

УДК 629.735.33

В.Ю. СИЛЕВИЧ, А.С. КАРТАШЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

## ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ РЕЗУЛЬТАТОВ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Проведена обработка экспериментальных данных огневых испытаний опытного образца пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД). Построены гистограммы значений основных параметров двигателя, а также их кривые нормального распределения. Получены значения минимального удельного расхода и максимальной тяги для различных конфигураций двигателя. Полученные путем статистической обработки данные служат основой для определения основных характеристик беспилотного летательного аппарата (БЛА). Для заданных скорости полёта и условной дальности составлены ТТХ БЛА схемы «утка».

**Ключевые слова:** пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, обработка экспериментальных данных, механический клапан, беспилотный летательный аппарат, гистограмма, нормальное распределение, минимальный удельный расход.

### Введение

Функциональные возможности двигательной установки (ДУ) не только решающим образом определяют характеристики летательного аппарата (ЛА), но и являются основанием для формирования рационального облика воздушной транспортной системы (ТС) «планер + ДУ». В настоящей статье на примере «нестандартной» задачи проектирования комплекса с легким беспилотным ЛА (БЛА), оснащенного ПуВРД малой тяги (МТ), представлены технология и результаты огневых испытаний двигателя данного типа, проведенных в интересах формирования облика соответствующей ТС. Технология опережающих численных исследований рабочего процесса в ПуВРД МТ, применявшаяся на более ранних этапах проектирования, представлена в [1].

### Условия проведения огневых испытаний ПуВРД

Главная цель огневых испытаний состояла в надежном получении основных характеристик рабочего процесса в ПуВРД МТ – тяги и расхода горючего в диапазоне устойчивых режимов, как доминирующих факторов, определяющих решение задачи о формировании облика ТС. Целесообразный уровень требований к ресурсу двигателя вытекает из общепринятых представлений о живучести возвращаемого БЛА, достаточной для совершения 5 полетных циклов, в связи с чем технологии ускоренных испытаний в данном случае лишены актуальности. Структура измерительной системы огневого стенда представлена на рис. 1.

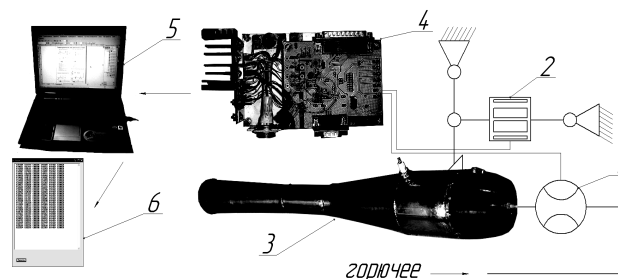


Рис. 1. Стендовая система регистрации параметров рабочего процесса ПуВРД

Датчик измерения тяги (поз. 2) конструктивно выполнен из тонкостенной трубки с наклеенными на неё плёночными тензометрическими сопротивлениями, соединёнными по мостовой схеме. В зависимости от продольной нагрузки на трубку, изменяется её длина и сопротивление рабочих тензорезисторов, образуется ток дисбаланса. Сигнал с датчика приходит на усилитель и далее на АЦП компьютера (поз. 4), затем происходит его регистрация и визуализация на ЭВМ (поз. 5,6).

Измерение расхода горючего осуществляется путём измерения перепада давления на дроссельной шайбе (поз. 1). Чувствительным элементом дифференциального датчика является гибкая мембрана, которая механически связана с потенциометром. Полученный сигнал посредством АЦП регистрируется и визуализируется на ПК.

При расшифровке и обработке экспериментальных данных параллельно производилось вычисление удельного расхода ( $Q_{уд}$ ), поиск минимального  $Q_{уд}$  за эксперимент, и нахождение значений тяги при  $Q_{уд. мин}$ .

### Обработка данных огневых испытаний

Масштабный фактор, определяющий ожидаемый уровень силы тяги объекта исследований, показан на рис. 2.

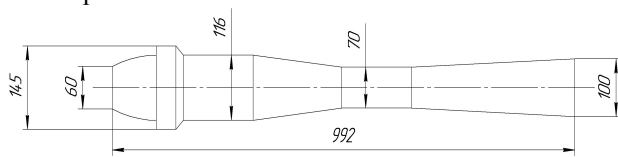
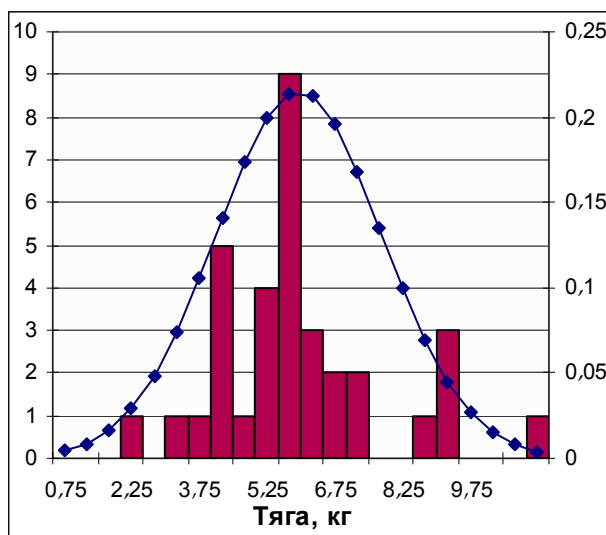


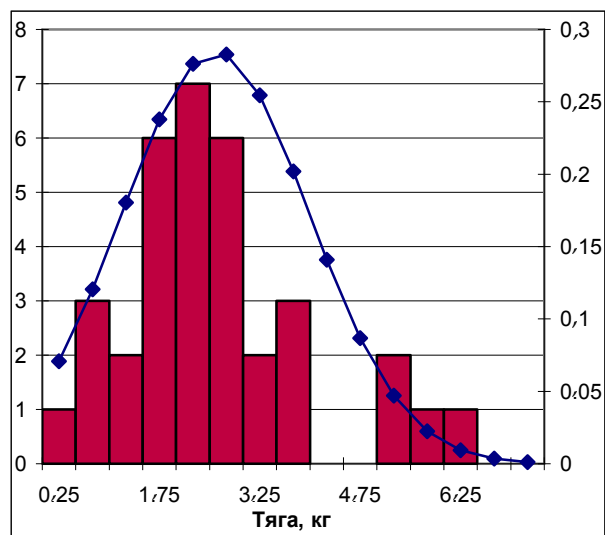
Рис. 2. Эскиз опытного ПувРД МТ

Путем обработки экспериментальных данных были построены гистограммы максимальной и минимальной тяги, а также их кривые нормального распределения (рис. 3).

В каждом запуске определялось значение минимального удельного расхода (рис. 4) и значение соответствующей ему тяги.



а



б

Рис. 3. Гистограммы значений максимальной и минимальной тяги и их кривые нормального распределения

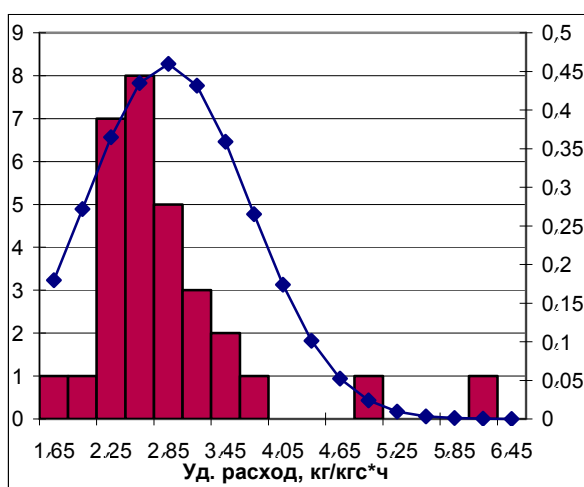


Рис. 4. Гистограмма значений минимального удельного расхода и её кривая распределения

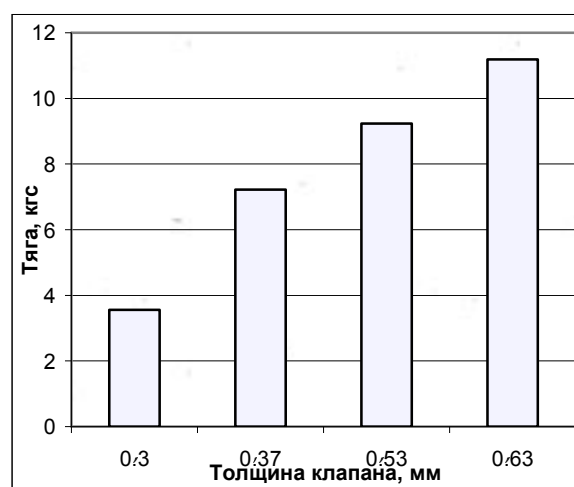


Рис. 5. Зависимость значения максимальной тяги от толщины клапана

На основании серии испытаний получена зависимость максимальной тяги от толщины клапана (рис. 5).

В результате статистической обработки массивов экспериментальных данных [2,3], получены математическое ожидание и среднеквадратичное отклонение (табл. 1).

На рис. 6 показана зависимость максимальной тяги от удельного расхода для различных конфигураций мотора.

Исходя из полученного минимального удельного расхода, были выделены соответствующие ему значения тяги и расхода для различных конфигураций ПувРД (рис. 7).

Для установленного расхода – 11-12 кг/ч построена гистограмма (рис. 8), на которой отмечены значения максимальной тяги для различных конфигураций камеры сгорания при фиксированном положении дроссельного крана (расход соотв.  $Q_{уд.мин.}$ ).

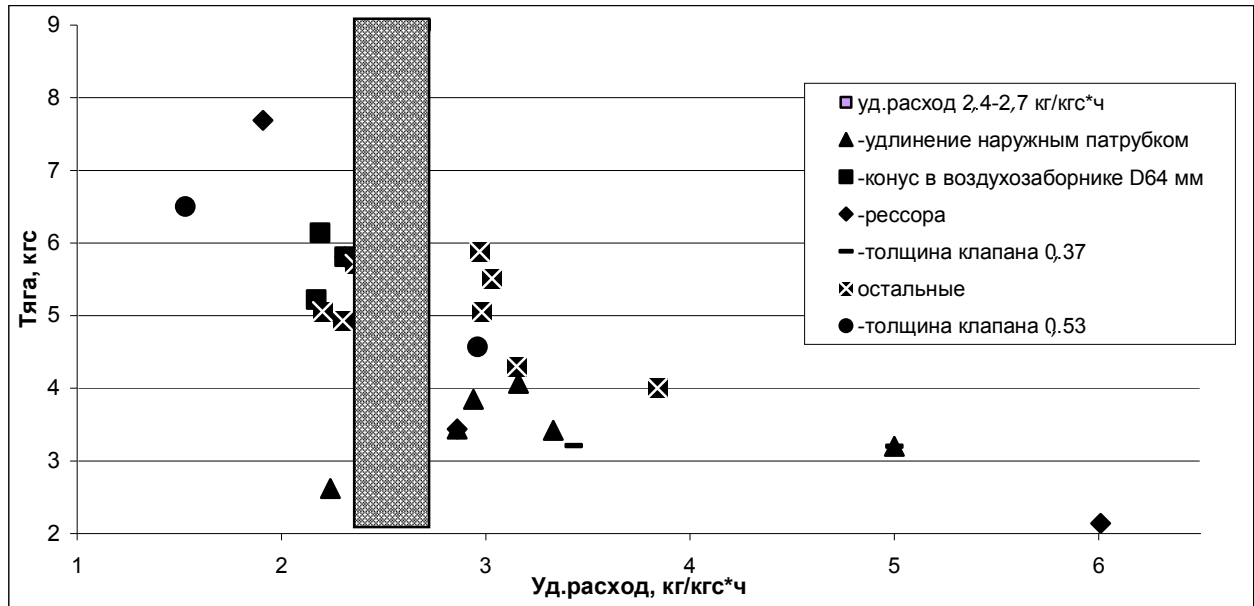


Рис. 6. Зависимость тяги от удельного расхода

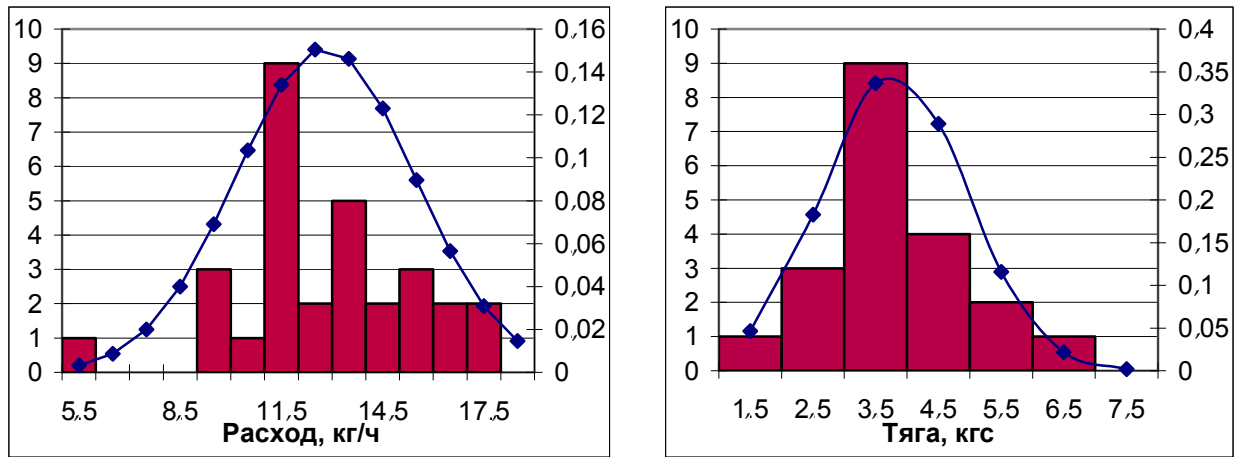


Рис. 7. Значения расхода при  $Q_{уд.мин.}$  и тяги при расходе 11-12 кг/ч

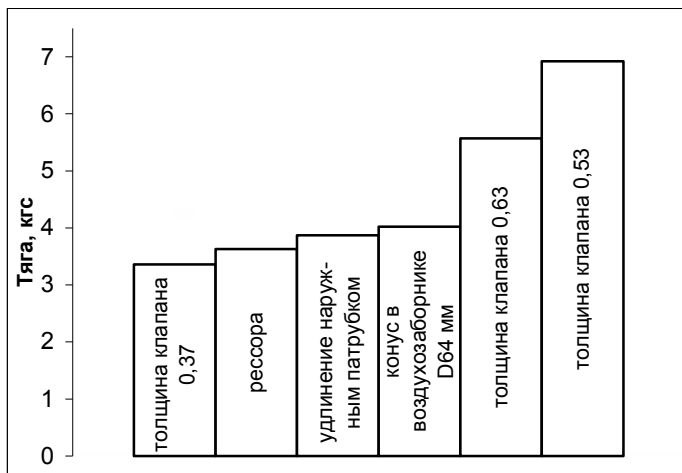


Рис. 8. Максимальные значения тяги при расходе горючего 11-12 кг/ч для различных конструктивных вариантов опытного образца

Таблица 1  
Статистическая обработка результатов  
огневых испытаний

ТТХ ПуВРД	Мат. ожидание	Ср.кв. отклонение
Максимальная тяга, кг	5,96	1,86
Минимальная тяга, кг	2,59	1,4
Минимальный уд. расход, кг/кгс*ч	2,84	0,88
Расход при $Q_{уд.мин.}$ , кг/ч	12,89	2,64
Тяга при $Q_{уд.мин.}$ , кгс	3,8	1,14

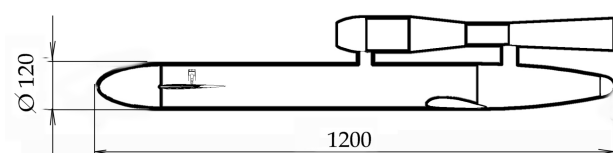
### Формирование параметрического облика БЛА на основании результатов огневых испытаний ПуВРД

Полученные в результате статистической обработки массивов параметров рабочих режимов ПуВРД тяговые и расходные характеристики служат исходной базой для формирования основных ТТХ БЛА (параметрического облика, табл. 2).

Выбор аэродинамической схемы «утка» [4,5] (рис. 9, табл. 3-4) обусловлен стремлением к обеспечению повышенного запаса устойчивости при сходе с катапульты аппарата с относительно высокой нагрузкой на крыло.

Полученное значение минимальной тяги используется для обеспечения нахождения устойчивого режима работы двигателя на пусковом устройстве, т.е. при нулевой высоте и скорости. Тяга при минимальном удельном расходе определяет режим поддержания минимальной скорости БЛА, которая должна превышать скорость сваливания с заданным запасом.

Оценка качества принятых проектных



решений, как вполне приемлемых, в части параметрического облика аппарата вытекает из сопоставительного анализа ТТХ БЛА – аналогов с максимальной взлётной массой до 20 кг (табл. 5).

Таблица 2

Параметр	значение
Аэродинамическая схема	утка
Тип двигателя	ПуВРД
Горючее	бензин А-76..А-92
Тяга дв-ля, кгс	стартовая
	крейсерская
Взлётная масса, кг	16,5
Скорость полёта, м/с	100
Запас топлива, кг	4,2
Масса полезной нагрузки, кг	1,6
Дальность полёта <sup>1)</sup> , км	120

<sup>1)</sup>- дальность полёта с максимальной скоростью без учета участков разгона и торможения

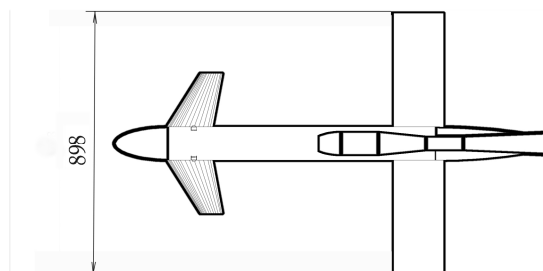


Рис. 9. Эскиз БЛА аэродинамической схемы «утка» с ПуВРД МТ

Таблица 3  
Массовая сводка

Параметр	масса, кг
Взлётная масса	16,5
Масса топлива	4,2
Масса ДУ	1,5
Масса полезной нагрузки	1,6
Масса планера	6
Масса оборудования	3,2

Таблица 4  
Дополнительные характеристики

Параметр	значение
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	0,095
Минимальная скорость полёта <sup>2)</sup> , м/с	35
Расход горючего, г/с	3,85

<sup>2)</sup>- скорость введения БЛА в полёт ускорителем или катапультным устройством

Характеристики некоторых ЛА БАК [7]

Таблица 5

Модель БЛА	Тип Д.У.	Взл. масса, кг	Скорость, м/с			Полезная нагрузка, кг	Тяга, Н	Время полёта, ч
			макс.	мин.	крейс.			
БЛА с ПуВРД	ПуВРД	16,5	35	20	100	1,6	58	0,3
«ГрАНТ»	ПД	20	34	20	30	3	102	3
«Ремез А-3»	ПД	10	41	18	33	1,75	50	2
«Silver Fox»	ПД	12,2	29	17	20	1,8	63	8-10
«Scan Eagle»	ПД	18	32	22	26	6	143	1,6
«Skylite В»	ЭМ	12	28	19	23	3	7,7	1,5
«CL-18»	ПД	14	35	17	23	4,5	63	2
«CL-28»	ПД	18	44	22	27	5,5	50	3

### Заключение

Полученные характеристики ДУ с ПуВРД позволяют сделать вывод о возможности создания всепогодной скоростной транспортной системы на основе легкого БЛА со стартовой массой не более 20 кг, т.е. превосходящей по важнейшим функциональным свойствам – помехозащищенности и оперативности существующие аналоги в своем классе. Результаты соответствующего критериального анализа согласно [4 – 7] будут представлены в отдельной статье.

### Литература

1. Амброжевич А.В. Комплексная математическая модель ПуВРД малой тяги / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2004. – № 4. – С. 118–121.
2. Гмурман В.Е. Теория вероятностей и математическая статистика / В.Е. Гмурман. – М.: Высшая школа, 1972. – 367 с.
3. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента: пер. с англ. / Х. Шенк. – М.: Мир, 1972. – 374 с.

4. Карташев А.С. Критериальный метод выбора тактико-технических характеристик и формирование облика малоразмерного летательного аппарата / А.С. Карташев // *Автомобильный транспорт*. – 2007. – Вып. 21. – С. 82–86.

5. Амброжевич А.В. Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобия / А.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиация и космонавтика*. – 2004. – Вып. 5 (13). – С. 54–58.

6. Авилов И.С. Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2 (38). – С. 15–19.

7. Карташев А.С. Формирование аэродинамического облика малоразмерного скоростного беспилотного летательного аппарата: дис. канд. техн. наук: 05.07.01; защищена 05.12.2008; утв. 14.04.09 / Карташев Андрей Сергеевич. – Х., 2008. – 182 с.

Поступила в редакцию 10.10.2010

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф., проф. каф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

### ФОРМУВАННЯ ВИГЛЯДУ ЛЕГКОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НА ОСНОВІ РЕЗУЛЬТАТІВ СТЕНДОВИХ ІСПИТІВ ПУВРД

*В.Ю. Сілевич, А.С. Карташев*

Проведено обробку експериментальних даних вогневих іспитів дослідного зразка пульсуючого повітряно-реактивного двигуна (ПуВРД). Побудовані гістограми значень основних параметрів двигуна, а також їхні криві нормального розподілу. Отримано значення мінімальної питомої витрати пального і максимальної тяги для різних конфігурацій двигуна. Отримані шляхом статистичної обробки дані є основою для визначення основних характеристик безпілотного літального апарата (БЛА). Для заданих швидкості польоту й умовної дальності складені ТТХ БЛА схеми «утка».

**Ключові слова:** пульсуючий повітряно-реактивний двигун, обробка експериментальних даних, механічний клапан, безпілотний літальний апарат, гістограма, нормальний розподіл, мінімальна питома витрата.

### THE SHAPE FORMING OF LIGHTWEIGHT UNMANNED AIRCRAFT ON THE BASIS OF DEVELOPMENT TESTING RESULTS

*V. Y. Silevich, A.S. Kartashev*

The processing of experimental data of exploratory sample of air pulse-jet engine fiery tests is realized. The bar charts of main parameters of the engine and their curves of normal distribution are constructed. The meaning of minimal unit discharge and maximal traction for various configuration of the engine are received. The data, received by statistical processing, form the basis of main characteristic of unmanned air vehicle (UAV). The tactic-technical-characteristics of UAV are preconceived for given velocity and conditional range

**Key words:** air pulse-jet engine, processing of experimental data, mechanical valve, unmanned aircraft, bar chart, normal distribution, minimal unit discharge.

**Сілевич Владимир Юрьевич** – аспирант кафедри ракетних двигателів, Национальний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: bob4ik84@mail.ru

**Карташев Андрей Сергеевич** – канд. техн. наук, ст. научн. сотр. кафедри ракетних двигателів, Национальний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: ankara@ukr.net