

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ДВУХТАКТНЫЕ МОТОКОМПРЕССОРНЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ МАЛЫХ ТЯГ

А.А. Потапенко, ст. науч. сотр., М.В. Амброжевич, науч. сотр.,

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

Постановка проблемы и её связь с научно - практическими задачами. В связи с устойчивой тенденцией к миниатюризации и удешевлению полезной нагрузки (электроники, телерадиоаппаратуры) одним из перспективных направлений в современной авиации является создание дистанционно управляемых авиационных систем (ДУАС). Беспилотные летательные аппараты (БЛА) с полетной массой порядка 20 кг, представлявшие раньше узкий круг интересов авиамodelистов, сейчас могли бы вполне заинтересовать военных, нефтяников, различные службы разведки, спасения, пожаротушения. Однако уровень совершенства двигательных установок (ДУ) миниатюрных БЛА на данном этапе совершенно не отвечает бурному прогрессу средств электроники и оптики. В данном классе практически безраздельно господствуют винтомоторные силовые установки (ВСУ) с винтами фиксированного шага (ВФШ) с поршневыми двигателями внутреннего сгорания (ПДВС), спроектированными на основе авиамodelьной идеологии 40-50-летней давности. До недавнего времени стремились летать выше, быстрее, тяжелее. И вдруг выясняется, что требуется летать ниже, медленнее и легче. Образовалась незаполненная ниша, которую можно обо-

значить высотой полёта 100-5000 м, скоростью порядка 0,5М, массой ЛА 12-80 кг. Но техника, как и природа, не терпит пустоты. Поэтому совершенно уверенно можно прогнозировать в ближайшие годы во всем ми-ре бурное развитие ДУ для БЛА именно этого класса.

Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем.

Проанализируем связь между типом ДУ летательного аппарата (ЛА), его массой (характерным размером) и скоростью полёта на предмет пригодности в качестве силовой установки для мини-БЛА. Уровень технического совершенства, выраженный критерием «стоимость-эффективность», также примем во внимание.

ЛА с винтомоторными силовыми установками с поршневыми двигателями (ВСУПД). Предельные скоростные возможности (впоследствии не превзойденные) для полноразмерных ЛА, оснащенных ВСУПД с винтами регулируемого шага (ВРШ), завершающего этапа второй мировой войны представлены в табл. 1 [1 – 3].

Скоростные ограничения на периферии воздушно-го винта (ВВ) обуславливают следующие характерные частоты вращения в зависимости от его диаметра:

Таблица 1

Наиболее скоростные образцы боевых самолетов с ВСУПД периода 1943 – 1946 гг.

Марка ЛА	Тип ЛА	Марка двигателя	Макс. взлетная масса, кг	Макс. мощность, КВт	Макс. скорость, км/ч
«Виккерс-Супермарин» «Спит-файр» Mk XIV / PR XIX	Истребитель ПВО / разведчик	«Гриффон» 61/65/66 «Роллс-Ройс»	3856	1518,11	720
«Норт Америкен» Р-51Н «Мустанг»	Истребитель сопровождения	V-1650-9 «Паккард» / «Мерлин» 61 «Роллс-Ройс»	5260	1654,62	703
Ла-9	Фронтальной истребитель	АШ-82ФН	3265	1360,67	690
«Рипаблик» Р-47 «Тандерболт»	Истребитель сопровождения	R-2800-57/77 «Пратт-Уитни»	9400	2088	690

1000 об/мин при диаметре ВВ 2 м и 8500 об/мин при диаметре 0,45 м. Тем самым значительно усложняются конструктивные реализации винта регулируемого шага малого диаметра. Тактико-технические характеристики (ТТХ) известных образцов БЛА лёгкого и сверхлёгкого классов с ВСУПД (табл. 2) [4 – 10] свидетельствуют о том, что в них применяются ВВ фиксированного шага (ВФШ), т.к. диапазон крейсерских скоростей ЛА находится в пределах 70–250 км/ч. Поэтому область их эффективного применения ограничивается простыми метеорологическими условиями и, как правило, только летом.

Уровень совершенства рабочего процесса и показатель литровой мощности ПД авиамодельного класса существенно ниже, чем двигателей боевых самолетов времен второй мировой войны. Кроме того, авиа-

модельные ПД никогда не относились к объектам *критических технологий*, что тоже является существенным фактором, влияющим на совершенство данного класса изделий. Необходимо также учитывать, что максимальные скорости истребителей времён войны достигались кратковременным форсированием двигателя впрыском H_2O , водно-метаноловой смеси [11] или закиси азота (газообразный N_2O) в двигатель «Даймлер-Бенц» DB-605-D1 [12], что также малопригодно для предельно упрощенных ПД мини-БЛА.

Из табл. 2 видно, что в классе легких БЛА с ВСУПД с ВФШ практически *недостижимы* крейсерские скорости полета порядка 320-400 км/час, способные обеспечить надежное преодоление ветрового сноса во время полёта и, следовательно, всепогодность и оперативность применения.

Таблица 2

ТТХ современных лёгких и сверхлёгких БЛА

Наименование БЛА	Тип ДУ	Масса, кг	Скорость полета, км/ч	Время полета	Страна-разработчик
Аутрейдер	ПД	270	200	4 ч.	США
CL-289	ТРД	217	742	35 мин.	Канада, ФРГ, Франция
ДПЛА-70	ПД	200	100-180	90-660 мин.	Россия
CL-227	ПД	190	130	4 ч	Канада
Скай Ай	ПД	172	185	-	США
Феникс	ПД	160	130	6 ч	Великобритания
Бревел	ПД	150	250	3,5 ч	ФРГ, Франция
Мирах-26	ПД	150	180	4 ч	Италия
ДПЛА-61 «Пчела-ПМ»	ПД	130	110-180	2 ч.	Россия
SAT 800	РДГТ	128	828	-	ОАЭ
Скаут	ПД	118	150	4,5-7 ч.	Израиль
Мастиф-II	ПД	110	130	3-4 ч.	Израиль
ДПЛА-60 «Пчела»	ПД	102	100-180	2 ч.	Россия
Рейвен-200	ПД	60	170	4 ч	Великобритания
AVE («Пти Дюк»)	2×ТРД АМТ	60	600	15 мин	Франция
Спрайт	ПД	40	130	2,5 ч	Великобритания
Праера-2	ПД	38,5	150	4 ч	США
Пойнтер	ПД	3,4	70	1 ч	США

Диапазон крейсерских скоростей для легкого БЛА, предназначенного для надежного и оперативного решения задач видеонаблюдения, разведки, идентификации целей, целеуказания, объективного контроля, применения авиационных средств поражения и др., должен находиться в интервале 0,4-0,5М. В связи с этим *безальтернативным* видится применение двигателя прямой реакции (возможно - двухконтурного) с умеренными скоростями истечения для обеспечения приемлемых значений тягового КПД.

ЛА с турбореактивными двигателями малых тяг (ТРД МТ). Появление в последние годы ТРД МТ [13 - 14] следует рассматривать как побочный продукт прогресса в области автомобильного турбокомпрессоростроения. Данное направление представляется тупиковым, так как турбомшины данного типа-размера находятся далеко за пределами масштабного вырождения (лопатки малой высоты гидравлически неэффективны, а размеры камеры сгорания недостаточны для полного протекания реакции). Реальные

характеристики ЛА с ТРД МТ находятся на уровне ПуВРД аналогичного типоразмера, но не сопоставимы с ними по стоимости и массовому совершенству. Указанные в табл. 2 ТТХ экспериментального БЛА Дассо АВЕ «Пти Дюк» с двумя ТРД МТ «АМТ» являются тому наглядным подтверждением.

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

Результаты исследований. Неэффективность работы ГТД для заданного масштаба ДУ неизбежно приводит к давно и прочно забытой идее *мотокомпрессорного воздушно-реактивного двигателя (МКВРД)*. Уместно вспомнить, что МКВРД известен в истории авиации как первый двигатель прямой реакции [15]. Интенсивные работы в области МКВРД проводились в период «скоростного кризиса» в авиации на рубеже 1930-40 гг [16]. Но в связи с успехами в области создания ТРД работы над ДУ данного типа были повсеместно прекращены.

Современное состояние в области лёгких и сверхлёгких БЛА также с полным основанием характеризуется словосочетанием «скоростной кризис». Однако масштабный фактор в этой ситуации, судя по всему, выступает на стороне МКВРД. 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. Эффективность МКВРД определяется в основном характеристиками газогенератора.

Свободнопоршневые генераторы газа (СПГГ). Наиболее целесообразно применение СПГГ в системах без промежуточных преобразователей потенциальной энергии генераторного газа. В этом состоит решающее преимущество СПГГ перед системами с приводом компрессора объемного типа от ПД.

Некоторое время СПГГ привлекал внимание разработчиков СУ полноразмерных ЛА. В 1956 г. П.Шмидту выдан патент на МКВРД с СПГГ [17]. Раз-

работка была доведена до опытного образца с подтверждением высоких характеристик [18].

В 1960-197-1970 годы класс СПГГ успешно развивался в качестве стационарных энергоустановок и технологических машин различного назначения с непосредственной передачей энергии к рабочему органу [19]. Получил распространение ряд схем СПГГ с компрессорными машинами двойного действия, позволяющими получить повышенную расходонапряженность [20].

Известны опытные образцы *спаренных* СПГГ [21], массогабаритные показатели которых выше, чем однарных, поэтому такого рода устройства предпочтительнее для использования в составе МКВРД.

Общим недостатком всех типов СПГГ является их неспособность к саморегулированию в силу неустойчивости автоколебаний поршня и отсутствия кинематически заданной определенности его движения (фиксации мертвых точек) [19], что преодолевается применением *синхронизирующих механизмов*. Основными типами механизмов синхронизации являются шатунный (близкий к кривошипно-шатунному), рычажный, реечный [20]. Несмотря на некоторую громоздкость и несовместимость с внутренней компоновкой, только кривошипно-шатунный механизм (КШМ), однако разгруженный в отличие от традиционного вального двигателя способен обеспечить кинематически детерминированную устойчивую работу СПГГ.

Устройство и принцип действия предлагаемого двухконтурного МКВРД МТ. Возможный вариант МКВРД МТ [22] представлен на рис. 1. Двухконтурный МКВРД представляет собой двухтактный мотор-компрессор с реактивным соплом. Воздух поступает в мотор-компрессор из впускного коллектора–входного устройства 0. Мотор-компрессор состоит из двух органически спаренных блоков, в состав каждого из которых входят компрессорные цилиндры (КЦ) наддува 1,2 и второго контура 3,4 и рабочие цилиндры (РЦ) 9. Рабочий объем РЦ 9 образован двумя противоположно движущимися поршнями. Выполненные в тронке наружных подвижных агрегатов внутривальневые полости (ВП) 5 образуют в совокупности с трехряд-

ной системой окон и продувочным каналом 7 систему газораспределения РЦ с противоположно движущимися поршнями. ВПП внутренних подвижных агрегатов 6 предназначены для нагнетания воздуха в ресивер «холодного» контура 8. Выпускные патрубки РЦ 10 выводят газо-воздушную смесь в эжектор-смеситель, где происходит ее перемешивание с воздухом второго контура, выходящим из ресивера 8. Далее в удлинительной трубе – резонаторе 11 в эжекторных преобразователях импульса (ЭПИ) смешиваются раз-

нородные потоки, генерируемые блоками МКВРД и далее разгоняются в дозвуковом реактивном сопле (РС). Полученная низкотемпературная реактивная струя слабо контрастна на фоне окружающей среды. Кинематические свойства двигателя полностью детерминированы благодаря использованию КШМ синхронизации 12-14. Необходимый для вывода из мертвых точек запас инерции обеспечивается вращающейся массой элементов механизма синхронизации либо дополнительным маховиком.

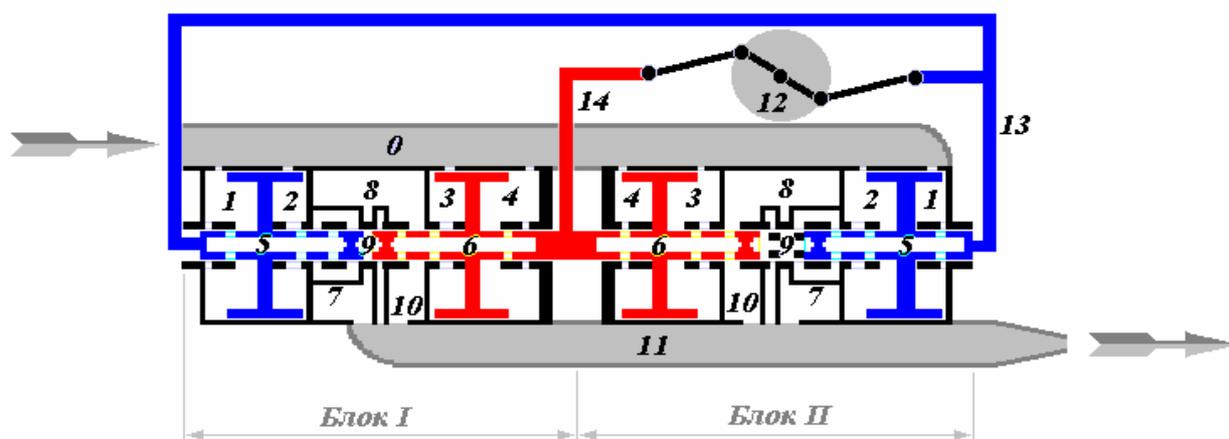


Рис. 1. Принципиальная схема двухконтурного МКВРД

- | | |
|---------------------------------|--|
| 0 – впускной коллектор; | 1 – 4 - компрессорные цилиндры; |
| 5, 6 – внутрипоршневые полости; | 7 – продувочный канал; |
| 8 – ресивер; | 9 – рабочий цилиндр; |
| 10 – коллектор выпуска; | 11 – резонатор - ЭПИ и РС; |
| 12 – КШМ синхронизации; | 13, 14 – жесткие звенья механизма синхронизации. |

Предлагаемое конструктивное решение подвижного агрегата является вариантом крещкопфного механизма, что способствует достижению равномерного контакта поршня и гильзы. В совокупности с конструктивной изоляцией объема РЦ 9 это позволяет применить в рабочем процессе высокие степени сжатия. Причем в малом типоразмере для коротко-ресурсных ДУ возможен отказ от поршневых колец с конструктивной заменой канавками с термостойкой смазкой и покрытиями на основе MoS_2 [23], обладающими также чрезвычайно высокими триботехническими свойствами.

Высотно-скоростные характеристики МК ВРД МТ с постоянной цикловой подачей горючего получены с использованием универсальной модели [24] и представлены на рис. 2, 3. Вследствие улучшения условий наполнения цилиндров с ростом скоростного напора

уменьшается скорость истечения. По этой причине на пассивных фазах цикла возникает сила торможения. Таким образом, следует обеспечить соответствующий рост скорости истечения. Для подавления амплитуд отрицательных ветвей тяговой индикаторной диаграммы целесообразно увеличивать цикловую подачу горючего по мере возрастания скорости полета. При этом будет расти температура и, следовательно, скорость истечения реактивной струи, что позволит уменьшить либо устранить отрицательные значения площадей под индикаторной тяговой диаграммой.

Впрочем при выборе закона регулирования для МК ВРД МТ необходимо учитывать функциональную специфику БЛА. Во многих случаях некоторый ущерб экономичности может быть скомпенсирован упрощением системы топливопитания за счет отказа от

управления дросселированием в полете, что благоприятно сказывается на характеристиках всей технической системы в целом. В таком случае в пределах допустимых собственными характеристиками устойчивости, двигатель может рассматриваться как устойчивый саморегулирующийся объект.

В высотном диапазоне 0-5 км МКВРД дает вполне благоприятные прогнозы для стабилизации БЛА по заданной высоте, т.к. снижение траектории полета приводит к соответствующему приросту тяги, чем обеспечиваются условия для совершения компенсирующего аэродинамического маневра.

По цикловой подаче горючего режим работы оптимизирован по высоте около 1 км. Выбор оптималь-

ной высоты полета обусловлен сложностью мер, необходимых для достижения легкими и сверхлегкими БЛА экономичного высотного диапазона до 5 км. Как правило, для этой цели используются твердотопливные ускорители, что ведёт к удорожанию НИОКР и эксплуатации, а также связано с сильными демаскирующими эффектами во время полёта.

Выводы и перспективы дальнейших исследований.

Представляется весьма перспективным использование в качестве СУ мини-БЛА двухконтурного мотокомпрессорного ВРД, где в роли мотор-компрессора выступает СПГГ с синхронизирующим механизмом типа КШМ. Дальнейшая работа будет вестись в направлении более детальной проработки данной схемы.

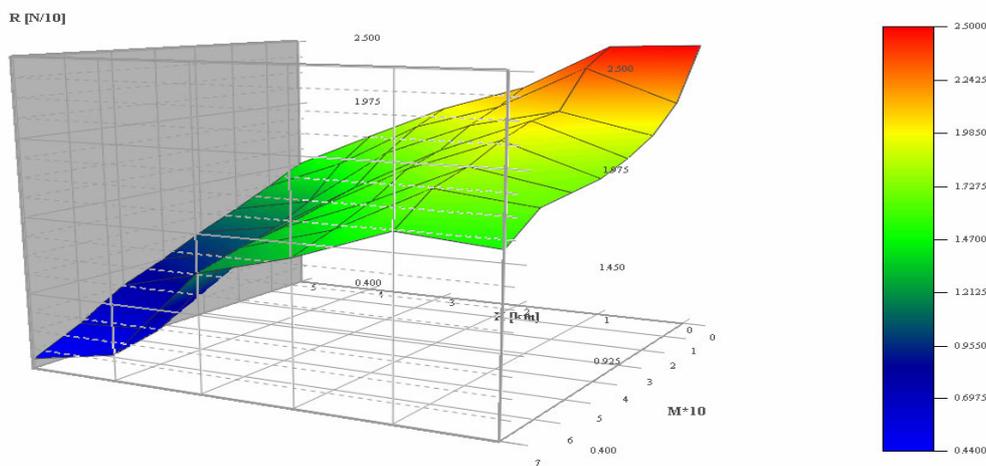


Рис. 2. Зависимость силы тяги МКВРД от высоты и скорости полета

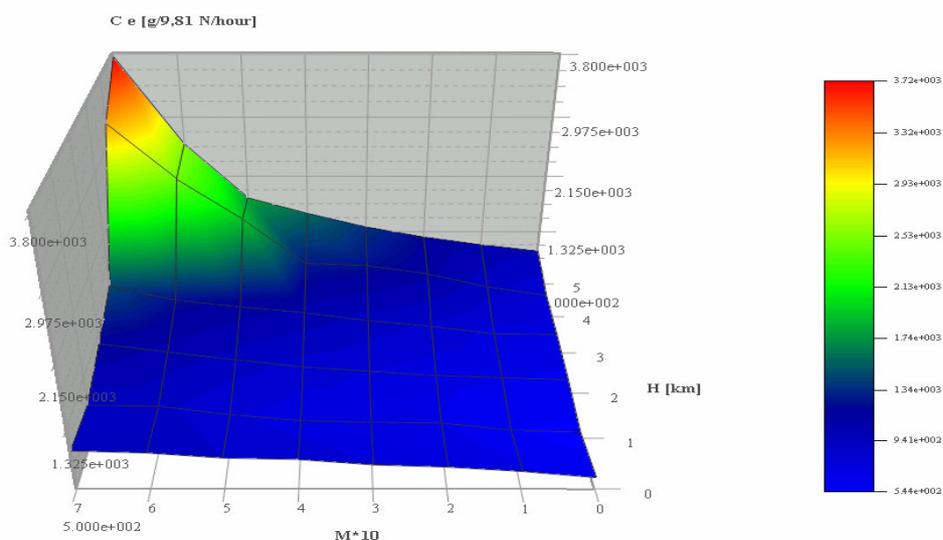


Рис. 3. Зависимость удельного расхода горючего МКВРД от высоты и скорости полета

Литература

1. Das Große Flugzeug Typenbuch.– Berlin: VEB Verlag für Verkehrswesen, 1982.– 607 p.
2. Холмс Т. Знаменитые самолеты и вертолеты (справочники Джейнс).– М.: ООО «изд-во Астрель», 2002.– 448 с.
3. Самолеты страны советов. 1917-1970.– М.: Изд-во ДОСААФ, 1974.– 263 с.
4. Беспилотные летательные аппараты. Справочные данные // Зарубежное военное обозрение.– 2001.- № 9-10.– С. 14-19.
5. Янкевич Ю.И. Беспилотные разведчики ОКБ им. Яковлева // Полет.– 2000.- № 3.– С. 25-31.
6. Беляев В.В. Зарубежные военные беспилотные аппараты и перспективы их развития // Полет.– 2002.- № 12.– С. 39-50.
7. Unmanned aerial vehicle and drones // Aviation Week & Space Technology, 2003, January 13, P. 106-111.
8. Ростопчин В., Румянцев С. Беспилотные авиационные системы // Вестник воздушного флота.– 2001.- № 7-12.– С. 33-36.
9. Кутовий О.П. Тенденції розвитку безпілотних літальних апаратів // Наука і оборона.– 2000.- № 4.– С. 39-47.
10. Стан та перспективи розвитку безпілотних розвідувальних літальних апаратів: Реф. огляд. (Рук.).– Харків: ХАІ, 2003.- 26 с.
11. Масленников М.М., Рапиорт М.С. Авиационные поршневые двигатели.– М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 1951.– 847 с.
12. Булах А. Me-210/410 – провал или запоздалый успех? // История авиации.– 2001.- № 5.– С. 30-37.
13. <http://www.microjeteng.com>
14. <http://www.swbturbines.com>
15. Андреев И. Наш авиамузей // Техника – молодежи.– 1976.- № 3.– С. 50-51.
16. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем.– М.: Мир, 1991.– 320 с.
17. Deutsches Patentamt. Patentschrift № 961583 Klasse 46 g Gruppe 2₀₁ Internat Klasse F₀₂ P. Schmidt, 1956.
18. Кошкин В.К., Майзель Л.М., Черномордик Б.М. Свободнопоршневые генераторы газа для газотурбинных установок.– М.: Машгиз, 1963.– 292 с.
19. Петров П.П. Свободнопоршневые двигатели – проблемы и перспективы // Двигателестроение.– 1988.- № 4.– С. 3-8.
20. Асеев Е.Н., Эпштейн А.С. Конструирование и расчет безвальных генераторов газа.- М.: Машгиз, 1962.– 355 с.
21. Воронов Н.П., Гончар Б.М. Параметры и конструктивные особенности современных СПГТ.– М.: ЦИНТИАМ, 1963.- 33 с.
22. Потапенко А.А., Амброжевич А.В. Способ работы реактивной установки малой тяги с поршневым двигателем и устройство для его осуществления. Заявка на изобретение №2003054210 от 12.05.03.
23. Панфилов Ю.В., Беликов А.И. Антифрикционные тонкопленочные покрытия на основе дисульфида молибдена // Справочник. Инженерный журнал.– 2003.- № 3.– С. 9-14.
24. Амброжевич М.В. Комплексно-сопряженная модель рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Сб. науч. тр.– Харків: ХАІ, 2002.– Вып. 30. Двигуни та енергоустановки.– С. 37-42.

Поступила в редакцию 29.05. 03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор, заслуженный деятель науки УССР, И.М. Приходько, ХВУ, г. Харьков; канд. техн. наук, ст. науч. сотр. А.Е. Дёмин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.