

ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ МИНИАТЮРНЫХ БЛА

© A. V. Амброжевич, A. A. Потапенко, C. H. Ларьков,
C. A. Яшин, B. L. Симбирский, K. V. Беляков

Виробниче об'єднання «Комунар», СКБ «Полісвіт»

На основі порівняльного аналізу придатності повітряно-реактивних двигунів як рушійних установок надлегких безпілотних літальних апаратів показано ефективність застосування мотокомпресійного ПРД. Описано новий тип МкПРД на основі компресійних та розширювальних машин об'ємного типу, розраховано його швидкісні характеристики.

ВВЕДЕНИЕ

Благодаря прогрессу в области микропроцессорной техники, миниатюризации бортового радиосвязного, навигационного и оптикоэлектронного оборудования, в последние годы появилась возможность создания системы автоматического и дистанционного управления, а также аппаратуры видеонаблюдения для миниатюрных беспилотных летательных аппаратов (мини-БЛА) с полетной массой, не превышающей 25—30 кг. Подобные системы, имея массу в несколько сот граммов, при установке на мини-БЛА обеспечивают функциональные возможности существенно более высокие, чем у БЛА первого и второго поколений массой 1—30 т. Учитывая, что стоимость единицы массы конструкции при этом практически не изменилась и оценивается примерно в 500 долл./кг, по критерию «стоимость—эффективность» мини-БЛА превосходят аппараты аналогичного назначения предыдущих поколений на несколько порядков. В связи с этим дистанционно пилотируемые авиационные системы (ДУАС) с мини-БЛА становятся неотъемлемым информационным компонентом разведывательно-ударных комплексов и др., а их развитие рассматривается в качестве одного из наиболее приоритетных направлений военно-технического прогресса.

Доминирующим фактором, определяющим облик мини-БЛА, что, впрочем, аксиоматично для летательных аппаратов любого класса, является практически безальтернативный тип двигательной установки (ДУ) — винтомоторной с поршневым двигателем (ПД). В совокупности с характерными масштабами это привело к идеологической, конструктивной и элементно-базовой конвергенции мини-БЛА с тяжелыми авиамоделями. В результате та-

кие аппараты унаследовали и присущую авиамоделям тихоходность — их скоростной диапазон составляет 100—250 км/ч. В свою очередь, это обусловило весьма существенные ограничения по погодным условиям, принципиальным образом определяющие оперативные возможности ДУАС. В частности, достаточно привести здесь лишь только оценки воздействия бокового ветра на параметры траектории низкоскоростных аппаратов (см. табл. 1).

Экспериментальные микро-БЛА — MAV (Micro Aircraft Vehicle) последней группы масштабного ряда со взлетной массой около одного килограмма [<http://bespilotka.narod.ru/10kg.htm>] с электроприводом винта на данном этапе реализованы в скоростном диапазоне до 50—80 км/ч и могут применяться только в условиях штиля или в закрытых помещениях.

Тем самым вполне отчетливо проявляется принципиальная непригодность, с точки зрения надежности, устойчивости и помехозащищенности, использования ДУАС с традиционными мини-БЛА в составе постоянно действующих объектов информационной инфраструктуры воздушного базирования (связь, разведка, наблюдения, целеуказания и др.). Таким образом, на уровне идеологии своего класса

Таблица 1. Расчет потребных курсовых углов

Параметр	Скорость полета БЛА, км/ч	Скорость ветра, км/ч (м/с)	Курсовой угол ветра, град	Угол сноса, град	Потребный курсовой угол, град	Путевая скорость, км/ч
1	90	72(20)	90	39	53	54
2	180	72(20)	90	22	24	165
3	252	72(20)	90	16	17	241
4	324	72(20)	90	13	13	316

мини-БЛА с винтомоторной ДУ не адекватны функциональным условиям полноценных всепогодных, всесезонных ДУАС с перспективными требованиями к оперативности.

общий облик мини-бла

Мини-БЛА для полноценной всепогодной и всесезонной ДУАС должен удовлетворять следующим требованиям:

- высокой крейсерской скорости полета из условия оперативности информационного обеспечения, способности к совершению полета в турбулентной атмосфере и компенсации ветрового сноса (см. табл. 1);

- возможности длительного барражирования при выполнении задач патрулирования, целеуказания и объективного контроля;

- оптимизации летных характеристик в условиях малых высот, учитывая ограниченные оптические возможности бортового оборудования.

Из табл. 1 следует, что при типичных углах обзора по курсу для видеокамер (порядка 30–40°) компенсация сноса от ветра 20 м/с системой управления мини-БЛА со скоростью полета до 300 км/ч вызывает курсовые углы, при которых направление на цель находится вне поля зрения видеокамеры.

Таким образом, приемлемыми значениями угла сноса обладают аппараты со скоростью полета более 350 км/ч. Следует отметить, что мировой рекорд скорости авиамоделей близок к этой величине, однако достижение высокой скорости полета аппарата с воздушным винтом требует применения винта регулируемого шага, который в данном типоразмере трудно реализуем. Из вышесказанного со всей очевидностью вытекает заключение, что всепогодный мини-БЛА должен иметь ДУ с ВРД малых тяг (ВРД МТ).

Концептуально наиболее близким на сегодняшний день известным примером может служить только экспериментальный БЛА Dassault AVE более тяжелого класса (массой до 60 кг) с крейсерской скоростью полета около $M = 0.5$ с ДУ $2 \times$ ТРД АМТ.

возможные варианты ду с врд мт для мини-бла

Представляется маловероятным появление на данном этапе новых решений рассматриваемой проблемы, не укладывающихся в рамки классической теории ВРД и лежащих за пределами традицион-

ной альтернативы: ПуВРД, ТРД, мотокомпрессорный ВРД (МКВРД). Однако с учетом особой специфики условий функционирования в случае, если радикальное решение все же будет предложено, можно прогнозировать принципиальную новизну такого двигателя.

ПуВРД. В 1950–1960 годах ПуВРД получили широкое распространение в авиамоделизме. Обладая высоким массовым совершенством и чрезвычайной простотой конструкции, ПуВРД является наиболее подходящим двигателем для одноразового БЛА. Основной проблемой при создании ПуВРД с достаточным ресурсом является обеспечение необходимой живучести клапанов, которые на известных ПуВРД имели ресурс до 20–23 мин [11]. Авторы статьи располагают «ноу-хау», позволяющим довести ресурс клапанной решетки до 1 ч и тем самым обеспечить возможность применения ПуВРД на возвращаемых аппаратах. Параметры некоторых авиамодельных ПуВРД [3] приведены в табл. 2.

ТРД МТ. В последние семь–десять лет некоторые западные фирмы начали мелкосерийное производство ТРД МТ авиамодельного класса. Типовой их конструктивный облик определяют центробежные компрессоры, вихревые камеры горения и радиально-осевые турбины. Современный ТРД МТ представляет собой высокотехнологическое изделие точной механики с индивидуальной балансировкой ротора, весьма чувствительное к качеству топлива и масел, условиям хранения, эксплуатации и т. п. В качестве примера можно привести основные параметры ТРД МТ фирмы Microjet Ingeneering (Великобритания), предлагаемых к продаже через интернет [<http://www.microjeteng.com>], с гарантированным ресурсом не менее 100 запусков (табл. 3). Стоимостное соотношение между ТРД МТ и ПД соответствующего типоразмера сохраняется таким же, как и для полноразмерных аналогов (около 3500/кг).

Тем не менее, реализация ТРД МТ с тягой до 10 кГс очевидным образом ограничена масштабным вырождением рабочего процесса — невозможно-

Таблица 2. Технические данные авиамодельных ПуВРД

ПуВРД	Диаметр, мм	Длина, мм	Частота циклов, Гц	Тяга, Н	Масса, кг	Расход топлива, г/с	Удельная масса, кг/Н	Лобовая тяга, Н/м ²
РАМ-1	65	865	150	15	0.4	1.5	0.026	3550
Д65-02	65	515	250	20	0.22	—	0.011	6020
РАМ-2	80	750	180	25	0.42	—	0.017	3900
Летмо-МР250	64	509	—	22.7	0.21	—	0.009	7050

стью обеспечения необходимой полноты сгорания традиционных горючих и приемлемых характеристик турбомашин при условии соизмеримости толщины пограничного слоя с характерными размерами проточной части [4]. Поэтому появление данного класса ТРД МТ следует рассматривать не как результат революционных достижений в области газовой динамики двигателей, но как побочный продукт технологического прогресса в области автомобильного турбокомпрессоростроения. Судя по имеющейся скучной информации по характеристикам расхода топлива [<http://www.swbturbines.com>], ТРД МТ экономичность не является их сильной стороной.

В связи с этим предлагаемые на авиамодельном рынке ТРД МТ явно не следуют рассматривать как принципиальное решение проблемы.

Таким образом, на данном этапе востребован принципиально новый класс ВРД МТ, для которого нет отработанных идеологических и конструктивных решений.

МКВРД. Неэффективность работы турбомашин для заданного масштаба ДУ с ВРД неизбежно приводит к давно и прочно забытой идее МКВРД. Уместно вспомнить, что МКВРД известен в истории авиации как первый двигатель прямой реакции. Интенсивные работы в области МК ВРД проводились в период «скоростного кризиса» в авиации на рубеже 1930—1940 гг. В качестве примера можно назвать ДУ с МК ВРД Кампини с трехступенчатым осевым компрессором и камерой дожигания для экспериментального самолета N1 фирмы «Капрони» [5]. В связи с успехами в области создания ТРД работы над ДУ данного типа были повсеместно прекращены. Современное состояние в области мини-БЛА также с полными на то основаниями характеризуется словосочетанием «скоростной кризис». Однако масштабный фактор в этой ситуации, судя по всему, выступает на стороне МКВРД.

Весьма перспективной альтернативой, открывающей возможности дальнейшей миниатюризации, является использование компрессорных машин

объемного типа вместо лопаточных, что помимо обеспечения приемлемых значений КПД, позволяет радикально снизить затраты, связанные с производством и эксплуатацией.

Поршневой компрессор. Поршневой компрессор представляет собой наиболее простой и технологичный вариант машины объемного типа. Одним из наиболее существенных недостатков поршневого компрессора является тактовый цикл рабочего процесса, что обуславливает относительно невысокие показатели расходонапряженности в расчете на единицу массы конструкции и миделя ДУ. В целом применение поршневого компрессора представляется целесообразным в системе МКВРД мотор-компрессорного типа.

Ротационный компрессор объемного типа. Не имея частей, движущихся возвратно-поступательно, ротационные машины могут работать с более высокими частотами вращения, чем поршневые, обладая в то же время более высоким КПД по сравнению с малоразмерными лопаточными компрессорами, достигающих в рассматриваемом размерном ряде значений КПД до 0.75—0.8 [1].

СХЕМЫ МКВРД С КОМПРЕССОРАМИ ОБЪЕМНОГО ТИПА

Следует разделить возможные схемы МКВРД на две категории:

— С приводом компрессора от поршневого двигателя;

— Мотор-компрессоры.

МКВРД с приводом компрессора от ПД (МКВРД ПК). Данная схема выглядит привлекательной с позиций минимизации технического риска и затрат на проведение НИОКР. «Критическим звеном» при использовании готового авиамодельного ПД (см. табл. 4 по данным [8]), остается только высокооборотный компрессор.

Общий облик МКВРД ПК. В дальнейшем рассмотрении речь пойдет о схеме двигателя с ротационным компрессором (винтовым или шиберным),

Таблица 3. Основные параметры микро-ГТД фирмы Microjet Ingeneering

микро-ГТД	Тяга, Н	Диаметр, мм	Длина, мм	Вес, кг	Степень повышения давления	Макс. обороты ротора, об/мин	Расход топлива, мл/мин	Стоимость	Удельный расход топлива, кг/Н·ч	Удельная масса, кг/Н	Лобовая тяга, Н/м ²
Panther	62	90	190	0.9	2.6	140.000	170	1500 FS	0.135	0.0145	9740
Phoenix 30.3	89	110	250	1.6	3.0	110.000	250	1750 FS	0.138	0.0180	9360
Phoenix MK4	116	110	270	1.9	3.0	115.000	250	?	0.106(?)	0.0164	12200
Albatros 65	289	150	340	4.76	3.8	90.000	800	?	0.136	0.0165	16350

Таблица 4. Технические данные авиамодельных поршневых двигателей

ПД	Тип	Рабочий объем, см ³	Мощность, кВт	Обороты коленвала, об/мин	Масса, кг	Удельный расход топлива, кг/кВт·ч	Удельная масса, кг/кВт
МВВС 2.5ДФ	компресс.	2.48	0.48	24000	0.185	—	0.385
КМД 2.5	компресс.	2.48	0.29	14000	0.18	—	0.62
OS Max 15RX	калильный	2.49	0.88	33000	0.24	—	0.27
МДС10КРУ	калильный	9.95	2.2	19000	0.56	2.04	0.35
МДС10-Д	компресс.	9.95	1.6	17000	0.56	0.5	0.35

приводимым в действие авиамодельным ПД. Общий облик МКВРД ПК определяется условием минимизации технического риска, для чего предусматривается наиболее полное использование отработанных конструктивных решений и узлов. Фактически, разработка подлежит только винтовой компрессор и форсажная камера (ФК), причем оба узла имеют действующие прототипы.

Приводной ПД. В качестве привода предлагается использовать авиамодельный ПД МДС-10КРУ с рабочим объемом 10 см³. Имея мощность 2.2 кВт при частоте вращения коленвала 19000 об/мин, в калильном варианте двигатель имеет удельный расход горючего 2.04 кг/кВт·ч. Столь высокий удельный расход горючего обусловлен применением метилового спирта, обладающего малой теплотворностью. Ожидаемые характеристики ПД при переделке в компрессионный вариант и повышении степени сжатия до 16 представлены в табл. 4 (вариант МДС10-Д).

Следует заметить, что применение наддува от компрессора позволит несколько поднять мощность приводного ПД и улучшить характеристики МКВРД.

Винтовой компрессор. По рекомендациям [1], окружная скорость ротора должна достигать 60 м/с, что при частоте вращения ротора 17000 об/мин обеспечивается значением внутреннего диаметра ведущего ротора около 70 мм. Следует отметить, что увеличение частоты вращения ротора весьма благоприятно сказывается на массогабаритных характеристиках компрессора, поэтому параллельно с проработкой привода ротора непосредственно от коленчатого вала ПД было проведено эскизное проектирование компрессора со встроенным мультипликатором. Высокооборотный винтовой компрессор должен иметь частоту вращения около 50000 об/мин при внутреннем диаметре ведущего ротора 25 мм. Окружная скорость на делительном диаметре шестерен мультипликатора составляет до 35 м/с, что позволяет использовать точные зубчатые передачи общего машиностроения. Массогабаритные характеристики такого компрессора даже с

Таблица 5. Проектные характеристики МКВРД

Степень повышения давления в компрессоре	1.3
Масса компрессора, кг	0.8
Масса приводного ДВС, кг	0.56
Масса ФК и сопла, кг	0.12
Тяга на максимальном режиме, Н	17
Тяга на форсаже, Н	26
Удельный расход топлива на максимальном режиме, кг/Н·ч	0.08
Удельный расход топлива на форсаже, кг/Н·ч	0.33

учетом мультипликатора существенно выше. Обеспечение работоспособности зубчатой передачи и высокооборотных подшипников ротора представляет собой трудную, но вполне разрешимую задачу [2].

Форсажная камера и реактивное сопло. Для обеспечения взлета и разгона до крейсерской скорости, а также для полета на максимальной скорости необходимо увеличение тяги МКВРД за счет дожигания топлива в ФК. Особенностью компрессора объемного типа является независимость давления подачи от частоты вращения ротора и определяется сопротивлением выходной магистрали. Таким образом, в МКВРД с компрессором объемного типа вполне возможно применение нерегулируемого сопла. С другой стороны, применение регулируемого сопла обеспечивает повышение тяги примерно на 50 % и представляется весьма важным фактором повышения характеристик МКВРД.

Проектные характеристики МКВРД с ФК представлены в табл. 5.

МКВРД мотор-компрессор. Очевидно, что свойственное предыдущей схеме МКВРД промежуточное преобразование поступательного движения поршня приводного ПД во вращательное, передаваемое затем компрессору, не способствует достижению массового совершенства конструкции. Более рациональной представляется схема с агрегатированием приводного двигателя и компрессора с непосредственным сопряжением фаз газораспределения и кинематики. Одним из вариантов реализации такой

схемы является мотор-компрессор на основе СПГГ. В литературных источниках имеются упоминания об экспериментальном образце МКВРД-СПГГ [9]. В приведенном далее сравнительном анализе характеристик ДУ с ВРД вышеперечисленных типов приводятся расчетные данные МКВРД-СПГГ с иными принципами организации рабочего процесса и конструктивным исполнением (рис. 2).

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ДУ С ВРД

Сравнительный анализ вышеперечисленных вариантов ДУ с ВРД МТ проводился на основе сопоставления удельных параметров термодинамического совершенства рабочего процесса, полученных на основе теплового расчета, и основных массо-габаритных характеристик соответствующих конструкций.

Ниже в сопоставительном анализе использовались характеристики микро-ТРД, заявленные фирмой-изготовителем [<http://www.swbturbines.com>], так как более достоверной информацией авторы на момент подготовки публикации не располагали.

Оценки массо-габаритного совершенства для вновь разрабатываемых типов ДУ были получены в результате эскизного проектирования. Для всех типов ДУ была проведена расчеты параметров рабочего процесса с учетом характеристик БЛА. В качестве целевой функции при оптимизации параметров рабочего процесса рассматривалась суммарная масса двигательной установки и запаса топлива для совершения полета в течении 30 мин.

Скоростные характеристики. Полученные скоростные характеристики представлены на рис. 3—5. Наибольшей удельной тягой и удельным расходом топлива обладает ПуВРД. Высокая скорость истечения (600 м/с) горячего газа ($T = 1200$ К) обуславливает высокую удельную тягу на стартовых режимах, превышающей удельную тягу ТРД МТ почти в два раза.

МКВРД ПК на форсажных режимах имеет удельную тягу, сопоставимую с удельной тягой ТРД МТ, имея в то же время на бесфорсажных режимах более высокий пропульсивный КПД вследствие пониженной скорости истечения. Таким образом, МКВРД-СПГГ имеет характеристики, свойственные двухконтурным турбореактивным двигателям (ТРДД) с высокой степенью двухконтурности, при этом расход воздуха через цилиндр МКВРД-СПГГ превышает расход воздуха через компрессор приблизительно в 17 раз, т. е. степень двухконтурности составляет около 17.

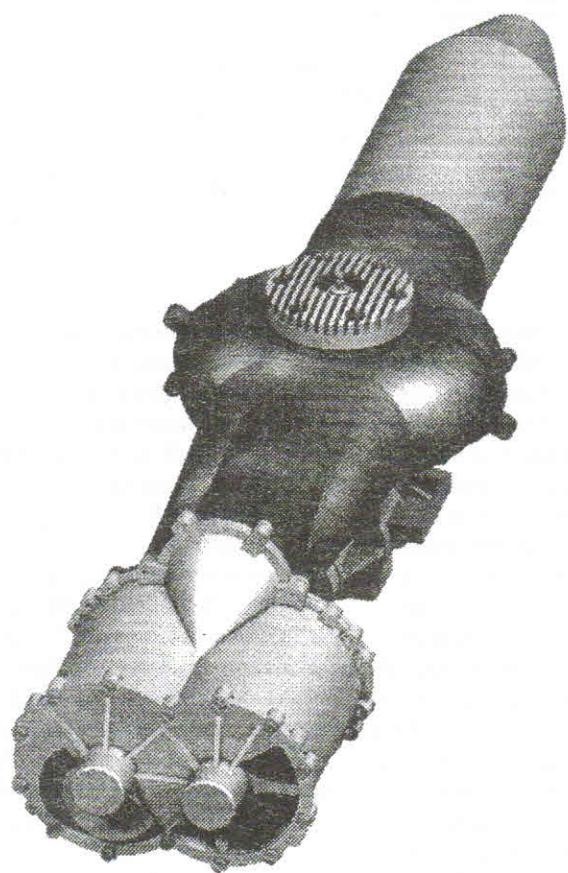


Рис. 1. Внешний вид МкВРД с винтовым компрессором и форсажной камерой

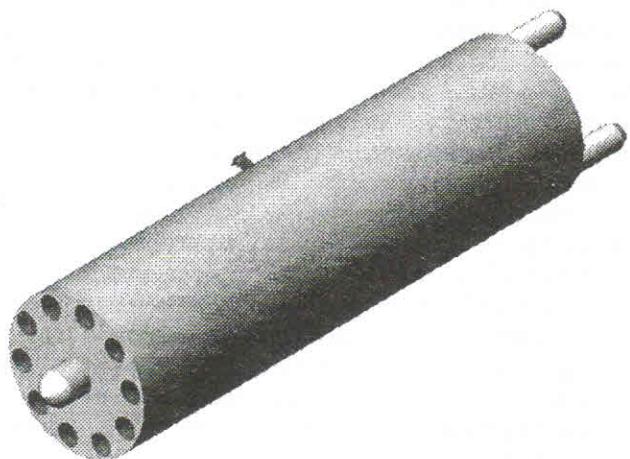


Рис. 2. Внешний вид МКВРД-СПГГ

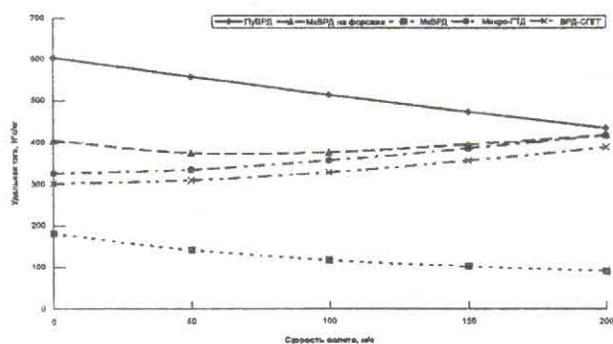


Рис. 3. Удельная тяга

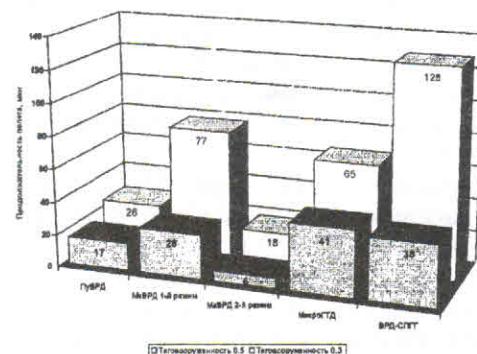


Рис. 6. Продолжительность полета БЛА

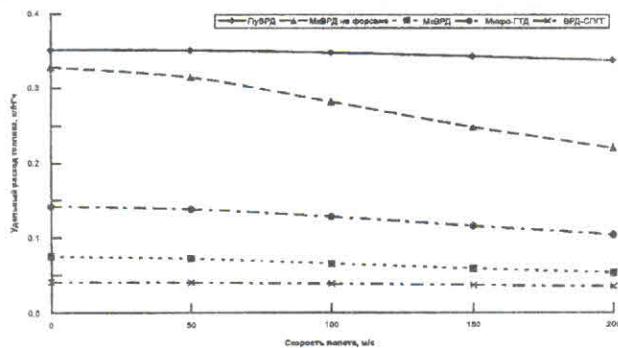


Рис. 4. Удельный расход топлива

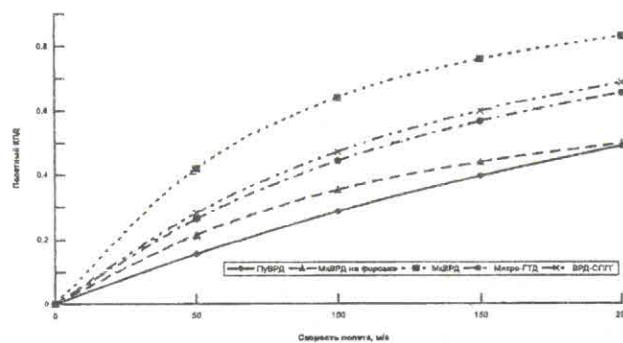


Рис. 5. Полетный КПД

Имея удельную тягу, несколько выше удельной тяги ТРД МТ, МКВРД-СПГГ обладает существенно более низким удельным расходом топлива за счет термодинамического совершенства цикла (давление сгорания составляет более 11.4 МПа). Благодаря высокому термодинамическому совершенству рабочего процесса МК ВРД-СПГГ имеет при этом расход топлива даже ниже, чем у лучших полноразмерных ТРДД.

Масса топлива и ДУ. Как уже отмечалось, суммарная масса топлива и конструкции ДУ при заданной продолжительности полета являлась целевой функцией при оптимизации параметров.

Для ДУ с МКВРД ПК рассматривались два варианта режимов полета:

1. Взлет с земли и разгон до крейсерской скорости;
2. Полет на максимальной скорости.

Для первого режима продолжительность работы ФК принималась равной 5 мин, на втором режиме продолжительность работы форсажной камеры принималась равной продолжительности полета. Для остальных типов ВРД МТ режим работы принимался неизменным в течении всего полета.

На рис. 6 представлена продолжительность полета БЛА с относительной массой ДУ + топливо порядка 0.5. Преимущество ДУ с ТРД МТ проявляется только для аппаратов высокой тягооруженности при небольшой продолжительности полета (до 30 мин).

Таким образом, при кратковременном применении на МКВРД форсажных режимов (на взлете, при наборе высоты), данный тип ДУ может вполне успешно конкурировать с ТРД МТ в случаях, когда необходимо обеспечить полет большей продолжительности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Требованиям к легким высокоскоростным одноразовым аппаратам с малой продолжительностью полета (до 15—20 мин) наиболее полно удовлетворяют ПуВРД.

2. Для аппаратов со взлетной массой до 20—30 кг ТРД МТ традиционного типа оказывается малопригодным. Представляется разумной реализация

альтернативного варианта двигательной установки на базе МКВРД ПК с форсажной камерой, существенными преимуществами которого являются на порядок более низкая стоимость, малошумность и повышенная экономичность на крейсерских режимах полета.

3. Преимущества МКВРД перед ТРД МТ в полной мере раскрываются в области аппаратов с тяговооруженностью около 0,3, большой длительностью полета и возможностью высокоскоростного подлета к цели на форсажном режиме.

4. В классе МКВРД ввиду высокой степени термодинамического совершенства (utiлизации низкотемпературного тепла, высоких значений параметров цикла и др.) наиболее перспективным представляется МКВРД-СПГГ, превосходящий в этом смысле и современные полноразмерные ТРДД. На основе внедрения прогрессивных конструкционных материалов и технологий возможно повышение его массогабаритных характеристик до уровня, который позволит ему успешно конкурировать с традиционными ТРДД.

5. ДУ с МКВРД по сути реализуют принцип двухконтурного двигателя и в силу этого превосходят по экономичности ТРД МТ в диапазоне умеренных и высоких дозвуковых скоростей полета.

6. Для производства МКВРД используются те же технологии, что и для авиамодельных ПД, чем определяется наличие подавляющих стоимостных преимуществ по отношению к ТРД МТ.

1. Андреев П. А. Винтовые компрессорные машины. — Л.: Судпромгиз, 1961.—252 с.
2. Баренбойм А. Б. Малорасходные фреоновые турбокомпрессоры. — М.: Машиностроение, 1974.—224 с.
3. Бородин В. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели

летающих моделей самолетов. — Харьков: Типоффсетная фабрика.

4. Быков Н. Н., Емин О. Н. Выбор параметров и расчет маломощных турбин. — М.: Машиностроение, 1972.—228 с.
5. Грин В., Кросс Р. Реактивные самолеты мира. — М.: И-Л, 1957.—284 с.
6. Давыдов А. Б., Кобулашвили А. Ш., Шерстюк А. Н. Расчет и конструирование турбодетандеров. — М.: Машиностроение, 1987.—232 с.
7. Дейч М. Е. Техническая газодинамика. — М.: Энергия, 1974.
8. Калина И. Двигатели для спортивного моделизма. — М.: ДОСААФ, 1983.
9. Кошкин В. К., Майзель Л. М., Черномордик Б. М. Свободнопоршневые генераторы газа для газотурбинных установок. — М.: Машгиз, 1963.—292 с.
10. Мамиконов А. Г., Ерохин А. П., Предтеченский Г. И. Теория авиационных компрессоров и газовых турбин. — Л., ЛКВВИА им. А. Ф. Можайского, 1961.
11. Манушкин З. А., Михальцев В. Е., Чернобровкин А. П. Теория и проектирование газотурбинных установок. — М.: Машиностроение, 1977.
12. Скубачевский Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели. — М.: Машиностроение, 1981.—552 с.
13. Теория воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко. — М.: Машиностроение, 1975.
14. Тимченко А. Маленький двигатель с большим будущим // Моделист-конструктор. — 1998. — № 11-12. — С. 2.

AIR-BREATHING ENGINES FOR UNMANNED FLIGHT MICRO-VEHICLES

A. V. Ambrozhevich, A. A. Potapenko, S. N. Lar'kov, S. A. Yashin, V. L. Simbirskii, K. V. Belyakov

A comparative analysis of suitability of various types of air-breathing engines for the application in unmanned flight micro-vehicles was carried out. A new type of air-breathing engine based on piston engine and volume type compressor is proposed. Main characteristics of this engine were calculated.

УДК 621.355:669.45.08.6

ІЗУЧЕННЯ МЕХАНИЧЕСКИХ І КОРРОЗІОННИХ СВОЙСТВ СВИНЦОВОЇ ЛЕНТЫ ДЛЯ ПРОДУКЦІЇ ХІМІЧНИХ ІСТОЧНИКІВ ТОКА

© Ю. С. Чаплыгина¹, А. П. Столовченко¹, А. Л. Тарасов²

¹Національна металургійна академія України;

²АТЗТ «Оберон-центр»

Наводяться результати досліджень механічних властивостей (твердість, міцність, пластичність) та корозійної поведінки свинцевої стрічки поточного виробництва. На основі методу симплекс-решіткового планування експериментів виявлені оптимальні склади, використання яких дозволить покращити якісні характеристики прокатаної стрічки та акумуляторних батарей, що виготовляються з неї.