

## ОБЛИК ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ БЛА

*А.В. Амброжевич, проф., д-р техн. наук, К.В. Беляков, науч. сотр., А.С. Карташов, науч. сотр.,  
А.Н. Коровай, инж., С.Н. Ларьков, науч. сотр., А.Г. Сахно, канд. техн. наук, доц.,  
В.Л. Симбирский, ст. науч. сотр., А.А. Цирюк, канд. техн. наук, доц.,  
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина*

### Введение

Использование беспилотных летательных аппаратов (БЛА) для выполнения задач воздушной разведки и наблюдения предполагает их использование в неблагоприятных метеоусловиях на значительном удалении от точки старта. Главным условием, определяющим облик БЛА, следует считать минимальную конфигурацию полезной нагрузки, определяющую целевое назначение объекта разработки. В связи с тем, что типовые БЛА легкого класса предназначены в основном для решения задач разведки и наблюдения, необходимым фактором является наличие на борту гиостабилизированной платформы, обеспечивающей устойчивое поле обзора, решение задач топопривязки и ориентирования на местности по передаваемому с борта электронному изображению и т.п.

Исходя из характеристик аналогов, а также учитывая массогабаритные параметры целевой нагрузки, включающей в себя гиостабилизированную платформу с соответствующими источниками энергоснабжения, масса легкого БЛА должна составлять порядка 50-60.

В целях обеспечения приемлемого времени получения информации БЛА должен быть всепогодным. Данное условие выполнимо для аппаратов с крейсерской скоростью не менее 120÷150 м/с, позволяющей уверенно преодолевать ветровой снос и совершать полет в условиях приземной турбулентности, в то же время условия сохранения четкости изображения накладывают ограничения на скорость полета не более 50-60 м/с.

Таким образом, исходя из требований к целевой нагрузке становится очевидным облик перспективного БЛА: высокоскоростной аппарат с малой удельной нагрузкой на крыло.

### Применяемые типы ДУ для БЛА

На сегодняшний день в качестве ДУ малоразмерных и сверхлегких БЛА применяются практически все известные типы двигателей, включая электропривод. Скоростной диапазон простирается от 10-15 м/с для сверхлегких БЛА с электроприводом воздушного винта и взлетной массой около 1 кг до 250 м/с для БЛА с ТРД и взлетной массой 270 кг [3].

Широкое использование винтомоторных силовых установок в рассматриваемом классе БЛА обусловлено в первую очередь наличием отработанных конструктивно-технологических решений, а также идеологической преемственностью с классом тяжелых авиамodelей.

В последние три-пять лет появились малоразмерные ГТД в диапазоне тяг 80-400 Н, однако свойственные им высокий удельный расход топлива (до 1.7 - 1.9 кг/кг\*ч) вследствие масштабного вырождения рабочего процесса, высокая стоимость (ценовой диапазон от \$3000) и сложность в эксплуатации сдерживают широкое применение микро ГТД в рассматриваемом классе аппаратов.

Вплоть до 60-х г. XX в. проводились широкие исследования по применению пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД) в реактивной авиации, в том числе и беспилотной. Свойственные ПуВРД недостатки (высокий уровень вибраций и пульсирующий характер тяги, высокий

удельный расход топлива, сильный шум, трудности в компоновке с летательным аппаратом) привели к отказу от применения ПуВРД в качестве двигательной установки полноразмерных летательных аппаратов.

О применении мотокомпрессорных силовых установок (МкВРД) для БЛА неизвестно.

### Оценка требований к ДУ легкого БЛА

Типовой облик легкого многорежимного БЛА задан факторной матрицей, представленной в таблице.

Типовой облик многорежимного легкого БЛА

№	Элементы факторной матрицы	Значения
1	Площадь крыла, м <sup>2</sup>	1,0
2	Масса летательного аппарата, кг	60
3	Коэффициент сопротивления летательного аппарата	0,4
4	Коэффициент отвала поляры	0,25

Оценка КПД винтомоторной установки с винтом регулируемого шага (ВРШ) проводилась на основе данных о легкомоторных самолетах с двигателем типа АИ-14Р. Для ВРШ, применяемых на самолетах Ан-2, Як-18, установлена следующая зависимость КПД ( $\eta$ ) от скорости полета ( $V$ ) [1]:

$$\eta(V) = 3.295 \cdot 10^{-3} - 1.07 \cdot 10^{-4} \cdot V^2 + 1.85 \cdot 10^{-2} \cdot V. \quad (1)$$

Для оценки работоспособности ДУ с винтом фиксированного шага (ВФШ) с профилем ЦАГИ СДВ-1 были приняты следующие условия:

- удовлетворительный режим работы винта лежит в диапазоне изменения угла атаки лопасти до 10 градусов по скорости полета;
- КПД винта на расчетном режиме порядка 0.75;
- минимальной скоростью для заданного ВФШ считается нижний предел, после которого следует срыв потока на лопасти с последующей потерей пропульсивных свойств. Отношение максимальной

скорости к минимальной приравнивается к отношению тангенсов углов атаки лопасти для соответствующих режимов полета.

Оценка скоростных характеристик двигательных установок с ПуВРД и МкВРД проводилась на основе модели рабочего процесса.

Суммарная масса ДУ+топливо ограничивалась 50% взлетной массы. Обобщенные данные потребных и располагаемых тяг даны на рис. 1.

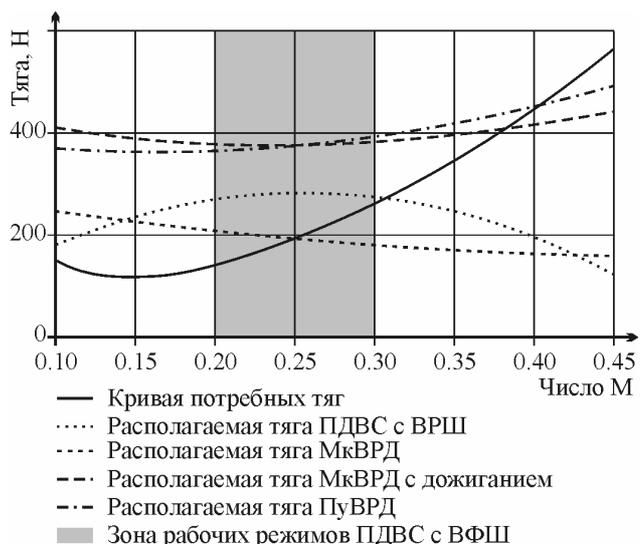


Рис. 1. График потребных и располагаемых тяг

Из анализа рис. 1 можно сделать следующие выводы:

1. Максимальная скорость БЛА с поршневым двигателем лежит в диапазоне до  $M = 0.3$ .
2. БЛА с ВФШ не способен осуществить самостоятельный взлет и разгон до крейсерской скорости.
3. Комплексу требований к ДУ БЛА рассматриваемого класса удовлетворяет только двигатель прямой реакции.

### Экспериментальные исследования ПуВРД

Экспериментальные исследования были проведены на стендовом варианте ПуВРД (рис. 2).

Основной целью проведения экспериментальных исследований было получение дроссельных характеристик ПуВРД, определение глубины регулирования и границ устойчивости рабочего процесса. На рис. 3 показана экспериментальная

диаграмма тяги ПуВРД, на рис. 4 изображена дроссельная характеристика ПуВРД в стендовых условиях, на рис. 5 - 7 изображены кадры кинограммы работы ПуВРД.

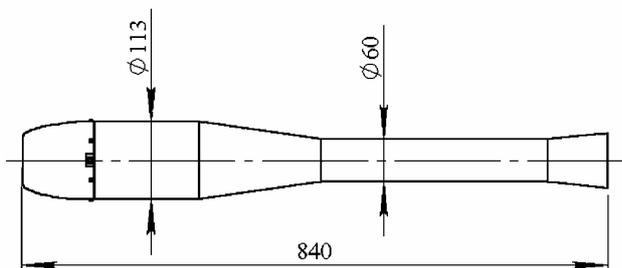


Рис. 2. Габаритный чертеж ПуВРД

Испытываемый ПуВРД допускает дросселирование тяги до 70% от номинального значения путем изменения расхода топлива в диапазоне 75 - 112%.

Удельный расход топлива составляет 2.15 - 2.7 кг/кгс\*ч. Рабочая частота двигателя составляет порядка 150 Гц, при этом максимальная мгновенная тяга ПуВРД в 3.5 раза превышает среднеинтегральное значение.

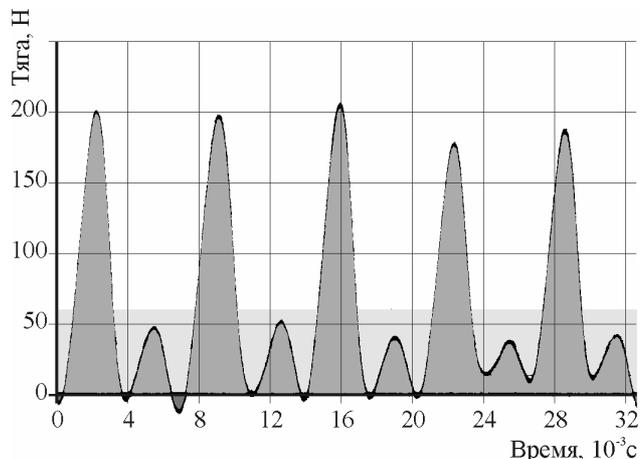


Рис.3. Осциллограмма тяги ПуВРД

светло-серый – осредненная тяга,  
темно-серый – мгновенная тяга

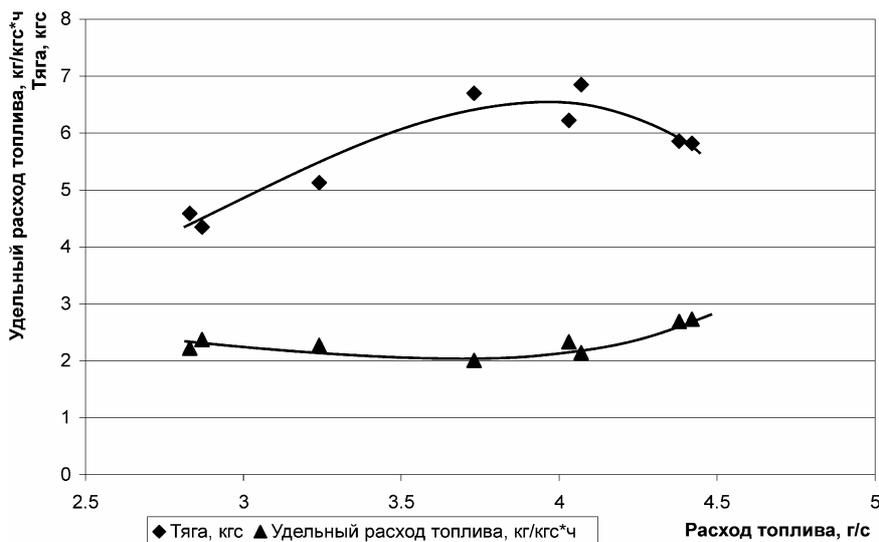


Рис. 4. Дроссельные характеристики ПуВРД.

### Выводы

Проведенные экспериментальные исследования подтверждают правильность выбора конструктивно-технологических решений, обеспечивающих повышенный ресурс клапана (порядка 2 часов).

По характеристикам удельного расхода топлива микро ГТД и ПуВРД в диапазоне тяг до 15-20 кгс близки, но существенно уступают полноразмерным ГТД.

Проведенные расчеты и экспериментальные исследования подтверждают возможность применения ПуВРД для малогабаритного высокоманевренного БЛА с продолжительностью полета 30 – 40 мин и максимальной скоростью  $M \geq 0.4$ .

Вследствие значительно меньшей стоимости по сравнению с микро ГТД (приблизительно на два порядка) ПуВРД представляется оптимальным типом реактивной двигательной установки по критерию стоимость - эффективность для малоразмерных БЛА.



Рис. 5. Процесс запуска ПуВРД

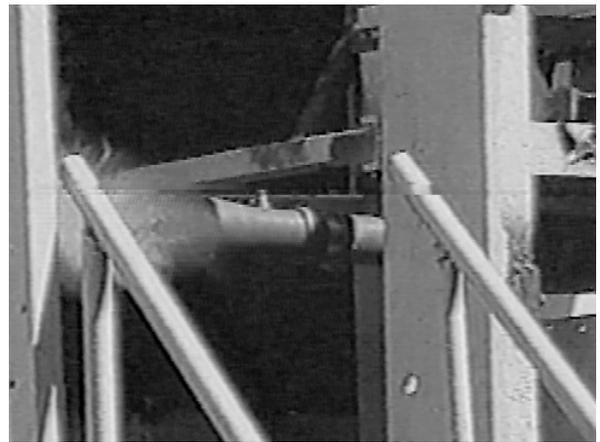


Рис. 6. Рабочий режим



Рис. 7. Процесс распыла топлива

### Литература

1. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов.- М.: Машгиз, 1978.- 100 с.
2. Беляев В.В. Зарубежные военные беспилотные аппараты и перспективы их развития // Полет.- 2002.- № 12.- С. 39-50.
3. Беспилотные летательные аппараты. Справочные данные // Зарубежное военное обозрение.- 2001.- № 9 - 10.- С. 35-39.
4. Бородин В. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели летающих моделей самолетов.- Харьков: Изд-вод ДОСААФ, 1974.- 104 с.
5. Кутувий О.П. Тенденції розвитку безпілотних літальних апаратів // Наука і оборона.- 2000.- № 4. - С. 39-47.
6. Манушин Э.А., Михальцев В.Е., Чернобровкин А.П. Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок.- М.: Машиностроение, 1977.- 448 с.

*Поступила в редакцию 12.07.03*

**Рецензенты:** д-р техн. наук, профессор, заслуженный деятель науки УССР И.М. Приходько, ХВУ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», г. Харьков.