управления.

Система подачи топлива

Система подачи топлива — вытеснительная. Используются два бака, каждый объемом 1,6 л. Баки установлены в фюзеляже БПЛА под углом 10° к продольной оси и в верхней части соединены между собой трубкой. Один из баков частично заполняется топливом, а второй используется в качестве расширительного объема. Топливный бак в нижней половине имеет перегородки с отверстиями для уменьшения перетекания топлива при разнонаправленных перегрузках и предотвращения попадания газовых пузырьков в топливную систему ИДД. Перед бросковым испытанием топливный бак заполняется горючим в объеме ~ 0,8 л. Далее

расширительный бак наддувается инертным газом под давлением 30 атм, а система подачи топлива отсоединяется от магистралей заправки топливом и наддува. Падение давления в баках определяется только снижением уровня топлива и расширением вытесняющего газа.

Система управления

Система управления ИДД разработана на базе аппаратно-программных средств Arduino. Для электрического питания используются аккумуляторы на 12 В. Система управления позволяет по заранее заданному алгоритму изменять режим работы двигателя в зависимости от скорости набегающего воздушного потока V . Скорость V измеряется с помощью приемника полного давления, установленного на ИДД, и датчика давления, смонтированного в блоке управления. Алгоритм системы управления отработан при огневых испытаниях ИДД на аэродинамическом стенде и оптимизирован по развиваемой двигателем тяге. Режим работы двигателя определяется расходом подаваемого топ-

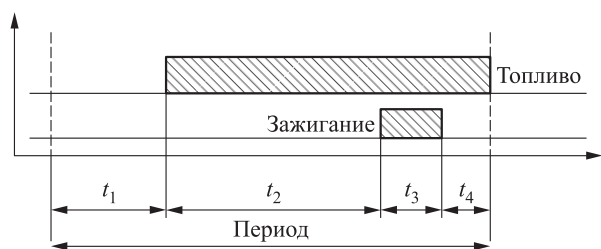


Рис. 5 Циклограмма ИДД

лива и циклограммой. Расход подаваемого топлива регулируется количеством включаемых топливных форсунок: от одной до четырех. Циклограмма двигателя определяет время заполнения трубы топливной смесью и момент зажигания ТВС (рис. 5). Основные параметры циклограммы: t_1 — время активной стадии (за это время происходит сгорание ТВС с повышением давления на закрытом обратном клапане ВЗУ, снижение давления на закрытом клапане за счет истечения продуктов горения в атмосферу и открытие клапана); t_2 — время заполнения трубы топливной смесью; t_3 — время зажигания ТВС; t_4 — время опережения зажигания (компенсирует задержку зажигания в форкамере). В таблице приведены значения величин t_1-t_4 и количество включаемых топливных форсунок, используемые в алгоритме системы управления ИДД.

Включение системы управления происходит перед пуском БПЛА. После включения система находится в режиме ожидания и запрашивает данные для определения скорости V с частотой 20 Гц. При увеличении V до значения выше 8 м/с система управления включает соответствующий режим работы двигателя (см. таблицу). Чтобы исключить нерасчетные режимы работы при случайных забросах значений V , система управления запрещает резкие

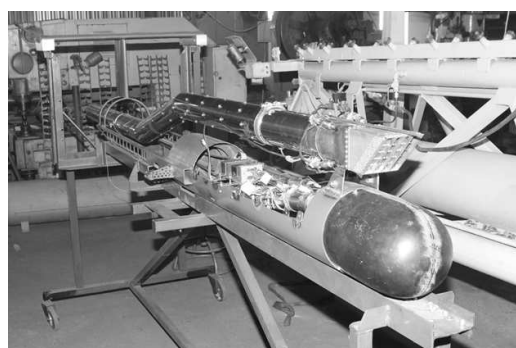
Значения определяющих параметров в алгоритме системы управления ИДД

№ режима	V , м/с	t_1 , мс	t_2 , мс	t_3 , мс	t_4 , мс	Количество форсунок
1	< 8	50	0	0	0	0
2	8–10	280	20	10	100	1
3	10–15	280	20	10	100	1
4	15–20	280	20	10	100	2
5	20–25	280	20	10	100	2
6	25–30	240	20	10	100	2
7	30–35	190	20	10	100	2
8	35–40	170	20	10	100	2
9	40–45	150	20	10	100	2
10	45–50	140	20	10	100	2
11	50–55	130	20	10	90	2
12	55–60	130	20	10	70	3
13	60–65	120	20	10	60	3
14	65–70	120	20	10	50	3
15	70–75	110	20	10	50	3
16	75–80	110	20	10	50	3

переходы между режимами. Система управления оборудована встроенным регистратором, который записывает время, скорость полета и номер режима в каждом рабочем цикле ИДД.

5 Монтаж импульсно-детонационного двигателя на беспилотный летательный аппарат

В соответствии с разработанными компоновочной и принципиальной схемами произведен монтаж БПЛА с СУ на основе одного и двух ИДД (рис. 6 и 7).



(а)



(б)

Рис. 6 Монтаж БПЛА с СУ на основе одного ИДД: (а) общий вид; (б) детализовка



Рис. 7 Монтаж БПЛА с СУ на основе двух ИДД: 1 — ИДД; 2 — БПЛА



(а)



(б)

Рис. 8 Фотографии БПЛА (1) с СУ на основе одного ИДД (а) и двух ИДД (б) на катапульте (2)

6 Бросковые испытания

Бросковые испытания проводились на базе ООО НПФ «Ротор» (г. Тольятти) с использованием имеющихся БПЛА со взлетной массой до 100 кг и пневматической катапульты. Катапульта оборудована разгонным пневмоцилиндром и воздушными ресиверами с максимальным рабочим давлением 16 атм и позволяет запускать БПЛА с начальной скоростью от 30 до 70 м/с. Скорость схода БПЛА с катапульты определяется давлением воздуха в воздушных ресиверах и их объемом, а также массой летательного аппарата. В проведенных бросковых испытаниях катапульта работала в режиме броска со скоростью 40–45 м/с, однако из-за холодных зимних условий фактическая скорость броска составила 30–35 м/с.

На рис. 8 показаны фотографии БПЛА на основе одного и двух ИДД, установленных на катапульте и подготовленных к бросковому испытанию.

На рис. 9 показана кинограмма полета БПЛА с СУ на основе одного ИДД. На рис. 10 показаны некоторые кадры с других видеокамер, использовавшихся при испытаниях. В частности, на рис. 10, а видна работа одного из ИДД при полете БПЛА в двухтрубной конфигурации.

7 Результаты бросковых испытаний

Бросковые испытания показали, что при работающей СУ БПЛА набирает скорость и высоту. В качестве примера на рис. 11 показаны зависимости скорости полета, измеренной с помощью бортовой системы управления, от времени для испытаний БПЛА с СУ на основе одного (пуск 1) и двух ИДД (пуск 2). Видно, что после включения СУ скорость полета увеличивается («активная фаза» на рис. 11), что свидетельствует о положительной эффективной тяге СУ, установленной на БПЛА.

Таким образом нами впервые в мире продемонстрирован автономный полет БПЛА с СУ нового типа с набором скорости и высоты. Важнейшее отличие от полетных испытаний СУ на основе ИДД в [8] — самопроизвольное поступление воздуха в тракт двигателя за счет давления торможения в набегающем потоке воздуха вместо его принудительной подачи с помощью турбонадува.

8 Заключение

Разработаны, спроектированы и изготовлены экспериментальные образцы СУ на основе ИДД,

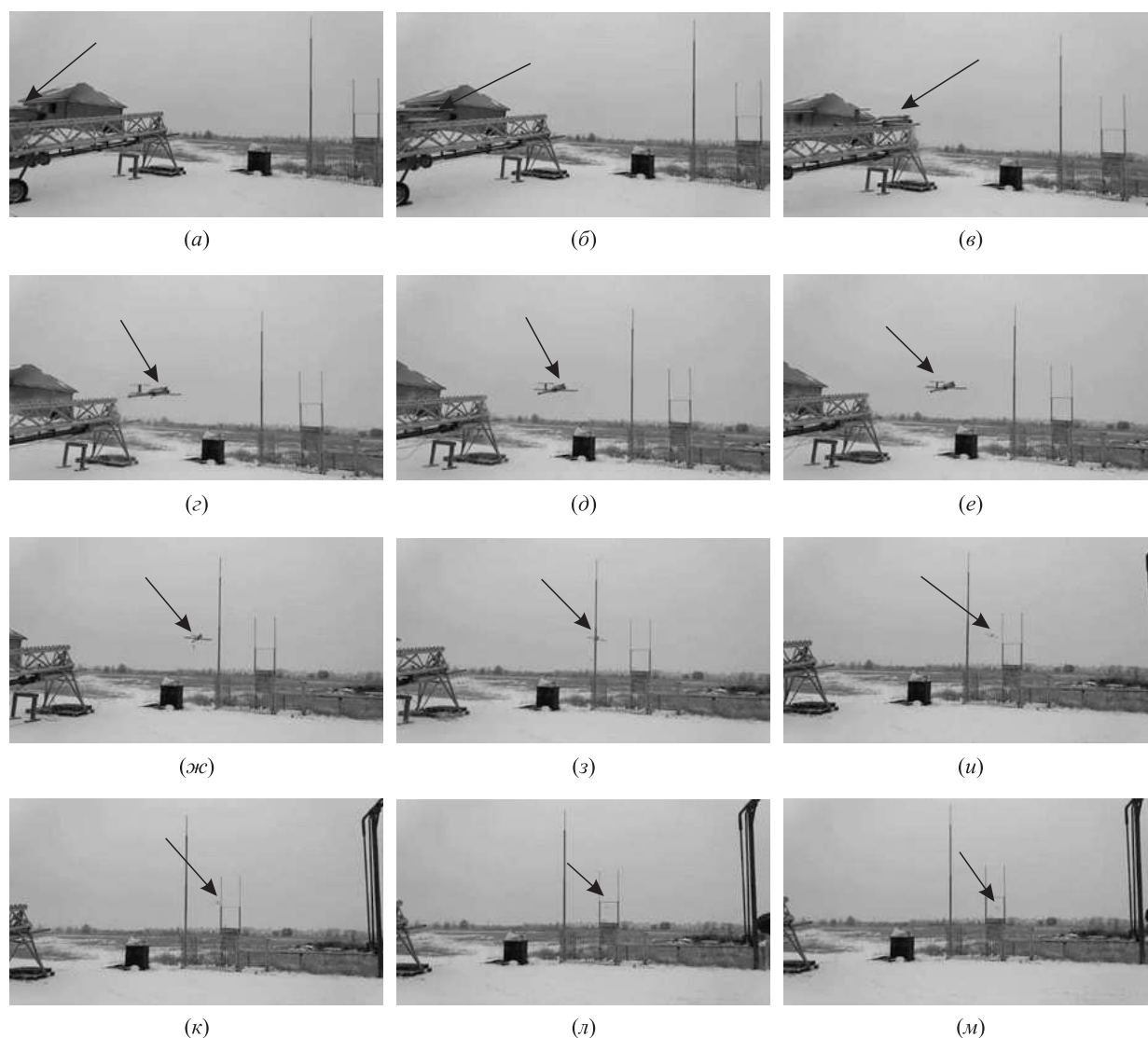


Рис. 9 Кинограмма полета БПЛА с СУ на основе одного ИДД. Стрелкой показано положение БПЛА, время отсчитывается от момента отрыва от катапульты: (а) $t = -0,15$ с; (б) $-0,12$; (в) $0,00$; (г) $0,12$; (д) $0,21$; (е) $0,24$; (ж) $0,54$; (з) $0,84$; (и) $1,44$; (к) $1,74$; (л) $2,34$; (м) $t = 2,64$ с

которые прошли огневые стендовые испытания и бросковые испытания в составе БПЛА. Силовая установка включает ВЗУ с обратным клапаном и детонационную трубу и работает на углеводородных моторных топливах, включая штатный авиационный керосин. При скорости набегающего воздушного потока от 30 до 120 м/с СУ обеспечивает эффективную тягу до 250 Н при удельном импульсе по топливу 1000–1200 с.

В результате огневых стендовых испытаний подтверждены расчетные тяговые характеристики экспериментальных образцов двигателей. Впервые в мире продемонстрирован автономный полет БПЛА с СУ нового типа: бросковые испытания БПЛА взлетной массой до 100 кг с СУ на осно-

ве одного и двух ИДД показали, что применение таких СУ позволяет обеспечить дозвуковой полет с набором скорости и высоты.

Важнейшее отличие от полетных испытаний СУ на основе ИДД, выполненных ВВС США в 2008 г., — самопроизвольное поступление воздуха в тракт двигателя за счет давления торможения в набегающем потоке воздуха вместо его принудительной подачи с помощью турбонаддува. Ввиду простоты конструкции и дешевизны таких СУ, а также высоких удельных тяговых характеристик их можно рассматривать как альтернативу СУ на основе поршневых и турборактивных двигателей для дозвуковых БПЛА. Наиболее перспективные области применения ИДД — БПЛА с низкими требовани-



(а)



(б)

Рис. 10 Кадры видеосъемки бросковых испытаний БПЛА с СУ на основе одного (а) и двух ИДД (б)

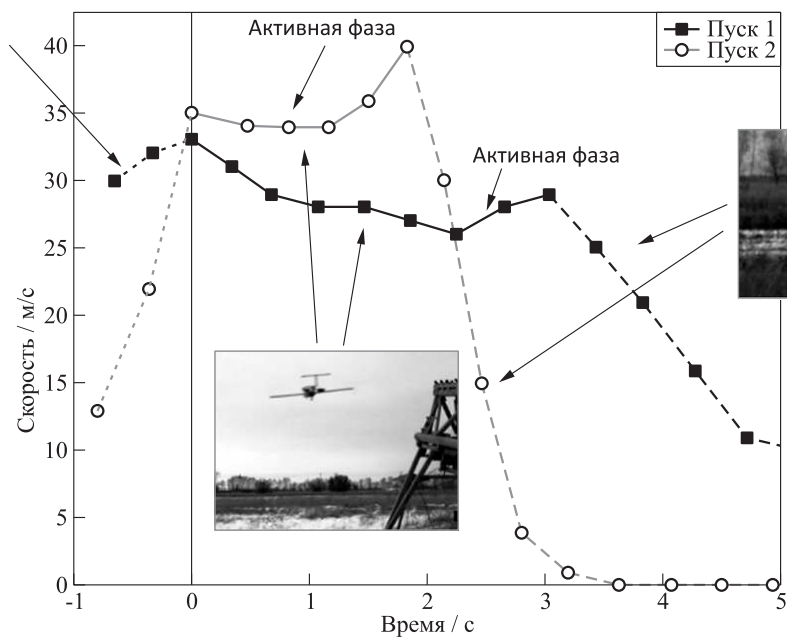


Рис. 11 Примеры записей скорости полета БПЛА с помощью бортовой системы управления: пуск 1 — бросковое испытание БПЛА с СУ на основе одного ИДД, пуск 2 — бросковое испытание БПЛА с СУ на основе двух ИДД

ями к ресурсу (самолеты-мишени, атмосферные зонды и др.), а также перспективные реактивные вертолеты.

Авторы благодарны директору ООО НПФ «Ротор» К. В. Мигалину за неоценимую помощь в организации и выполнении бросковых испытаний БПЛА.

Литература

1. Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С. М. Фролова. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. 592 с.
2. Фролов С. М., Аксенов В. С., Басевич В. Я. Макет-демонстратор воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя на жидком топливе // Докл. Акад. наук, 2005. Т. 402. № 4. С. 500–502.
3. Фролов С. М., Аксенов В. С., Басевич В. Я. Макет-демонстратор воздушно-реактивного двигателя с детонационным сжиганием топлива // Хим. физика, 2006. Т. 25. № 4. С. 14–19.
4. Фролов С. М., Аксенов В. С., Иванов В. С., Шамшин И. О. Тяговые характеристики импульсно-детонационного двигателя, работающего на жидком углеводородном топливе // Хим. физика, 2016. Т. 35. № 4. С. 40–47.
5. Фролов С. М., Иванов В. С., Шамшин И. О., Аксёнов В. С. Испытания модели импульсно-детонационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя в свободной воздушной струе с числом Маха до 0,85 // Горение и взрыв, 2017. Т. 10. № 3. С. 43–52.
6. Фролов С. М., Иванов В. С., Аксёнов В. С., Зангиев А. Э., Шамшин И. О., Гусев П. А. Импульсно-детонационный тяговый модуль // Горение и взрыв, 2018. Т. 11. № 3. С. 92–102.
7. Фролов С. М., Набатников С. А., Лазарев Г. Г., Шамшин И. О., Авдеев К. А., Аксёнов В. С., Иванов В. С. Способ работы импульсно-детонационного двигателя в поле центробежных сил и устройство для его реализации в реактивном вертолете. Заявка 2018142030 от 29.11.2018.
8. Barr L. Pulse detonation engine flies into history // Air Force Print News Today, May 16, 2008. http://ronney.usc.edu/AME514/Lecture12/PDE-Borealis_2008.pdf.
9. Фролов С. М. Быстрый переход горения в детонацию // Хим. физика, 2008. Т. 27. № 6. С. 31–44.

Поступила в редакцию 18.01.19

CATAPULT LAUNCHING TESTS OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH A RAMJET PULSED-DETONATION ENGINE

S. M. Frolov^{1,2,3}, V. S. Aksenov^{1,2}, V. S. Ivanov^{1,3}, I. O. Shamshin^{1,3}, and S. A. Nabatnikov⁴

¹N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

²Research Nuclear University MEPHI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation

³Scientific Research Institute for System Analysis, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation

⁴Novel Physical Principles Ltd., 4 Beskudnikovskiy Per., Moscow 127474, Russian Federation

Abstract: The results of catapult launching tests of unmanned aerial vehicles (UAVs) with power plants based on one and two paired ramjet pulsed detonation engines (PDEs) are presented. The world's first autonomous flight of an UAV with a new type of ramjet power plant is demonstrated. The power plant includes an air intake with a mechanical check valve and detonation tube and is fueled by hydrocarbon fuels including regular aviation kerosene. At the speed of the approaching air flow from 30 to 120 m/s, the power plant provides the effective thrust up to 250 N with a fuel-based specific impulse of 1000–1200 s. The results of catapult launching tests of UAVs with a takeoff mass of up to 100 kg have shown that the PDE-based power plants provide a subsonic flight with acceleration and climbing. Due to the simplicity of design and low cost, as well as high propulsion performances, such power plants can be considered as an alternative to the propulsion units based on piston and turbojet engines for subsonic UAVs.

Keywords: pulsed detonation engine; power plant; experimental sample; catapult launching tests; thrust performance; specific impulse

DOI: 10.30826/CE19120108

Acknowledgments

This work was supported by the Russian Science Foundation (grant 14-13-00082P).

References

1. Frolov, S. M., ed. 2006. Impulsnye detonatsionnye dvigateli [Pulsed detonation engines]. Moscow: TORUS PRESS. 592 p.
2. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, and V. Ya. Basevich. 2005. Air-breathing liquid-fueled pulse detonation engine demonstrator. *Dokl. Phys. Chem.* 402(2):93–95.
3. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, and V. Ya. Basevich. 2006. Maket-demonstrator vozdushno-reaktivnogo dvigatelya s detonatsionnym szhiganiem topliva [Demonstrator of air-breathing engine with detonative combustion of fuel]. *Khim. Fiz.* 25(4):14–19.
4. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2016. Thrust characteristics of a pulse detonation engine operating on a liquid hydrocarbon fuel. *Russ. J. Phys. Chem. B* 10(2):291–297.
5. Frolov, S. M., V. S. Ivanov, I. O. Shamshin, and V. S. Aksenov. 2017. Ispytaniya modeli impul'sno-detonatsionnogo pryamotochnogo dvigatelya v svobodnoy vozdushnoy strue s chislom Makha do 0.85 [Tests of the pulsed-detonation ramjet model in a free air jet with Mach number up to 0.85]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 10(3):43–52.
6. Frolov, S. M., V. S. Ivanov, V. S. Aksenov, A. E. Zangiev, I. O. Shamshin, and P. A. Gusev. 2018. Impul'sno-detonatsionnyy tyagovyy modul' [Pulse detonation thrust module]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 11(3):92–102.
7. Frolov, S. M., S. A. Nabatnikov, G. G. Lazarev, I. O. Shamshin, K. A. Avdeev, V. S. Aksenov, and V. S. Ivanov. 2018. Sposob raboty impul'sno-detonatsionnogo dvigatelya v pole tsentrobezhnykh sil i ustroystvo dlya ego realizatsii v reaktivnom vertolyote [Method of operation of a pulsed detonation engine in the field of centrifugal forces and a device for its realization in a ramjet helicopter]. Application to the Patent of Russian Federation No. 2018142030 dated 29.11.2018.
8. Barr, L. May 16, 2008. Pulse detonation engine flies into history. *Air Force Print News Today*. Available at: http://ronney.usc.edu/AME514/Lecture12/PDE-Borealis_2008.pdf (accessed January 30, 2019)
9. Frolov, S. M. 2008. Fast deflagration-to-detonation transition. *Russ. J. Phys. Chem. B* 2(3):442–455.

Received January 18, 2019

Contributors

Frolov Sergey M. (b. 1959) — Doctor of Science in physics and mathematics, head of department, head of laboratory, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; senior research scientist, Scientific Research Institute for System Analysis, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation; smfrol@chph.ras.ru

Aksenov Victor S. (b. 1952) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; v.aksenov@mail.ru

Ivanov Vladislav S. (b. 1986) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; research scientist, Scientific Research Institute for System Analysis, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation; ivanov.vls@gmail.com

Shamshin Igor O. (b. 1975) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; research scientist, Scientific Research Institute for System Studies, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation; igor_shamshin@mail.ru

Nabatnikov Sergey A. (b. 1976) — Director, Novel Physical Principles Ltd., 4 Beskudnikovskiy Per., Moscow 127474, Russian Federation; s.nabatnikov@mail.ru