

УДК 621.454

М.В. АМБРОЖЕВИЧ<sup>1</sup>, С.Н. ЛАРЬКОВ<sup>2</sup><sup>1</sup>Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина<sup>2</sup>Научно-техническое специальное конструкторское бюро «ПОЛИСВИТ», Украина

## РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ МОТОКОМПРЕССОРНОГО ВРД МАЛОЙ ТЯГИ С КОМПРЕССОРОМ ОБЪЕМНОГО ТИПА

Рассмотрены квазистационарная и комплексная модели рабочего процесса МкВРД малой тяги. Приведены результаты численного моделирования высотно-скоростных характеристик, получены данные об устойчивости рабочего процесса МкВРД с нерегулируемым соплом в диапазоне скоростей 0 – 150 м/с и высот 0 – 2000 м. Сделан вывод о сопоставимости МкВРД и ТРДД большой степени двухконтурности по характеристикам удельного расхода топлива.

**беспилотный летательный аппарат, воздушно-реактивный двигатель, рабочий процесс, моделирование, высотно-скоростные характеристики**

### Введение

Наблюдается всплеск интереса к малоразмерным беспилотным летательным аппаратам (БЛА), обусловленный прогрессом в области микроэлектроники, позволившим создать миниатюрные платформенные инерциальные системы управления и аппаратуру видеонаблюдения суммарной массой в сотни граммов.

Одним из наиболее важных факторов, определяющих облик легкого БЛА (с массой порядка 10 кг), является способность компенсации ветрового сноса и полета в условиях приземной турбулентности, для чего необходима крейсерская скорость полета не менее 80-100 м/с, что ставит проблему выбора подходящего типа двигательной установки (ДУ) [1].

Практически безальтернативным типом ДУ, освоеным на БЛА подобной размерности, является винтомоторная установка с поршневым двигателем (ПД) мощностью 3 – 5 кВт и винтом фиксированного шага, которая способна обеспечить только одно-режимный полет в данном диапазоне скоростей.

Применение пульсирующих ВРД (ПуВРД), вследствие свойственных им недостатков (высокого уровня вибраций и удельного расхода топлива), ограничивается классом БЛА-мишеней.

Использование появившихся в последнее время микро-ТРД наталкивается на целый комплекс прин-

ципиально непреодолимых проблем, связанных с масштабным вырождением рабочего процесса в камере сгорания и турбомашине. При чрезвычайно высокой стоимости изготовления, микро-ТРД по характеристикам расхода топлива в данном типоразмере не имеют существенных преимуществ перед ПуВРД.

Таким образом, традиционные типы ДУ следует считать малопригодными для оснащения скоростных БЛА легкого класса.

### 1. Постановка задачи

Мотокомпрессорные воздушно-реактивные двигатели (МкВРД) с лопаточными машинами в качестве компрессоров, появившиеся на заре авиации, были предметом длительных и малоуспешных опытов [2], которые были прекращены в связи с появлением работоспособных ТРД и ТВД к концу 1940-х годов.

Тем не менее, на очередном витке развития возможно появление перспективных ДУ с МкВРД для легких скоростных БЛА. Принципиальным их отличием от предшествующих полноразмерных аналогов должно стать применение компрессоров объемного типа. Подобные двигатели могут иметь интегрированную схему МкВРД – свободнопоршневой генератор газа [3] или представлять собой систему, скомпонованную из вполне отработанных автоном-

ных блоков – ПД привода и компрессора. Последняя схема имеет некоторые преимущества с точки зрения стоимости и технического риска, что достигается, главным образом, за счет ухудшения массогабаритного совершенства ДУ.

Задачей исследования явилась оценка высотно-скоростных характеристик малоразмерного МкВРД (на основе авиамодельного ПД с рабочим объемом  $10 \text{ см}^3$ ) для сверхлегкого БЛА со взлетной массой 6–8 кг. Требования к высотности МкВРД определялись назначением БЛА – всепогодного носителя системы видеонаблюдения участка местности.

## 2. Решение задачи

### 2.1. Квазистационарная модель

На первом этапе исследования была разработана квазистационарная модель рабочего процесса для определения:

- 1) скоростных характеристик МкВРД в диапазоне  $0 - 200 \text{ м/с}$ ;
- 2) массогабаритных параметров МкВРД;
- 30 оптимальной степени повышения давления в компрессоре МкВРД.

Исходными данными модели являются:

- 1) скорость полета  $V_0$ ;
- 2) параметры стандартной атмосферы  $k, p_0, R_0, T_0$ ;
- 3) характеристики приводного ДВС (мощность  $N_{ПД}$ , удельный расход топлива  $C_{ПД}$ );

- 4) номинальная степень повышения давления в компрессоре  $\pi_k$ ;

5) КПД компрессора объемного типа, принятый равным 0,7 на основе данных [4].

Для выбора степени повышения давления компрессора была проведена оптимизация параметров ДУ, в качестве целевой функции выбрана удельная суммарная масса ДУ и топлива, исходя из времени полета 60 мин. и крейсерской скорости  $100 \text{ м/с}$ :

$$M_{УД_{ДУ}} = \frac{M_{ПД} + m_B \cdot M_{УД_K} + m_T \cdot t_{П}}{R_T}, \quad (1)$$

где  $M_{УД_K}$  – удельная масса компрессора;

$m_B, m_T$  – расход воздуха и расход топлива, соответственно;

$t_{П}$  – время полета;

$R_T$  – сила тяги.

Паспортные данные авиамодельного двигателя МДС-10КРУ представлены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики приводного ДВС

№	Величина	Знач.
1.	Мощность двигателя $N_{ПД}$ , кВт	2,2
2.	Частота вращения коленвала $n_{кв}$ , об/мин	19000
3.	Степень сжатия	10,5
4.	Уд. расход топлива $C_{ПД}$ , кг/кВт*ч	0,4
5.	Масса $M_{ПД}$ , кг	0,55

Массогабаритные характеристики МкВРД оценивались на основе паспортных данных приводного ДВС и результатов эскизного проектирования. Удельная масса компрессора объемного типа была принята равной  $5 \text{ кг/кг*с}$  при частоте вращения ротора компрессора  $19000 \text{ об/мин}$ .

На рис. 1 представлено поведение целевой функции в зависимости от степени повышения давления, исходя из которого была принята степень повышения давления  $\pi_k = 1,3$  и проведено моделирование скоростных характеристик МкВРД на уровне моря  $H = 0$  (рис. 2 и 3). На рис. 4 приведен внешний вид объекта исследований.

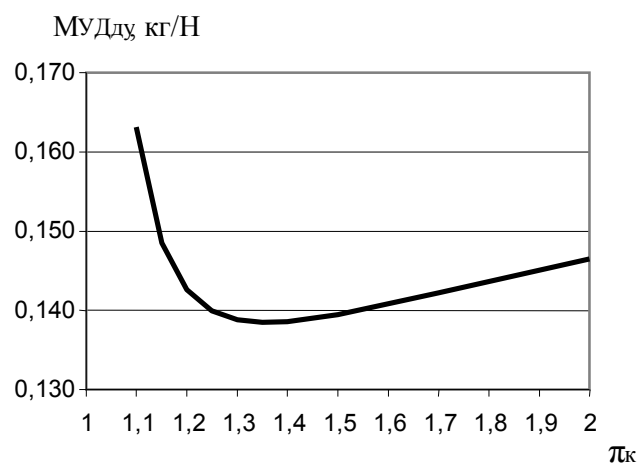


Рис. 1. Удельная масса ДУ с МкВРД ( $V = 100 \text{ м/с}$ ,  $H = 0$ )

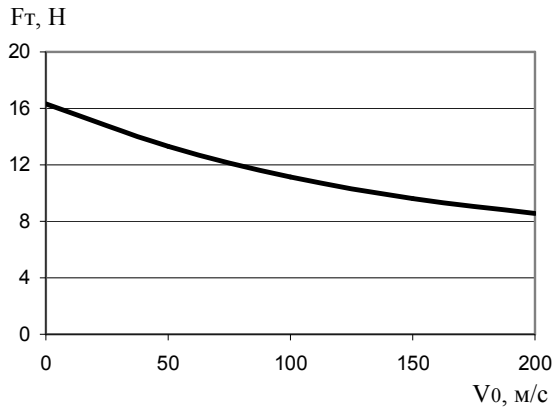
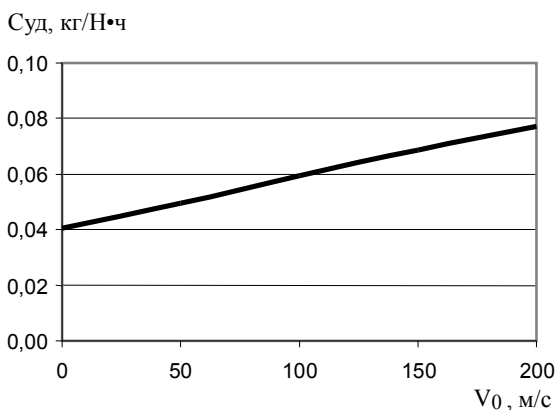
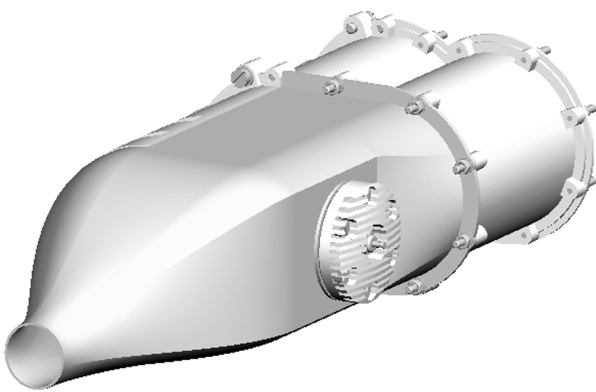
Рис. 2. Тяга MkВРД на  $H = 0$ Рис. 3. Удельный расход топлива MkВРД на  $H = 0$ 

Рис. 4. Внешний вид MkВРД

## 2.2. Комплексная модель MkВРД

Для проведения опережающих исследований рабочего процесса в MkВРД, программа которых включала в себя определение основных характеристик, а именно:

1) высотно-скоростных характеристик приводного ПД и MkВРД в целом;

2) характеристик приемистости;

3) устойчивости рабочего процесса в диапазоне скоростей  $0 - 150$  м/с и высот  $0 - 2000$  м;

4) оценки массогабаритных параметров MkВРД, на основе метода комплексного моделирования ДУ с двухтактным ПД [5] была разработана комплексно-сопряженная газодинамическая и механическая модель MkВРД следующего состава:

1) пространственная 3D подмодель (ПМ) термогазодинамического процесса в цилиндре ПД;

2) 1D ПМ процессов в патрубках впускной и выпускной систем;

3) 0D ПМ процессов в картере ПД, компрессоре и ресивере с реактивным соплом;

4) динамическая модель кривошипно-шатунного механизма с присоединенным ротором компрессора.

Верификация модели осуществлялась путем сравнения паспортных данных (мощности, номинальной частоты вращения коленчатого вала) приводного ПД с характеристиками, прогнозируемыми моделью.

Высотно-скоростные характеристики получены методом установления (рис. 5, 6). В качестве начальных параметров были приняты номинальные ( $\pi_k = 1,3$ ,  $n_{кв} = 19000$  об/мин).

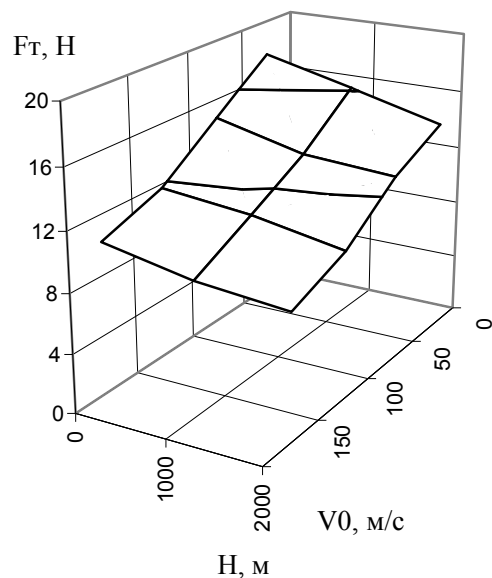


Рис. 5. Тяга MkВРД

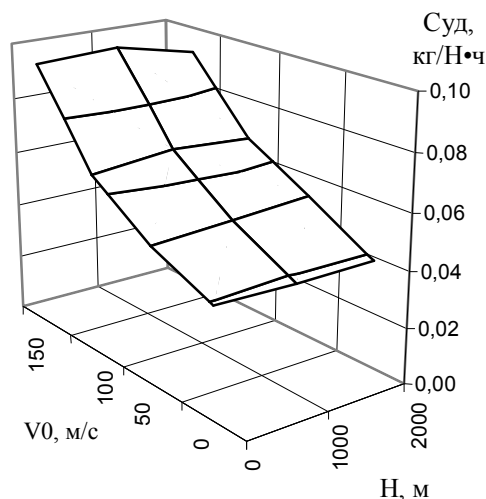


Рис. 6. Удельный расход топлива

### Выводы

1. Результаты проведенных исследований позволяют сделать заключение о принципиальной возможности реализации МкВРД данного типа в заданном диапазоне скоростей и высот полета.

2. Обеспечивается устойчивость рабочего процесса в МкВРД с нерегулируемым соплом в диапазоне высот 0 – 2000 м и скоростей полета 0 – 150 м/с.

3. Применение компрессора объемного типа, работающего на сопло постоянного сечения с докритическим перепадом давлений, приводит к падению потребляемой мощности и, соответственно, тяги при одновременной раскрутке ротора МкВРД с увеличением скорости полета, что объясняется влиянием следующих факторов:

а) фиксированным объемным расходом компрессора и, как следствие, практически независимым массовым расходом воздуха и перепадом давлений на реактивном сопле от скорости полета БЛА, что вызывает снижение потребной удельной работы сжатия в компрессоре;

б) повышением мощности приводного ДВС за счет наддува скоростным напором.

4. Для обеспечения полноты использования мощности приводного ПД и расширения скоростного диапазона необходимо применение сопла регули-

руемого типа, обеспечивающего поддержание заданного перепада давлений между входом и выходом компрессора.

5. Удельный расход горючего практически не зависит от высоты полета в диапазоне 0 – 2000 м.

6. Допустимый скоростной диапазон МкВРД с нерегулируемым соплом, по-видимому, ограничивается значительным ростом частоты вращения ротора МкВРД (при  $V_{п} = 0$  м/с с 19000 до 26600 об/мин при  $V_{п} = 150$  м/с, т.е. на 40%).

7. Прогнозируемые характеристики расхода топлива МкВРД при скорости 100 м/с у земли вполне сопоставимы с таковыми для ТРДД большой степени двухконтурности ( $C_{уд} = 0,065$  кг/Н·ч);

8. Ориентировочное значение удельная массы ДУ составляет 0,09 кг/Н.

### Литература

1. Амброжевич А.В., Потапенко А.А., Яшин С.А., Ларьков С.Н., Симбирский В.Л., Беляков К.В. Воздушно-реактивные двигатели для миниатюрных БЛА // Космічна наука і технологія. – 2003. – № 1. – С. 78 – 84.

2. <http://german.rsuh.ru/html/german/A1/motor-01.htm#default>.

3. Потапенко О.О., Амброжевич М.В. Спосіб роботи реактивної установки малої тяги з поршневым двигуном і пристрій, що його реалізує. Патент України № 4298/1 від 27.02.2004 (Заява на винахід №2003087832 від 19.08.2003).

4. Амброжевич М.В. Комплексно-сопряженная модель рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2002. – Вип. 30. – С. 37 – 42.

5. Чиняев И.А. Роторные насосы. – Л.: Машиностроение, 1969. – 216 с.

Поступила в редакцию 1.06.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.