

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 гиросtabilизированной 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 гиросtabilизированную 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 ²	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 (η) 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.

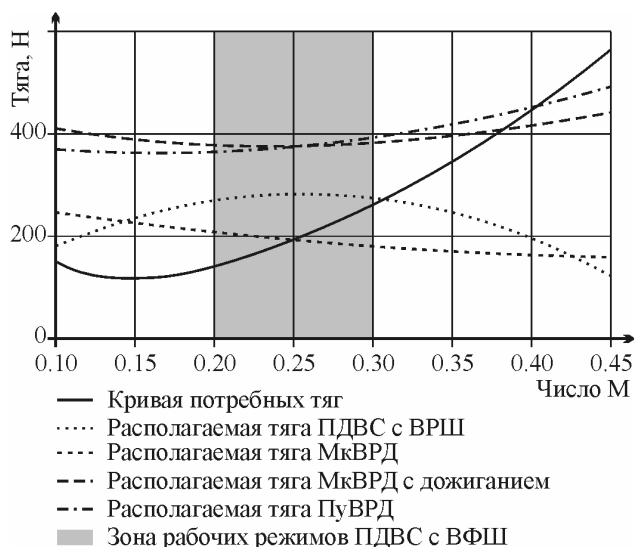


Рис. 1. График потребных и располагаемых тяг

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.

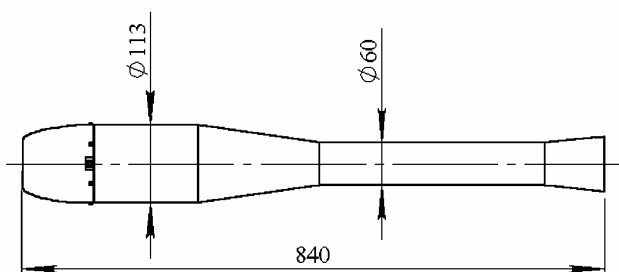


Рис. 2. Габаритный чертеж ПуВРД

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.

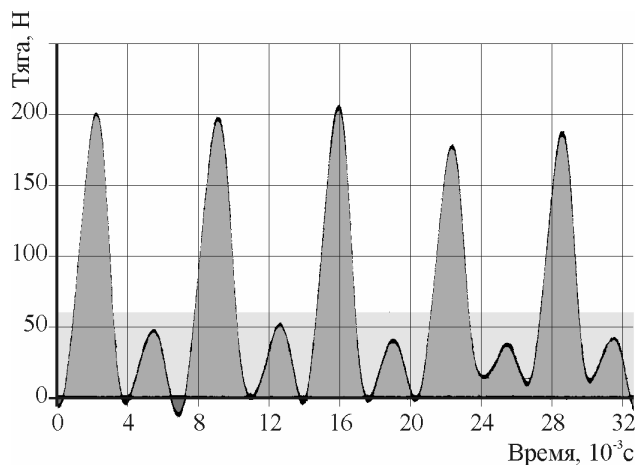


Рис.3. Осциллограмма тяги ПуВРД

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

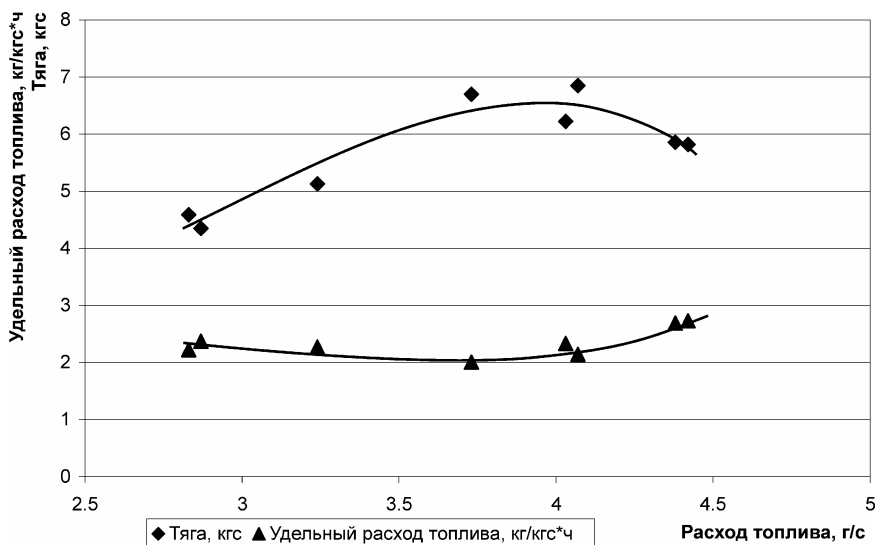


Рис. 4. Дроссельные характеристики ПуВРД.

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

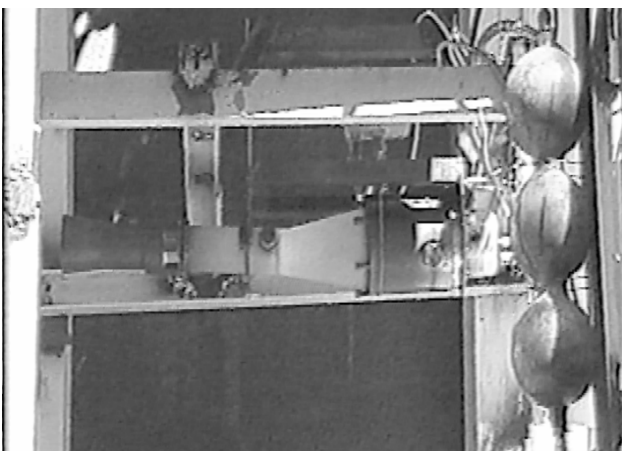
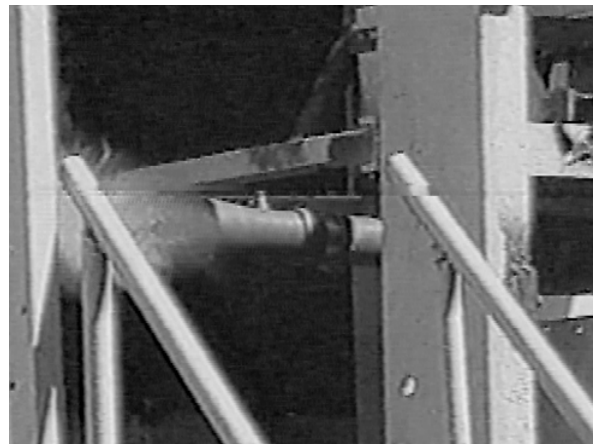


Рис. 6. Рабочий режим



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.