

ИНЖЕНЕР- МЕХАНИК

№ 4 (57)
октябрь – декабрь
2012

Республиканский межотраслевой производственно-практический журнал
Издается с июля 1998 года
Выходит один раз в три месяца

Учредитель — Белорусское общество инженеров-механиков

Главный редактор академик С.А. Астапчик

Редакционная коллегия: М.С. Высоцкий, М.А. Андреев, В.Н. Дашков, А.М. Захарик, А.Б. Зуев, В.Л. Колпащиков, Л.Н. Крупец, Д.И. Корольков, Г.С. Лягушев, Е.И. Медвецкий, М.Г. Мелешко, С.А. Чижик

Адрес редакции:

220141, Минск, ул. Купревича, 10 (ранее Жодинская, 4)

тел./ факс 203-88-80; 226-73-36

E-mail: mail@boim.by

Свидетельство о регистрации № 1132 от 21.04.1998

Подписной индекс 00139

Компьютерная верстка Н.В. Райченко

Подписано в печать 28.12.2012.

Формат 60×84/8. Бумага офсетная.

Гарнитура «Таймс». Печать офсетная.

Усл. печ. л. 5,6. Уч.-изд. л. 4,7.

Тираж 250 экз. Заказ № 5.

Цена номера договорная.

Отпечатано с оригинал-макета заказчика в ГНУ «Физико-техническом институте НАН Беларуси».

Лицензия ЛП № 02330/0494176 от 3.04.2009 г.

220141, г. Минск, ул. Купревича, 10.

СОДЕРЖАНИЕ

Разработки ученых и специалистов

- Новая технология и оборудование термической переработки резинотехнических отходов.....2
- Газопламенное нанесение покрытий из саморазогреваемых сплавов — новые аспекты.....6
- Применение микро двигателей внутреннего сгорания (ДВС) в миниатюрных ЛА.....10
- Методика расчета дистанции разгона беспилотного летательного аппарата при запуске с руки.....16
- Разработка полунатурного моделирующего стенда динамики полета малоразмерного беспилотного летательного аппарата. Математическая модель пространственного движения самолета.....20
- Методика приближенного расчета аэродинамических и летных характеристик малоразмерного беспилотного летательного аппарата. Расчет взлетной массы, положения центра масс, фокуса и оценка запаса продольной статической устойчивости по перегрузке.....27
- Сближение подходов по вопросам подтверждения компетенции экспертных организаций.....32
- «Информационная бедность» и ее последствия.....36
- ### Из истории авиации
- Звезды и тернии.....40
- ### Страницы истории
- Ракеты против Наполеона.....47

НОВАЯ ТЕХНОЛОГИЯ И ОБОРУДОВАНИЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ПЕРЕРАБОТКИ РЕЗИНОТЕХНИЧЕСКИХ ОТХОДОВ

Г.И. Журавский

Институт тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова НАН Беларуси

Современные тенденции развития технологий переработки отходов заключаются, в первую очередь, не только в их утилизации, но и в получении из них сырьевых и топливных ресурсов, а также в осуществлении возврата отходов в производство той же продукции, в результате эксплуатации которой они образовались.

Анализируя сложившуюся ситуацию и рассматривая тенденции развития технологий утилизации резинотехнических отходов, можно сделать вывод о том, что наиболее широко применяются термические методы, при которых происходит полное разрушение каучукового вещества (сжигание отходов в специальных энергетических установках, пиролиз, газификация).

Резина имеет теплотворную способность около 36 МДж/кг, что превосходит уголь и несколько уступает нефти. Сжигание отходов используется во многих странах, несмотря на то, что это экономически и экологически наименее выгодный процесс. Известны промышленные установки для сжигания изношенных шин, работающие в США, Германии, Великобритании, Швейцарии и др.

Определенное развитие получили и технологии сжигания использованных автомобильных шин в цементных печах. Однако данная практика не прижилась. К примеру, опыт Японии показал, что применение сжигания шин в цементной промышленности позволяет экономить лишь 1–2 % топлива и загрязняет окружающую среду продуктами сгорания. При этом установлено, что для сжигания в цементных печах непригодны грузовые и автобусные шины из-за большого содержания в них стали и затекания воздуха в печь во время загрузки отходов, в результате чего горение становится прерывистым и нарушается баланс между температурой в печи и температурой воздушного потока.

В последние годы использование технологий сжигания изношенных шин сворачивается по ряду технических, экономических и, особенно, экологических проблем. Также сжигание шин энергетически неперспективно, так как, например, для изготовления легкой шины требуется энергия, содержащаяся в 35 л нефти, а при ее сжигании возвращается энергия, эквивалентная лишь 8 л нефти.

По сравнению со сжиганием нефтяных топлив, использование изношенных резиновых изделий в качестве топлива характеризуется более высоким уровнем загрязнения окружающей среды газами от горения. Особенно затрудняет очистку газов высокое содержание серы в резине (до 2 %). Нелетучая зола в продуктах сгорания шин, состоящая из соединений титана, окислов кремния, цинка отрицательно влияет на коэффициент полезного действия паровых котлов, так как осаждаясь, загрязняет трубки теплообменников.

Необходимость повышения экологической безопасности и эффективности получения энергии из отходов требует перехода от прямого сжигания к более совершенным технологиям, позволяющим получать топливно-энергетические и вторичные сырьевые ресурсы. В связи с этим во многих странах мира активно разрабатываются пиролизные технологии переработки резинотехнических отходов.

Но следует отметить, что практически все технологии пиролиза страдают наличием большого количества диоксинов в рабочей камере. Наибольшее их количество образуется при попадании кислорода в моменты загрузки очередной партии автошин и выгрузки углеродного продукта.

На протяжении ряда последних лет в Институте тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова НАН Беларуси разрабатывается технология тер-

мической переработки широкого спектра твердых органических отходов. Найдены новые технические решения, позволяющие «нейтрализовать» агрессивную среду в реакторе путем подачи водяного пара на стадии термической деструкции отходов и тем самым предотвратить протекание вторичных реакций между продуктами разложения, приводящих к образованию токсичных соединений [1, 2].

В результате проведения комплекса исследований обоснована концепция «парового термолиза», то есть использования водяного пара в качестве эффективного теплоносителя и инертной среды с целью получения ценных конечных продуктов. Данные продукты могут быть сертифицированы как топлива и добавки к ним, а также сырьевые материалы и компоненты для получения технического углерода и других видов продукции (активированные угли, битумы, мастики, пигменты для производства красителей, наполнители для полимерных материалов и др.).

Институтом разработано термолизное оборудование как стационарного, так и мобильного исполнения.

С целью получения жидкого топлива, используемого для выработки тепловой энергии на различных теплоэнергетических установках, разработана и изготовлена мобильная установка УТПО-1 для переработки использованных автомобильных шин (фото на обложке). Производительность оборудования 200 кг/ч по перерабатываемым отходам.

Экологические показатели установки УТПО-1 соответствуют нормативным требованиям Республики Беларусь, Российской Федерации, Украины и Франции, где были проведены испытания технологии и оборудования с привлечением компаний, проводящих экспертизу в области охраны окружающей среды.

В качестве оборудования стационарного исполнения, созданного в Институте и поставленного заказчику под «ключ», можно отметить действующую промышленную установку шнекового типа (фото на обложке), смонтированную на одном из предприятий Тайваня для переработки измельченных шин. Производительность оборудования около 1 т/ч по перерабатываемому материалу. Основным продуктом переработки является технический углерод, используемый в качестве наполнителя при производстве различных полимерных изделий.

Одним из путей практического применения получаемого при термолизе резинотехнических отходов твердого углеродного продукта является использование его в качестве адсорбционных материалов при очистке различных сред. Так, например, Институтом разработаны, утверждены и зарегистрированы в Государственном реестре Республики Беларусь технические условия ТУ ВУ 100029077.29-2008 «Уголь активный осветляющий порошкообразный», подтверждающие возможность использования данного продукта в качестве адсорбента при очистке сточных вод промышленных предприятий.

В рамках Государственной программы освоения в производстве новых и высоких технологий (Республика Беларусь) Институтом выполнены работы по созданию конструкторско-технологической документации на мобильную установку УТПО-500 (рис. 1), позволяющую перерабатывать изношенные шины с получением композитного жидкого топлива (КЖТ) — смесь жидкого углеводородного и твердого углеродного продуктов термолиза отходов.

По теплоте сгорания, содержанию серы, влаги, вязкости и температуре вспышки данное топливо соответствует (близко) мазутам М40 и М100, а сравнение его теплотворной способности с аналогичным показателем природного газа показывает, что 1000 кг КЖТ эквивалентно 1146 м³ природного газа.

В рамках реализации контракта с Научно-технологическим центром им. Короля Абдулазиза (Королевство Саудовская Аравия) создана и поставлена в 2011 г. установка для переработки резиновых и пластмассовых отходов (рис. 2). Данное оборудование может использоваться также для переработки нефтяных отходов.

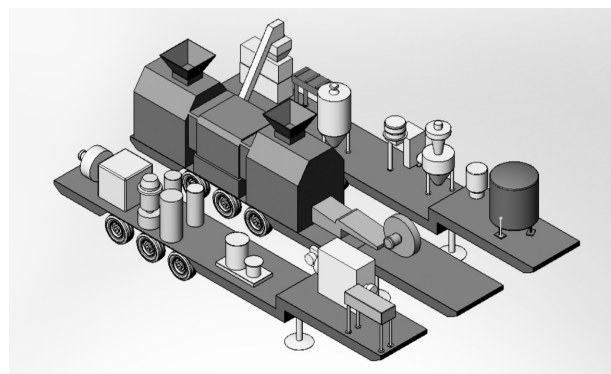


Рис. 1. Мобильная установка УТПО-500 для получения композитного жидкого топлива

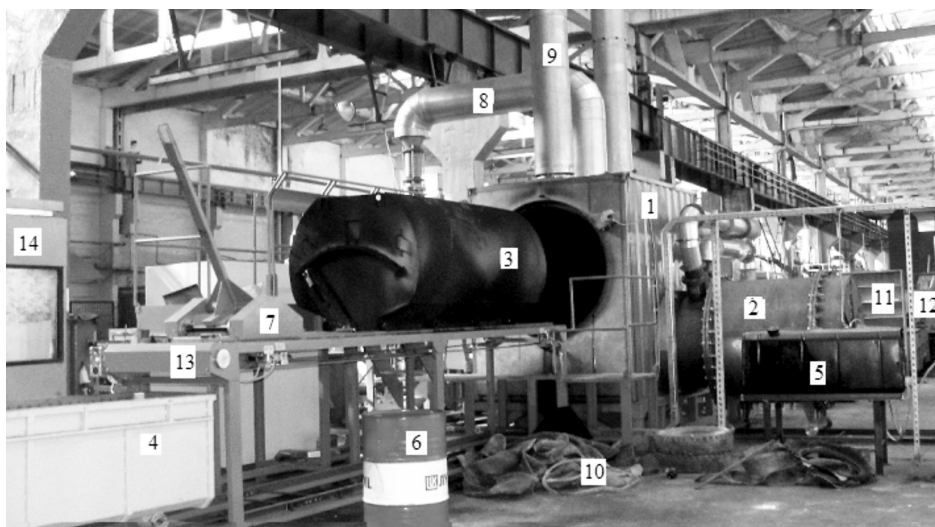


Рис. 2. Оборудование для переработки органических отходов:

1 — камера термоллиза; 2 — топка; 3 — контейнер для подачи отходов в камеру термоллиза; 4 — контейнер для твердых продуктов термоллиза; 5 — емкость для топлива; 6 — емкость для жидких продуктов термоллиза; 7 — устройство подачи контейнера в камеру термоллиза; 8 — трубопровод вывода продуктов термоллиза в систему конденсации; 9 — дымовая труба; 10 — отходы; 11 — калориферы (система охлаждения); 12 — парогенератор; 13 — эстакада; 14 — пульт управления

В последние годы в мире интенсивно проводятся работы, направленные на создание процессов и оборудования, которые обеспечили бы возможность возврата продуктов термического разложения резиновых отходов (твердых и жидких) в резинотехническую промышленность в качестве заменителей высокосортного технического углерода, пластификаторов, наполнителей и других дорогостоящих ингредиентов резиновых смесей.

Для оценки возможности применения жидких продуктов термоллиза резиновых отходов, в качестве сырья для получения высокосортного технического углерода в Институте проведен комплекс работ по анализу жидкой фракции термоллиза изношенных шин и на основании данного анализа произведена оценка качества данной фракции.

Установлено, что в состав исходной жидкой фракции термоллиза резинотехнических отходов входят масла (74,31 %), смолы (8,8 %), асфальтены 1,8 %, парафин 2,31 %, а коксумость исходной составляет 0,7 % при допустимых 1,5. На основании этого можно сделать вывод, что по компонентному составу (низкое содержание смол и парафина), коксумости, содержанию серы (0,75 % при допустимых 2,5 %) и содержанию воды (0,12 % при допустимых 1–1,5 %) исходная жидкая фракция может рассматриваться как потенциальное сырье для получения технического углерода. Для получения из жидкой фракции качественного сырья, которое может быть исполь-

зовано при производстве технического углерода необходимо произвести разделение исходной фракции на составляющие.

Рассмотрен вариант разделения исходной жидкой фракции на две составляющие: легкую фракцию с температурой кипения до 200 °С и тяжелую фракцию с температурой кипения в интервале 200–400 °С

Количество легкой фракции, которая представляет собой аналог бензина, достигает величины 12,78 %. Данная фракция, в первую очередь, может использоваться для получения моторных топлив. Расчеты показывают, что содержание водорода в тяжелой фракции снижается в сравнении с исходной жидкостью и составляет 9,37 %, а содержание углерода повышается до величины 88,98 %.

Таким образом, тяжелая фракция (диапазон кипения 200–400 °С) жидких продуктов термоллиза изношенных шин по основным показателям удовлетворяет требованиям, предъявляемым к качественному жидкому сырью для производства технического углерода печным способом.

В процессе разработки технологии парового термоллиза на ряд новых технических решений выданы охранные документы: патенты на изобретения Республики Беларусь: № 862, 1012 и 5430; патенты Российской Федерации: № 2247025, 2245247; патент Казахстана № 4974; патенты США № 5771821 и 5780518.

В 2009 г. Институтом продана лицензия на право использования ноу-хау (информация о технологии переработки изношенных шин методом парового термоллиза и о конструкции оборудования, реализующего данную технологию) одной крупной компании по переработке резинотехнических отходов (Франция).

За разработку технологии и оборудования для переработки органических отходов Институт награжден золотой медалью VI Московского международного салона инноваций и инвестиций (г. Москва, 7–10 февраля 2006 г.).

Данная технология была номинирована на соискание премии «Blue Sky» (проводится ЮНИДО и Международным центром содействия технологиям в целях устойчивого развития) и отобрана в состав лучших проектов, характеризующихся как по новизне, так и по осуществимости предлагаемых технических решений.

С целью определения экологических показателей технологии парового термоллиза органических отходов были выполнены экспериментальные исследования выбросов при переработке изношенных шин и композиционных материалов на основе углерода и полимерных связующих.

Исследования проводились на территории компании «AIRBUS» (г. Тулуза, Франция), куда

была доставлена мобильная установка УТПО-1. Отбор проб выбросов и их исследования выполняла фирма «NORISKO» (Франция), имеющая соответствующее оборудование и необходимые международные сертификаты для проведения подобного рода исследований. Технологический процесс включал паровой термоллиз и сжигание газообразных продуктов разложения отходов.

Специалисты ИТМО им. А.В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси участвовали в проведении исследований (рис. 3), обеспечивая работу оборудования и контроль технологических параметров процесса термоллиза отходов.

Анализ экспериментальных данных показывает, что по всем исследованным показателям технологический процесс удовлетворяет требованиям охраны окружающей среды. Особенно необходимо отметить, что процесс соответствует международным нормативам по выбросам диоксинов.

В настоящее время Институтом тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова НАН Беларуси выполняются работы в рамках международных договоров с компаниями из Российской Федерации и Франции по созданию оборудования для термоллизной переработки использованных автомобильных шин с получением различных сырьевых и топливно-энергетических ресурсов.



Рис. 3. Мобильная установка УТПО-1 и сотрудники Института на территории компании «AIRBUS» (г. Тулуза, Франция).

Литература

1. Паровой термоллиз органических отходов / Д.В. Аристархов [и др.]; под ред. акад. О.Г. Мартыненко. — Минск: ИТМО им. А.В. Лыкова, 2001. — 135 с.
2. Технологии и оборудование для переработки резинотехнических отходов / Г.И. Журавский [и др.] // Экология и промышленность России, апрель 2012. — С.4–7.

ГАЗОПЛАМЕННОЕ НАНЕСЕНИЕ ПОКРЫТИЙ ИЗ САМОФЛЮСУЮЩИХСЯ СПЛАВОВ — НОВЫЕ АСПЕКТЫ

Е. Д. Манойло, Ф.Е. Онащенко

Институт сварки и защитных покрытий

Важным вкладом в развитие технологий газопламенного порошкового нанесения покрытий явилось создание в 1945 г. фирмой «Wall Colmonoy Corporation» (США) самофлюсующихся сплавов, с процентным содержанием: Ni — 65...85, Cr — 8...18, В — 2...4 и Fe, Si — до 8...10 и температурой плавления около 1000 °С. Входящие в их состав флюсующие элементы — бор и кремний, в процессе формирования покрытия обеспечили защиту металлической поверхности от кислорода и получение прочных диффузионных связей между материалами покрытия и подложки. В дальнейшем самофлюсующиеся сплавы системы Ni — Cr — В — Si получили название сплавов типа «Колмоной». В настоящее время покрытия из самофлюсующихся сплавов широко применяются при защите деталей, работающих в различных условиях: граничного и сухого трения, абразивного и гидроабразивного износа, в агрессивных средах при низких, нормальных и повышенных температурах (до 750–850 °С) и т.п.

Для нанесения покрытий из порошков самофлюсующихся сплавов различными фирмами были созданы горелки для газопорошковой наплавки. Они работают, в основном, с использованием горючего газа — ацетилен, при его расходе — до 1000–1500 л/час. Наплавочные горелки имеют невысокую производительность и используются, как правило, в ремонтных мастерских. Даже самые мощные горелки типа Cool Tip фирмы Castolin (Швейцария) и ГН-5 (Россия), благодаря ряду ограничений и конструктивным особенностям, не могут обеспечить нанесение покрытий на детали массой более 5 кг.

Это явилось основной причиной создания двух стадийных процессов нанесения покрытий из самофлюсующихся сплавов, в которых операции напыления и оплавления выполняются отдельно. Так, в 1956 г. фирма «Metco Inc» (США) пред-

ставила на рынок один из первых процессов — Metco TSG и аппарат для его осуществления — Тип N, который позволил наносить покрытия из самофлюсующихся сплавов с последующим оплавлением отдельным источником нагрева. Благодаря достаточно простому управлению аппарат нашел широкое применение в промышленности. Процесс Metco TSG включал очистку напыляемой поверхности струйно-абразивной обработкой, подогрев ее до температуры около 100 °С или немного выше, нанесение покрытия требуемой толщины из выбранного самофлюсующегося сплава, его оплавление, путем нагрева до температуры 1050–1150 °С, например, пламенем сварочной горелки и медленное охлаждение [1].

Более широко информация о способах нанесения и областях применения покрытий из самофлюсующихся сплавов начала появляться в печати с начала 60-х годов прошлого столетия. В 1964 г. фирма Metco Inc. (США) создала новый процесс «ThermoSpray» и два аппарата для его осуществления: Metco 5P — для ручных и Metco 6P — для стационарных работ. Это позволило осуществить напыление плотных, прочных и износостойких, покрытий с широким диапазоном твердости (25–62 HRC) из порошков самофлюсующихся никелевых сплавов, типа «Колмоной» в две стадии. Данный процесс и аппараты значительно расширили технологические возможности метода газопламенного порошкового напыления покрытий, при этом оплавление напыленных покрытий является отдельной операцией и производится дополнительным источником энергии, например, специальной газопламенной горелкой, токи высокой частоты и т.п. [1].

В Республике Беларусь работы по созданию процессов газопламенного напыления покрытий ведутся с 1973 г., а в «Институте порошковой металлургии НАН Беларуси» — с 1982 г. К 1986 г.,

была разработана установка УПТР–83, использующая технические решения, защищенные авторскими свидетельствами [2, 3], которая позволяла наносить покрытия из порошков самофлюсующихся сплавов в две стадии — напыление с последующим оплавлением дополнительными источниками нагрева. В 1982–1987 гг. на предприятиях Минлегпрома РБ (Могилевском КШТ, Жлобинской ФИМ, Барановическом ПХБО, Витебском ковровом комбинате и др.) были созданы участки газопламенного напыления защитных покрытий для восстановления-упрочнения быстроизнашивающихся деталей технологического оборудования [4]. Этот период характеризуется активным развитием процессов газопламенного напыления покрытий. Например, фирма Castolin (Швейцария) в 1991 г. создала новый процесс и аппарат CastoDyn DS 8000 [5], который также позволяет наносить покрытия из самофлюсующихся сплавов в два приема — напыление с последующим оплавлением.

В 1991 г. научно-производственным предприятием ТЕНА был создан первый аппарат — ТЕНА-ГНпм повышенной мощности (рис. 1), который использовал при работе до 3 м³/час горючего газа, и позволил реализовать одностадийный непрерывный процесс, включающий подогрев, напыление и оплавление покрытий из порошков самофлюсующихся сплавов.

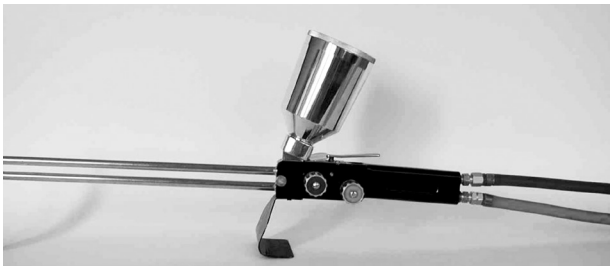


Рис. 1. Аппарат газопорошковой наплавки ТЕНА-ГНпм

Впервые аппарат ТЕНА-ГНпм был использован в 1998 г. в ОАО «Тверьстекло» г. Тверь (Россия) для ремонта деталей стеклоформирующей оснастки. Чугунные матрицы массой более 10 кг были отремонтированы одним аппаратом, позволившим производить предварительный подогрев, напыление покрытия самофлюсующимся никелевым сплавом и его оплавления, благодаря его достаточной мощности.

Опыт эксплуатации аппарата указал на возможность его более широкого использования. В 2006 г. была разработана технология восстановления рабочей поверхности плунжеров трехплунжерных насосов марки NJ 116 фирмы «PMH» (Франция) для ОАО «Нафтан». Ресурс работы плунжеров составлял около шести месяцев. Основной причиной износа плунжеров при этом является совместное воздействие коррозии и износа трением. Размеры плунжера: диаметр 55 мм, длина рабочей части – 180 мм, масса – 3600 г.

В соответствии с разработанным процессом, после струйно-абразивной обработки, деталь аппаратом ТЕНА-ГНпм предварительно подогрели, затем порошком самофлюсующегося никелевого сплава Т-Термо № 55 (Ni – основа, 15–17 % Cr, 2,9–3,8 % В, 3,9–4,5 % Si, 1,0–1,2 % С и 3,0–3,5 % Fe), производства ОАО «ГЦ «Техникорд»» (Россия) напыляли покрытие требуемой толщины, после чего производили оплавление. Температура оплавления покрытия — 1050–1100 °С. Твердость покрытия — 58–62 HRC [6].

Основные технологические режимы процесса нанесения покрытия следующие: давление кислорода – 6 МПа, горючего газа МАФ – 2 МПа; расход кислорода – 6000 л/ч, МАФа — 1800 л/ч. Время подогрева, напыления и оплавления покрытия – менее 5 мин. Расход порошкового материала – 150 г. Коэффициент использования порошка – 85 %. На рис. 2 представлен процесс нанесения покрытия, восстановленные и шлифованные плунжеры.

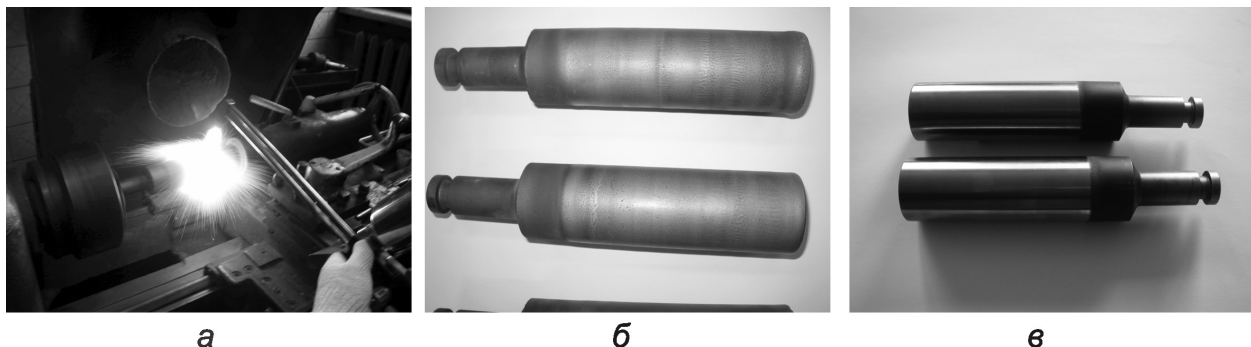


Рис. 2. Процесс нанесения покрытия:
а — напыленные и оплавленные; б — шлифованные; в — плунжеры

Новый метод нанесения упрочняющего покрытия при ремонте плунжеров насосов марки NJ 116 ВА позволил с успехом заменить покрытие из карбида хрома с 15 % Ni, нанесенное методом высокоскоростного газопламенного напыления [7].

Восстановленные и упрочненные плунжеры впервые были установлены в насосы марки NJ 116 ВА в январе месяце 2006 г. В результате эксплуатации в условиях ОАО «Нафтан» плунжеры обеспечили ресурс работы насосов, выше новых фирменных.

Процесс восстановления и упрочнения плунжеров используется до настоящего времени. Это позволило отказаться от импорта деталей и сэкономить более 100 тыс. евро.

Успешное применение процесса при восстановлении плунжеров ОАО «Нафтан» послужило основанием для его дальнейшего использования при ремонте плунжеров массой более 20 кг насосов SPM-2000 (ООО «ИВК ЭТАЛОН», Россия). В 2009 г. был разработан процесс восстановления изношенных поверхностей плунжеров SPM-2000 включавший следующие операции: струйноабразивную обработку, подогрев до температуры около 200 °С, напыление слоя покрытия толщиной около 1 мм порошком самофлюсующегося никелевого сплава Т-Термо № 55 производства ОАО «ГЦ «Техникорд»» (Россия), и его оплавление аппаратом ТЕНА-ГНпм, без перерывов между операциями. На рис. 3 представлен процесс нанесения покрытия, восстановленные и прошлифованные плунжеры.

Основные технологические режимы процесса нанесения покрытия следующие: давление: кислорода — 6 МПа, горючего газа МАФ — 2 МПа; расход: кислорода — 6000 л/ч, МАФа — 1800 л/ч. Время подогрева, напыления и оплавления покрытия — 20 мин. Расход порошкового материала — 1500 г. Коэффициент использования порошка — 85%. После шлифования, чистота восстановленной поверхности $Ra = 0,16$ мкм, соответствовала требованиям чертежа. Восстановленные детали переданы заказчику для эксплуатационных испытаний.

В 2012 г. разработана технология восстановления изношенных поверхностей рычагов газораспределительного механизма дизельных двигателей с использованием аппарата ТЕНА-ГНпм. Процесс включает: струйноабразивную обработку, подогрев до температуры 200–250 °С и газопламенное напыление слоя покрытия требуемой толщины порошком самофлюсующегося сплава Т-ТЕРМО № 55, его оплавление.

На рис. 4 представлены исходные детали с изношенными поверхностями, а на рис. 5 — после струйно-абразивной обработки.

Основные технологические режимы работы аппарата ТЕНА-ГНпм приведены в табл.

Время обработки одной детали – 5 сек. Расход порошкового материала – 5 г. Коэффициент использования порошка – 90 %.

На рис. 6 и 7 показан процесс нанесения покрытия и детали с напыленным покрытием.

Восстановленные детали были установлены на двигатели и обеспечили такой же срок службы, как и с новыми деталями.

Табл.

Материал покрытия	Расход порошка, г/мин	Давление и расход газов			
		давление, МПа		расход, л/ч	
Т-ТЕРМО № 55	60	кислород	МАФ	кислород	МАФ
		0,4	0,15	2400	1100



Рис. 3. Плунжеры насосов SPM-2000:

а — нанесение покрытия; б — восстановленные детали; в — обработанные шлифованием детали



Рис. 4. Изношенные детали

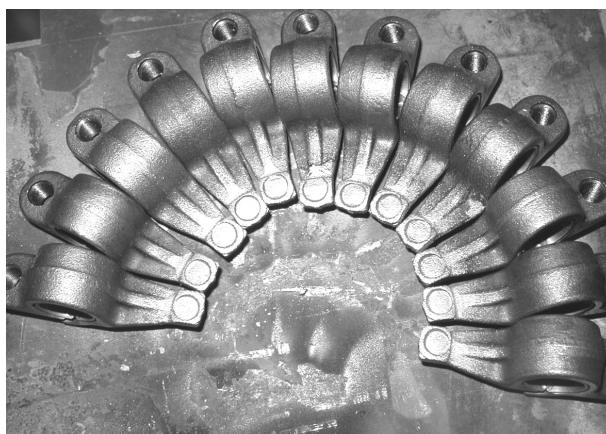


Рис. 5. Детали после САО

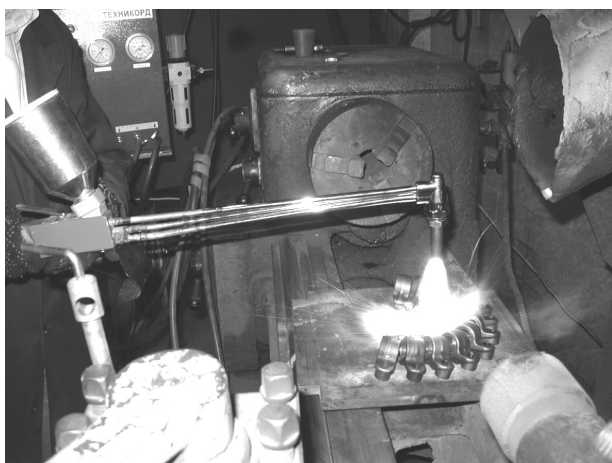


Рис. 6. Процесс нанесения порошкового покрытия



Рис. 7. Детали с покрытием

Анализ разработанных технологий позволяет сделать вывод о том, что для одностадийного нанесения покрытий из самофлюсующихся сплавов на де-

тали большой массы необходимо создание газопламенной аппаратуры, обеспечивающей возможность регулирования мощности в широких пределах.

Литература

1. Ingham H.S., Shepard A.P. Flame spray hand-book. Vol. II. Powder process. – Published by Metco Inc., Westbury, Long Island, New York, 1967. – 131 p.
2. Установка порошковая термораспылительная УПТР-83 / Е.Д. Манойло [и др.] // Научно-технические достижения. Вып. 4. — М.: ВИМИ, 1986. — С. 70–77. /ДСП/.
3. Съвременни газопламени инсталации за термично напластяване и перспективи за развитие / Е.Д. Манойло [и др.] // НРБ. — Машиностроене, 1986. — № 11. — С. 507–509.
4. Восстановление и упрочнение деталей технологического оборудования методами газопламенного напыления и наплавки. Механика и энергетика. Вып.1 / Сост. А.П. Волков, В.С. Ивашко, Е.Д. Манойло. Обзорная информация, ЦНИИТЭИ Легпром, М. — 1988. — 44 с.
5. CastoDyn DS 8000 Operating Manuel. Castolin S.A. 1991. — 26 p.
6. Манойло, Е.Д. Восстановление и упрочнение плунжеров насосов газопламенным напылением защитных покрытий из самофлюсующихся никелевых сплавов / Е.Д. Манойло // Порошковая металлургия. — Вып. 29. — 2006. — С. 257–262.
7. Манойло, Е.Д. Упрочнение и восстановление плунжеров насосов газопламенными методами напыления и наплавки / Е.Д. Манойло. // Сварка и родственные технологии. Материалы докладов международного симпозиума. 24 марта 2010 г. — Минск: Ковчег, 2010. — С. 137–143.

УДК 629.7.03:629.7.02

ПРИМЕНЕНИЕ МИКРО ДВИГАТЕЛЕЙ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ (ДВС) В МИНИАТЮРНЫХ ЛА

В.Г. Калининко

Физико-технический институт НАН Беларуси

Удельная энергия (отношение запасенной энергии к массе энергетического резервуара) для углеводородных топлив выше чем для современных аккумуляторов. Для углеводородов она составляет в среднем 30–40 МДж/кг и максимально до 45 МДж/кг, а для серийных литий-ионных аккумуляторов — всего 0,5 МДж/кг или примерно 140–150 Вт·ч/кг. Применение на малоразмерных ЛА топливных элементов позволило поднять этот показатель до 450 Вт·ч/кг (~1,6 МДж/кг). Но ДВС, даже при такой низкой тепловой эффективности как 5 %, все еще имеют преимущество по удельной энергоёмкости.

Табл. 1 иллюстрирует, как выбор силовой установки (СУ) небольшого БЛА влияет на дальность и продолжительность полета [5], а табл. 2 показывает, что миниатюрные ДВС могут обеспечить 36 % повышения дальности и продолжительности полета [8].

Вышеприведенные результаты получены на основании расчетов по уравнению Бреге

$$L = \eta_B \cdot \eta \cdot \frac{q_T}{g} K \cdot \ln(1 + \chi),$$

где η_B , η — КПД винтового движителя и общей тепловой эффективности двигателя; q_T — низшая

Табл. 1

Силовая установка	η	Удельная энергоёмкость	Дальность полета	Длительность полета (на скорости 30 м / с)
	%	Вт·ч/кг	км	час
Литий-полимерный аккумулятор с электрическим двигателем	95	333 (в перспективе)	218	2
DARPA топливный элемент на метаноле с электрическим двигателем	35	1000 (в перспективе)	267	2,47
150 г модельный ДВС (стандарт)	6	6061	278	2,57
150 г модель двигателя с контролем топливо-воздушной смеси	8,2	6061	380	3,5

Табл. 2

Параметры	Электро СУ	СУ на ДВС
Аккумулятор / Масса топлива, кг	0,18	0,3
Общая масса СУ, кг	2,83	2,71
Общий КПД системы, %	93	9
Плотность энергии, кДж/кг	1500	20000
Дальность, км	855	1162

теплотворная способность топлива; K – аэродинамическое качество планера и χ — отношение массы топлива к пустому весу ЛА. В расчетах для таблицы 1 приняты типичные для небольших ЛА значения $K = 8$, $\eta_B = 0,7$ и $\chi = 0,45$.

Ориентировочные значения потребной мощности СУ в зависимости от массы МЛА можно определить по графику полученному на основе обработки данных по реализованным конструкциям МЛА, рис. 1.

В последние годы во многих странах значительные усилия были посвящены исследованиям и созданию миниатюрных ДВС как альтернативы электрическим силовым установкам (ЭСУ) на аккумуляторах в микролетательных аппаратах (МЛА, Micro Air Vehigles, MAVs). МЛА имеют размах крыла в диапазоне от $\sim 0,3$ до 2,5 м и их масса находится в пределах от ~ 1 до 10 кг с полезной грузоподъемностью до 1 кг.

На специализированном стенде-динамометре были проведены строгие научные измерения мощности и термодинамической эффективности 9 калильных микро ДВС массой от 15 г до 450 г (объемом от 0,16 до 7,5 см³) [7, 8]. Основными измерениями являлись крутящий момент, угловая скорость, расход топлива и воздуха, температура головки цилиндра и выхлопных газов. Фрикционные потери измерялись с помощью отдельной установки. Эти данные использовались для расчета мощности, общего и объемного КПД, удельного расхода топлива. По данным измерений максимальная выходная мощность находилась в пределах $8 \div 278$ Вт, а эффективный КПД $\eta = 3 \div 9$ %.

Результаты детальных измерений параметров эффективности двух самых маленьких из серийно выпускаемых двухтактных калильных двигателей Кокс Ти Ди 0.010 и Кокс Ти Ди 0.020 (объемом 0,164 и 0,327 см³) опубликованы в [5]. Там же приведены и результаты моделирования в MATLAB их термодинамических циклов.

Для микро ДВС с компрессионным воспламенением результаты подобных исследований рассмотрены в [10].

Рассмотрим результаты исследований только самых основных технических характеристик микро ДВС с уменьшением (масштабированием) их рабочего объема, представляющие интерес для проектирования МЛА.

Рис. 2 показывает масштабирование располагаемой максимальной мощности в зависимости от объема двигателя. Здесь наблюдается различие между 2-х и 4-тактными ДВС. Тенденция

изменения мощности для микро ДВС по данным измерений такая же, как и у более крупных 2-хтактных двигателей. Измерения показали, что производители миниатюрных ДВС указывают завышенную до 35–40 % мощность, поэтому эти данные не использовались при построении графика. Установлено, что измеренная мощность (Вт) от массы (кг) микро ДВС в диапазоне $\leq 0,4$ кг соответствует корреляции $y = 1733x^{1.292}$, $R^2 = 0,9485$ [5].

Рис. 3 показывает максимальный крутящий момент на валу в зависимости от объема двигателя. Сюда также не включены данные указываемые производителями авиамодельных ДВС из-за их завышенных значений, выявленных при измерениях.

Рис. 4 представляет зависимость массы двигателей как функции изменения рабочего объема, включая и данные для поршневых двигателей обычных размеров различных производителей из литературы. Здесь наблюдается две закономерности, что можно объяснить бóльшим отношением мощности к массе для авиадвигателей из-за применения более легких материалов.

График масштабирования общего КПД от объема двигателей приведен на рис. 5. Для двигателей обычного масштаба, включая авиационные поршневые, использовались данные представляемые производителями, из руководств по эксплуатации и учебников по ДВС. В данную выборку вошли 2-х и 4-тактные двигатели, с искровым и компрессионным воспламенением, форсированные турбо и супер. Хотя снижение КПД прослеживается с уменьшением объема, но для двигателей обычных размеров наблюдается значительный разброс значений КПД при одинаковом объеме и плохая корреляция (коэффициент $R^2 \sim 0,3$). Графики для микро ДВС, соответствующие проведенным в лаборатории измерениям, представляют «надежные» данные изменения КПД от рабочего объема. Общий КПД на максимальной мощности для подвергавшихся измерениям микро ДВС составляет от 4 % до 16 % (от самых маленьких к более крупным). Следует заметить, что от производителей никакие данные по эффективности микро ДВС недоступны.

Рис. 6 показывает масштабирование удельного расхода топлива, г / кВт-ч в зависимости от рабочего объема двигателя для данных по рис. 5.

Интересно привести здесь некоторые технические характеристики самого маленького ДВС Кокс Ти Ди 0.010, который был разработан У. Этвудом в калифорнийской фирме «Л.М. Кокс»

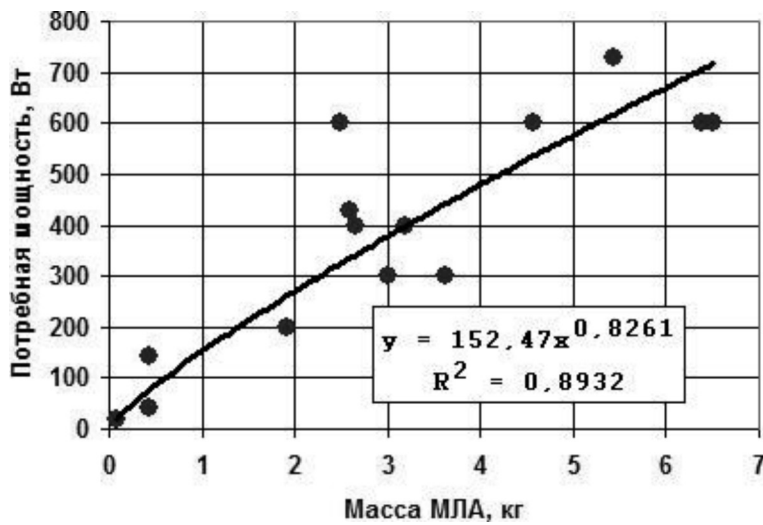


Рис. 1. Потребная мощность СУ в зависимости от массы МЛА

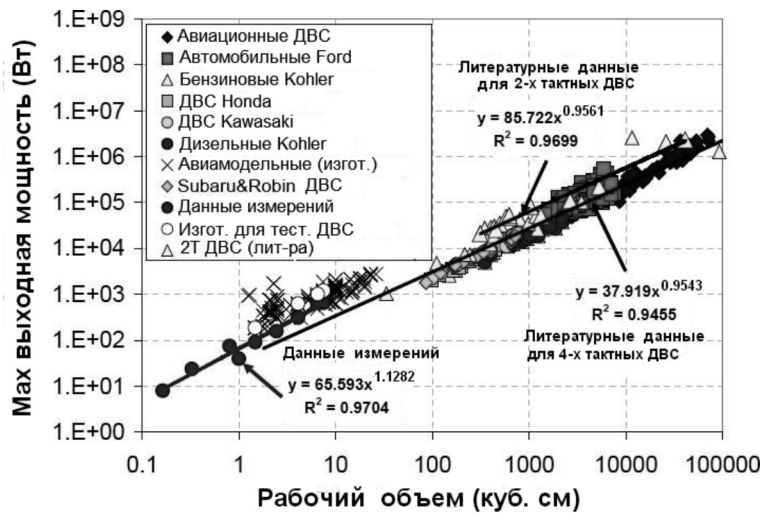


Рис. 2. Макс выходная мощность ДВС в зависимости от рабочего объема

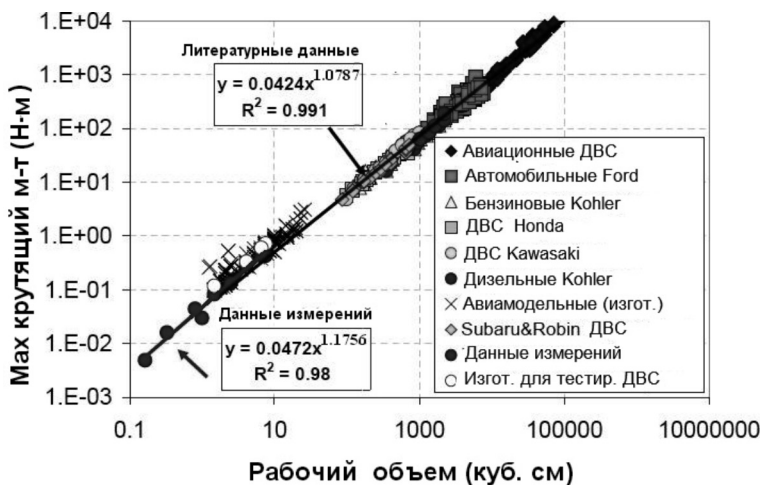


Рис. 3. Макс крутящий момент ДВС в зависимости от рабочего объема

еще в 1961 г. и выпускается серийно до настоящего времени. Его рабочий объем – 0,1634 см³, диаметр цилиндра 6,02 мм, ход поршня – 5,74 мм, масса без бака – 15 г. Он способен производить 10,2 Вт с КПД 6,4 % (без глушителя), что соответствует удельной мощности 788 Вт / кг при удельном расходе топлива 3,95·10⁻³ кг / Вт·час [5]. С воздушным винтом диаметром 76/33 мм развивает скорость 27500 об/мин, а с винтом диаметром 63 мм и с топливом, содержащим 50 % нитрометана — 32400 об/мин. Дроссельная характеристика двигателя в сравнении с другими из этой серии приведена на рис 7.

Общий КПД поршневого двигателя определяется из уравнения теплового баланса

$$\eta = \eta_M \eta_T \eta_\chi \eta_V \quad (1)$$

Тепловой КПД определяется по формуле:

$$\eta_T = \frac{Q_T - \Delta Q_{T\chi}}{Q_T} = \frac{Q_T - \Delta Q_1 - \Delta Q_2}{Q_T} \quad (2)$$

где доступная тепловая энергия топлива $Q_T = G_T \cdot q_T$; G_T — массовый расход топлива; ΔQ_1 — конвективные потери тепла от цилиндра и головки; ΔQ_2 — потери тепла в выхлопных газах. Конвективные потери определяются с помощью эмпирического уравнения теплоотдачи через критерий (число) Нуссельта Nu от числа Рейнольдса Re потока по диаметру головки цилиндра и числа Прандтля Pr для воздуха. Потери тепла в выхлопных газах рассчитывается исходя из расхода воздуха и измерения температуры выхлопных газов.

Механический КПД определяется по формуле:

$$\eta_M = \frac{Q_T - \Delta Q_{T\chi} - E_M}{Q_T - \Delta Q_{T\chi}} \quad (3)$$

где E_M — потери энергии от сил трения, которые определяются из измерений крутящего момента на валу и числа оборотов.

Объемный КПД, характеризующий эффективность всасывания в ци-

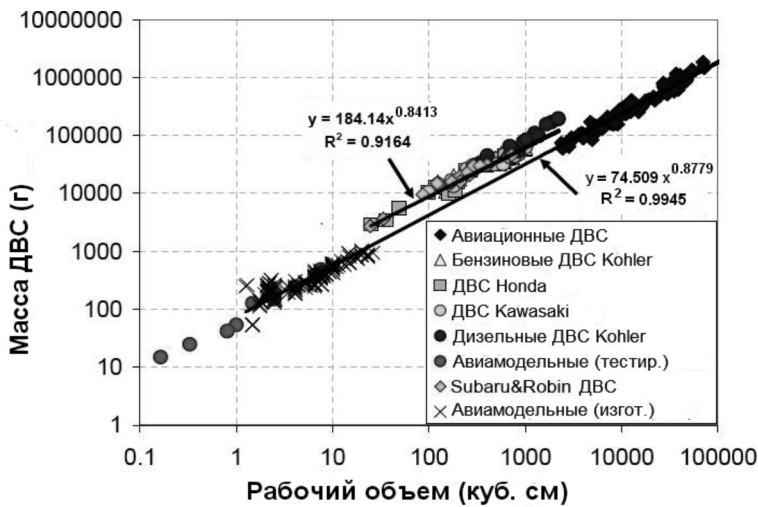


Рис. 4. Масса ДВС в зависимости от рабочего объема

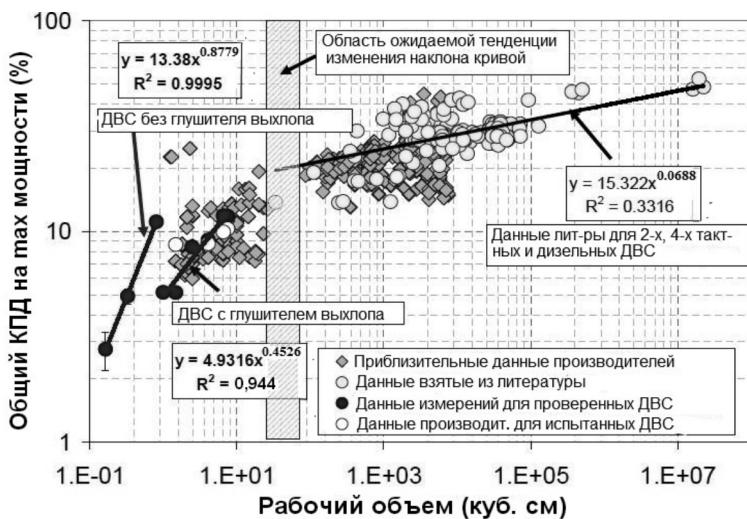


Рис. 5. Общий КПД ДВС на тах мощности в зависимости от рабочего объема

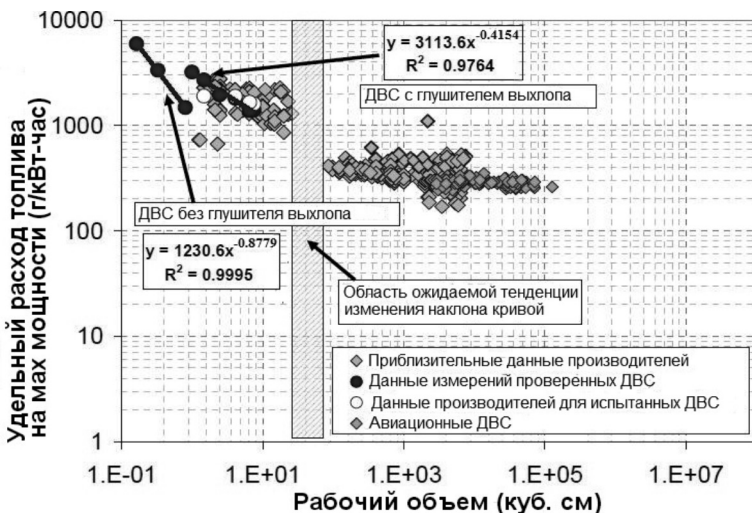


Рис. 6. Удельный расход топлива ДВС на тах мощности в зависимости от рабочего объема

линдр и выпуска из цилиндра рабочей среды, определяется по формуле:

$$\eta_V = q_V / Vn_T, \quad (4)$$

где q_V — объемный расход воздуха через двигатель; V — рабочий объем двигателя; n — частота вращения двигателя в Гц.

Химический КПД отражает химическую неполноту сгорания и определяется отношением массового расхода сгоревшего топлива к полному массовому расходу топлива (с учетом массового расхода несгоревшего) по формуле:

$$\eta_X = G_{T, \text{сгор}} / G_T. \quad (5)$$

Так как массовый расход сгоревшего топлива не поддается прямым измерениям, то химический КПД может быть получен через другие КПД из (1).

Вклад различных составляющих КПД в общие энергетические потери для микродвигателей массой до 500 г приведен на диаграмме (рис. 8) [8]. По своей значимости от общего числа потерь они располагаются в следующей последовательности с уменьшением рабочего объема: неполнота сгорания 61–66 %, теплопередача 15–19 %, теплосодержание (энтальпия) в выхлопных газах 18–11 %, трение 6–4 %. КПД полноты сгорания снижается с 18 % для 450 г двигателя до 3 % для 15 г двигателя. По значимости потерь энергии микро двигателя существенно отличаются от двигателей обычных размеров. Например, для автомобильных с искровым зажиганием и дизельных двигателей наблюдается следующий порядок значимости потерь: теплосодержание в выхлопных газах 55–49 %, теплопередача 31–43 %, трение 9–6 %, неполнота сгорания 5–2 % [8].

Значительный рост различных потерь в микро ДВС вынуждает разработчиков компенсировать потери мощности прежде всего увеличением оборотов и улучшением проточной конфигурации (проще всего, отсутствием глушителя).

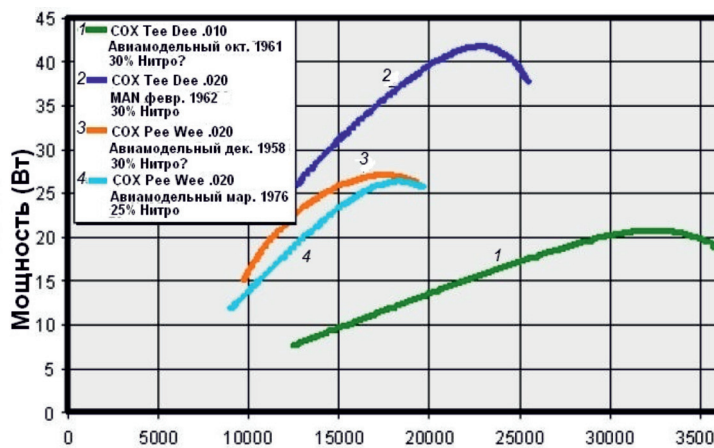


Рис. 7. Дроссельные характеристики ДВС серии Кокс

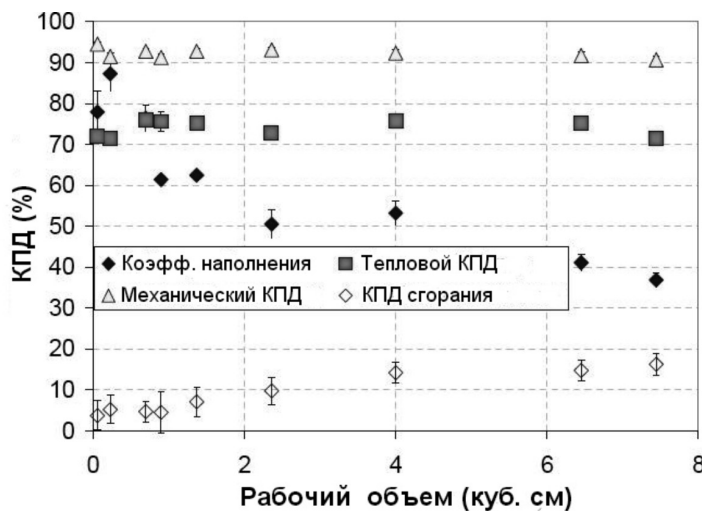


Рис. 8. Составляющие КПД ДВС в зависимости от рабочего объема при постоянной скорости вращения 12000 об/мин и коэффициенте избытка воздуха $\alpha \sim 1$

С одной стороны частота вращения ограничивается прочностью материала деталей кривошипно-шатунного механизма (шатун, поршневой палец, коленчатый вал, подшипники). С другой стороны, при работе на высоких скоростях уменьшается время пребывания топливно-воздушной смеси в камере – от ~10 мс для двигателей обычных размеров, до ~1 мс у самых маленьких ДВС в настоящее время. Время пребывания должно быть больше времени химической реакции горения смеси. Недостаточное время пребывания с уменьшением размеров камеры приводит к неполному сгоранию и, в свою очередь, к недостаточному образованию тепла и даже к тепловому тушению. Время химической реакции горения смеси может быть уменьшено добавлением катализатора внутрь камеры сгорания. Обнаружено, что добавление платинового катализатора в углеводородное топливо может повысить общий КПД более чем на 40 % [9].

Для 2-тактных двигателей, еще одним из основных механизмов потерь, являются неизбежные потери свежего заряда через выпускное отверстие. Они могут снизить эффективность до 35 %. Можно предполагать, что с увеличением скорости работы потери выпуска будут одной из проблем, связанной с миниатюризацией ДВС.

Миниатюризация увеличивает отношение поверхности к объему камеры, так называемый закон «куба-квадрата» при уменьшении характерного размера. Выработка тепловой энергии пропорциональна объему камеры сгорания, в то время как потери тепла за счет теплопередачи пропорциональны поверхности. Чрезмерные потери тепла в свою очередь приводят к неустойчивому горению.

Существенным отличием конструкции миниатюрных от обычных двигателей является отсутствие в них поршневых колец при очень малых размерах деталей. Уменьшение массы потерянных из-за прорыва газов через зазор цилиндр – поршень в картер 2-тактных микро ДВС также является одной из основных задач их миниатюризации. Для микро ДВС с компрессионным воспламенением величина зазора имеет еще большее значение. Расчеты показали, что уменьшение зазора до 10 мкм может улучшить их общую эффективность на 39 % [10]. Величина зазора ограничивается методом изготовления и коэффициентом теплового расширения. При современных технологиях данный зазор составляет 18–20 мкм и его величина в 6–8 мкм вряд ли возможна.

Проведенные расчеты термодинамической эффективности показали, что минимальный диаметр цилиндра 2-тактного двигателя с калильным зажиганием на основе современных технологий может составлять ~3 мм [8]. Для ДВС с компрессионным воспламенением при зазоре цилиндр – поршень 10 мкм минимально возможный диаметр цилиндра составляет ~4 мм (рабочий объем 0,05 см³). Для более реалистичного зазора 20 мкм минимально возможный диаметр двигателя ~7 мм (рабочий объем 0,27 см³) [10].

Литература

1. Калиниченко, В.Г. Силовые установки малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. / В.Г. Калиниченко // Инженер-механик. — 2011. — № 4 (53). — С. 38–41.
2. Серохвостов, С.В. Пути и технологии миниатюризации микролетательных аппаратов /С.В. Серохвостов // Нано- и микросистемная техника. — 2009. — № 8. — С. 43–48.
3. MEMS, A. Piston-Cylinder Device Actuated by Combustion / A. MEMS // Journal of Heat Transfer. — 2003. — Vol. 125. — P. 487–493.
4. Micro Air Vehicle Component Comparison and Proposed Military Reconnaissance Design Implementation. Prepared for Dr. C.I. Chang, Director Army Research Office Research Triangle Park, NC. — 2 December 2004. — P. 40.
5. Performance measurement, simulation, and analysis of the Cox Tee Dee 0.010, the world's smallest production internal combustion engine. Troy Sookdeo, M.S., Professor Christopher Cadou, Department of Aerospace Engineering. — 2006. — P. 134.
6. Performance measurement and scaling in small internal combustion engines. Shyam Kumar Menon Master of Science, Professor Christopher P. Cadou. Department of Aerospace Engineering. — 2006. — P. 97.
7. Miniaturization limits of small IC engines. Shyam Menon and Christopher P. Cadou. Department of Aerospace Engineering, University of Maryland at College Park, College Park, PowerMEMS 2009, Washington DC, USA. — December 1–4, 2009. — P. 4.
8. The scaling of performance and losses in miniature internal combustion engines. Shyam Menon, Dr. Christopher Cadou, Associate Professor, Department of Aerospace Engineering. — 2010. — P. 426.
9. Scaling limitations of micro engines. Joseph C. P. Griebel University of Colorado at Colorado Springs. Undergraduate Research Journal at UCCS Vol. 3.2. — October 2010. — P.11.
10. Theoretical limits of scaling-down internal combustion engines. Author's accepted manuscript E. Sher, I. Sher. Chemical Engineering Science. — Vol. 66. — Issue 3. — February 2011. — P. 260–267.

УДК 629.735.-519:629.7.018.7

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ДИСТАНЦИИ РАЗГОНА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ЗАПУСКЕ С РУКИ

В.И. Сяхович, А.А. Щавлев, П.П. Якишонок

*Физико-технический институт НАН Беларуси,
научно-производственный центр «БАК и технологии»*

Этап запуска беспилотного летательного аппарата (БЛА) с руки является ответственной операцией, позволяющей своевременно выполнить поставленную задачу и обеспечить сохранность БЛА. Определяющим фактором безопасного запуска БЛА с руки является его дистанция разгона, которая зависит от аэродинамической схемы БЛА, располагаемой мощности силовой установки и скорости ветра. Под дистанцией разгона при запуске с руки будем понимать расстояние, пролетаемое БЛА до приобретения скорости взлета.

Расчет дистанции разгона произведем в следующей последовательности:

- расчет располагаемой мощности силовой установки БЛА;
- расчет дистанции разгона в зависимости от массы БЛА и скорости ветра;
- обработка телеметрических данных безопасного взлета БЛА при запуске с руки для определения дистанции разгона;
- определение области безопасного взлета БЛА при запуске с руки в зависимости от массы БЛА и скорости ветра.

1 Расчет располагаемой мощности силовой установки БЛА

Летно-технические характеристики БЛА в первую очередь определяются располагаемой мощностью. Для определения располагаемой мощности используются следующие исходные данные:

N – максимальная мощность одного двигателя ($N = 1400$ Вт);

i – количество двигателей БЛА;

$P_{ст}$ – стендовая тяга двигателя $P_{ст} = 35$ Н;

d – диаметр двухлопастного винта ($d = 12$ дюймов = 0,305 м).

Для расчета располагаемой мощности воспользуемся упрощенным методом [1], по которому в системе СИ отношение

$$\frac{P}{N_1} = 1,242 \left(\frac{N_1}{d^2} \right)^{-0,333} \exp \left(-0,6076 \left(\frac{N_1}{d^2} \right)^{-0,3632} V \right) \frac{H}{Bm}, \quad (1)$$

где $N_1 = 0,9N = 1260$ Вт, а коэффициент 0,9 учитывает установочные потери.

Дальнейший расчет произведен по следующему алгоритму:

- используя полученное значение отношения (1) определяем значение тяги одного двигателя по формуле $P = (P/N_1) \cdot N_1 = 0,052 \cdot 1260 = 65,5$ Н;
- определяем тягу одного двигателя с учетом коэффициента отличия реального винта от идеального ($k = 0,8$) для скорости $V = 0$ по формуле $P_0 = 0,8P = 0,8 \cdot 65,5 = 52$ Н;
- определяем расчетный коэффициент k_p как отношение стендовой тяги к тяге двигателя $k_p = P_{ст}/P_0 = 35/52 = 0,673$;
- определяем располагаемую тягу двигателя $P_p = P_0 \cdot k_p = 52 \cdot 0,673 = 35$ Н;
- аналогичные операции выполняются для других значений скоростей полета.

Результаты расчетов приведены в табл. 1 для взлетного режима работы двигателя. График, построенный по результатам расчетов, приведен на рис. 1.

2 Расчет дистанции разгона

Расчет произведем для условий стандартной атмосферы. Для расчета на взлете принимаем: коэффициент лобового сопротивления $C_x = const$, m – масса БЛА, а тяга винта P определяется по формуле

Табл. 1

$N_{\text{взл}} = 1400 \text{ Вт}, d = 0,305 \text{ м}$											
V, м/с	–	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55
V, км/ч	–	36	54	72	90	108	126	144	162	180	198
P/N1, Н/Вт	0,052	0,043	0,039	0,035	0,032	0,029	0,026	0,024	0,022	0,020	0,018
Pp, Н	35	29	26	24	22	20	18	16	15	13	12
Np, Вт	–	288	393	476	541	590	625	649	663	670	669

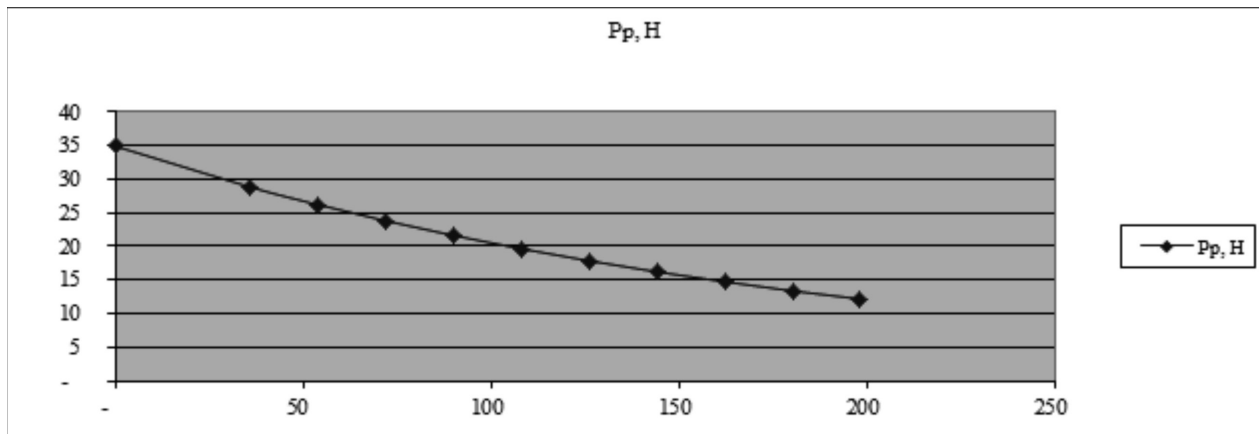


Рис. 1. График зависимости $P_p = f(V)$

$$P = i \cdot P_{0,7} \cdot \cos \alpha = 2 \cdot 28 \cdot \cos 10^\circ = 55 \text{ Н}, \quad (2)$$

где $P_{0,7}$ — тяга одного двигателя на $V = 0,7V_{\text{взл}}$, ($P_{0,7} = 28 \text{ Н}$);

i — число двигателей БЛА ($i = 2$);

α — наиболее выгодный угол атаки при взлете ($\alpha = 10^\circ$).

Длину дистанции разгона БЛА $L_{\text{разг}}$ для взлета в штатных условиях можно определить по приближенной формуле

$$L_{\text{разг}} = \frac{V_{\text{взл}}^2}{2g \left(\frac{P_{\text{ср}}}{mg} - f - \frac{(C_x - fC_y)_{\text{см}}}{2C_{\text{yотп}}} \right)}. \quad (3)$$

Для БЛА при запуске с руки коэффициент индуктивного сопротивления $f = 0$. Тогда получаем

$$L_{\text{разг}} = \frac{V_{\text{взл}}^2}{2 \frac{P_{\text{ср}}}{m} - \frac{C_x \times g}{C_y}}, \quad (4)$$

где $V_{\text{взл}}$ — скорость взлета БЛА при запуске с руки.

При наличии ветра $V_{\text{взл}} = V \pm U$, где U — скорость ветра.

При наличии ветра будем иметь

$$L_{\text{разг}} = \frac{(V \pm U)^2}{\frac{2P_{\text{ср}}}{m} - \frac{C_x \times g}{C_y}}, \quad (5)$$

где $P_{\text{ср}}$ — тяга силовой установки (тяга двух двигателей $P_{\text{ср}} = 55 \text{ Н}$);

C_x, C_y — аэродинамические коэффициенты ($C_x = 0,0841, C_y = 0,84$ при принятом угле атаки при отрыве $\alpha = 10^\circ$).

Результаты расчетов дистанции разгона $L_{\text{разг}}$ по формуле (5) в зависимости от массы БЛА (m) и скорости (U) встречного ветра приведены в табл. 2, а графики этих зависимостей на рис. 2.

Проверка расчетов другим способом — с использованием баланса сил (согласно второму закону Ньютона $m \frac{dV}{dt} = P - \frac{1}{2} C_x S \rho V^2$) показала

хорошую сходимость результатов (относительные погрешности не превышают 10%), что свидетельствует о высокой достоверности результатов.

3 Обработка телеметрических данных безопасного взлета БЛА при запуске с руки

В табл. 3 приведены следующие данные телеметрических измерений пяти удачных запусков с руки БЛА массой 7,3 кг, где

Табл. 2

m , кг	6	6,5	7	7,5	8	8,5	9	9,5	10	
V , м/с	12,00	12,49	12,96	13,42	13,86	14,29	14,70	15,10	15,50	
$L_{разг}$, м	при $U = 0$ м/с	8,30	9,79	11,41	13,16	15,04	17,07	19,22	21,52	23,97
	при $U = 2$ м/с	5,77	6,91	8,16	9,53	11,02	12,62	14,35	16,20	18,18
	при $U = 4$ м/с	3,69	4,52	5,45	6,48	7,61	8,85	10,19	11,63	13,19
	при $U = 6$ м/с	2,08	2,64	3,29	4,02	4,84	5,74	6,73	7,82	9,00
	при $U = 8$ м/с	0,92	1,27	1,67	2,15	2,69	3,30	3,99	4,76	5,61
	при $U = 10$ м/с	0,23	0,39	0,60	0,85	1,17	1,54	1,97	2,46	3,01

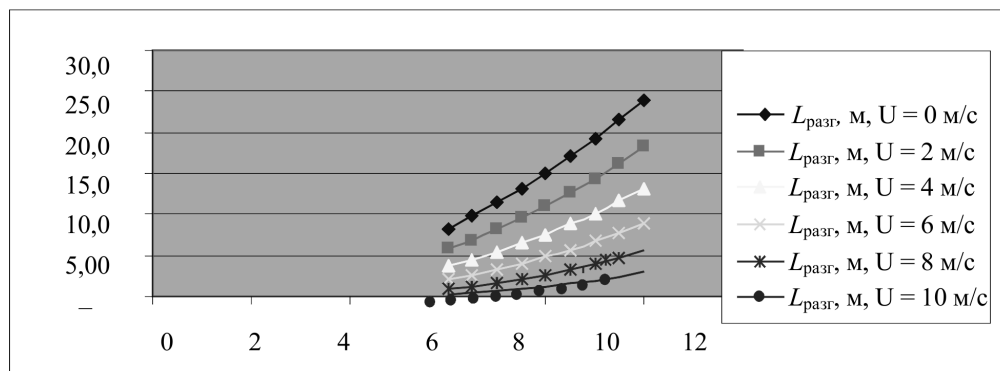


Рис. 2. $L_{разг} = f(m, U)$

Табл. 3

n_j	U , м/с	$V_t = 0$, м/с	$W_t = 0$, м/с	$V_t = 0,5c$, м/с	$W_t = 0,5c$, м/с	$V_t = 1c$, м/с	$W_t = 1c$, м/с	$V_t = 1,5c$, м/с	$W_t = 1,5c$, м/с	$V_t = 2c$, м/с	$W_t = 2c$, м/с	$L_{разг}$, м
1	3	3	0	9	6	13,5	10,5	14,5	11,5	-	-	5,4
2	2	2	0	6	4	9,5	7,5	13	11	-	-	7,3
3,8	3	3	0	7	4	11	8	13	10	-	-	7,2
1,8	2	2	0	7	5	9	7	11	9	12	10	10,7
2,1	3,5	3,5	0	7	3,5	9	5,5	11	7,5	12,5	9	9,3

n_j — перегрузка;

U , м/с — скорость встречного ветра;

V_p , м/с — воздушная скорость;

W_p , м/с — путевая скорость.

По этим данным вычислены путевые скорости во времени разгона и дистанции разгона для приведенных случаев.

В результате статистической обработки результатов наблюдения дистанций разгона (табл. 3) получаем:

– оценка математического ожидания дистанции разгона $\tilde{L}_{разг} = 7,98$ м;

– среднее квадратическое отклонение $\sigma = 2,05$ м.

За безопасную дистанцию разгона принимаем сумму

$$L_{безоп.} = 7,98 + 2,05 = 10,03 \approx 10 \text{ м.}$$

Данные телеметрии свидетельствуют, что импульс силы броска (n_j) не оказывает существенного влияния на дистанцию разгона, так как этот импульс весьма кратковременный и не всегда направлен по траектории взлета, в особенности, если взлетная масса БЛА $m > 5$ кг.

Из приведенных расчетов видно, что запуск БЛА с руки в штительных условиях при данной

располагаемой мощности двигателей может быть безопасным только при взлетной массе $m \leq 6,5$ кг. Для БЛА с большей массой необходимо увеличить мощность силовой установки.

4 Определение области безопасного взлета БЛА при запуске с руки в зависимости от массы БЛА и скорости ветра

Для практического использования приведенных расчетов по определению безопасного запуска БЛА с руки в зависимости от массы БЛА (m) и скорости ветра (U) приведем область разрешения взлета для БЛА с силовой установкой — два двигателя по $N = 1400$ Вт, используя для этого данные табл. 2. Расчеты произведем в следующей последовательности:

– по данным табл. 2 для каждой из скоростей ветра (0, 2, ..., 10 м/с) определяем взлетную ско-

рость при дистанции разгона $L_{\text{разг}} = 10$ м, которые заносим в табл. 4;

– подставляя в формулу (5) безопасную дистанцию разгона ($L_{\text{разг}} = 10$ м) и величину тяги используемых силовых установок, определяем допустимые массы БЛА для безопасного взлета, которые заносим в табл. 4;

– по данным табл. 4 в среде Mathcad определяем зависимость $m_{\text{доп}} = f(U)$ и строим область разрешения взлета в зависимости от соотношений массы и скорости ветра.

Область разрешения взлета и зависимость $m_{\text{доп}} = f(U)$ представлена на рис. 3.

В связи с тем, что масса БЛА является более стабильной величиной и может быть измерена в стационарных условиях при подготовке полета, а скорость ветра может изменяться во времени в больших пределах, целесообразно иметь обратную зависимость $U_{\text{доп}} = f(m)$, которая представлена на рис. 4.

Табл. 4.

Результаты определения взлетной скорости и допустимой массы БЛА с двумя силовыми установками по $N = 1400$ Вт

U , м/с	0	2	4	6	8	10
V , м/с	12,53	13,49	14,72	15,99	17,98	19,81
m , кг	6,594	7,750	8,826	10,0	10,04	10,0

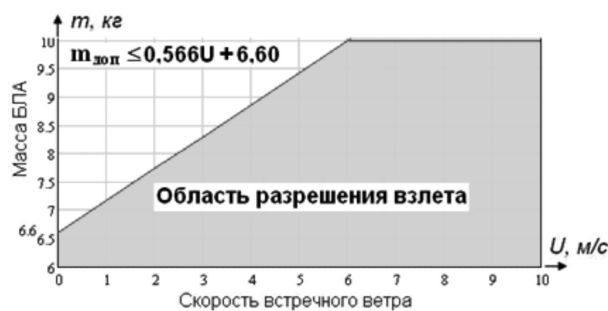


Рис. 3. Область разрешения безопасного взлета и определения допустимой массы БЛА в зависимости от скорости ветра

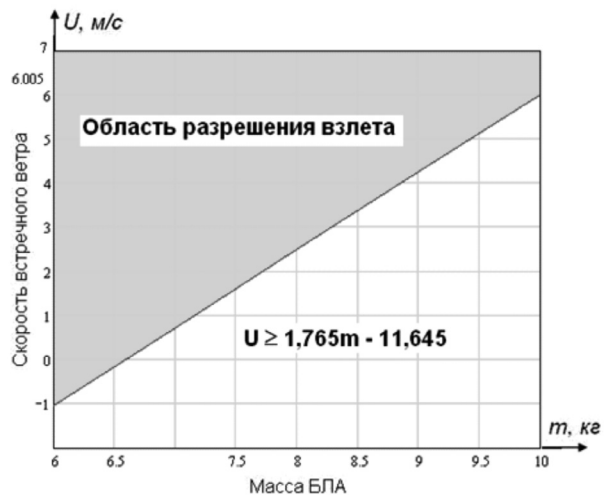


Рис. 4. Область разрешения безопасного взлета и определения достаточной скорости ветра в зависимости от массы БЛА

Литература

1. Бочкарев, А.Ф. Аэромеханика самолета / А.Ф. Бочкарев. — М.: Машиностроение, 1977.

УДК 629.735-519:629.7.058.47

РАЗРАБОТКА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРУЮЩЕГО СТЕНДА ДИНАМИКИ ПОЛЕТА МАЛОРАЗМЕРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

В.Н. Биш, А.И. Мельник, А.Н. Пальцев, В.Н. Рыльков

При разработке структуры программно-математического модуля (ПММ) пространственного движения БЛА применялся модульный принцип его построения, предусматривающий широкое использование стандартных программ математического обеспечения MATLAB, что существенно облегчает процесс отладки и испытания ПММ, а главное, придает математической модели универсальность. Структура и функциональные связи ПММ представлены на рис. 1.

В ПММ должны быть рассчитаны следующие «идеальные» значения параметров, которые являются входными сигналами программных имитаторов датчиков [1]:

- температура ПНК $t_{\text{ПНК}}^{\circ}$;
- линейные ускорения $\dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z$ в связанной системе координат (СК);
- угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ в связанной СК;
- текущее местоположение БЛА: широта φ , долгота λ , высота h ;
- путевая скорость V_n ;
- воздушная скорость $V_{\text{свс}}$;
- магнитный курс ψ_m ;
- температура за бортом $t_{\text{атм}}^{\circ}$ и атмосферное давление $p_{\text{атм}}$.

Названные параметры, за исключением температуры ПНК, широты, долготы и магнитного курса традиционно рассчитываются в классических

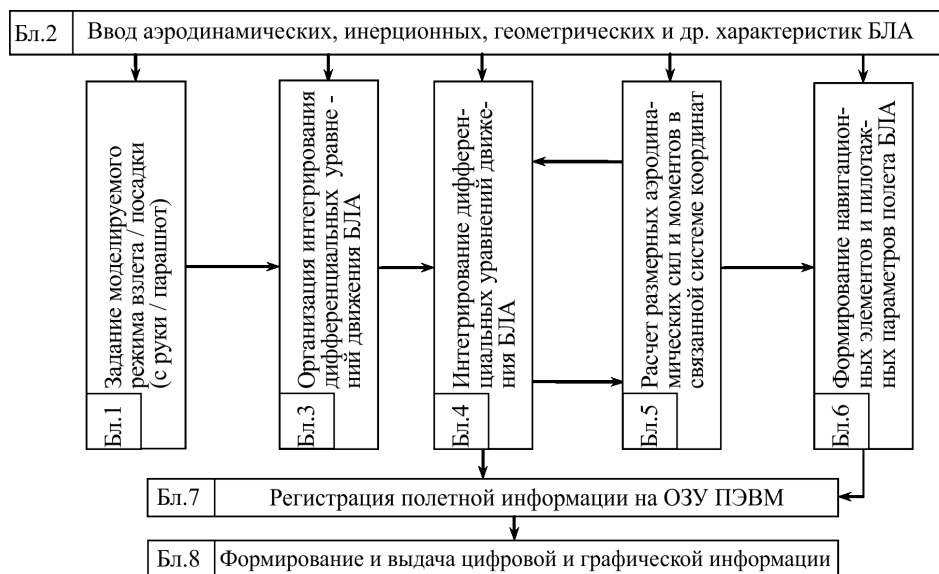


Рис. 1. Структура и функциональные связи ПММ

программно реализованных математических моделях пространственного движения ЛА [2, 3].

Широта и долгота могут быть вычислены в ПММ путем интегрирования выражений (1) и (2) в [1], а значения $t^{\circ}_{\text{ПНК}}$ могут быть получены в результате моделирования с использованием телеметрии реальных полетов в различных метеословиях.

Определение магнитного курса ψ_m потребует создания математической модели магнитометра, позволяющей определить магнитный курс (МК) на основе известных значений магнитного склонения Δ_m , которое определяет взаимное положение истинного (C_n) и магнитного (C_m) меридианов. Значения магнитного склонения Δ_m снимаются с аэронавигационных карт или рассчитываются [4].

При решении задач навигации с использованием GPS-приемников может возникнуть необходимость пересчета геоцентрических координат в прямоугольные координаты $OXYZ$ (рис. 2 в [1]) посредством формул [5]:

$$\begin{aligned} x &= a\rho \cos j \cos \lambda; \\ y &= a\rho \cos j \sin \lambda; \\ z &= a\rho \sin j, \end{aligned}$$

где a — экваториальный радиус, ρ — геоцентрический радиус в единицах экваториального радиуса (геоцентрический радиус — линия, соединяющая центр масс Земли с данной точкой).

Поскольку моделируемый БЛА относится к ограниченно маневренным аппаратам, а основным способом его применения является горизонтальный установившийся полет (реже — виражи и развороты с ограниченными углами крена), примем следующие допущения:

- конструкция БЛА считается жесткой;
- масса самолета в процессе моделирования постоянна и отсутствует жидкое наполнение;
- главные оси инерции ЛА совпадают с осями связанной СК, центробежные моменты инерции равны нулю;

$$\left. \begin{aligned} M_x &= \left[m_x^\beta(\alpha)\beta + \frac{l}{2V}(m_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha)\omega_x + m_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha)\omega_y) + m_x^{\delta_3}(\alpha)\delta_3 + m_x^{\delta_H}(\alpha)\delta_H \right] qSl; \\ M_y &= \left[m_y^\beta(\alpha)\beta + \frac{l}{2V}(m_y^{\bar{\omega}_x}(\alpha)\omega_x + m_y^{\bar{\omega}_y}(\alpha)\omega_y) + m_y^{\delta_3}(\alpha)\delta_3 + m_y^{\delta_H}(\alpha)\delta_H \right] qSl; \\ M_z &= \left[m_z(\alpha) + \frac{b_a}{V}(m_z^{\bar{\omega}_z}(\alpha)\omega_z + m_z^{\bar{\alpha}}(\alpha)\dot{\alpha}) + m_z^{\delta_B}(\alpha)\delta_B \right] qSb_a. \end{aligned} \right\} (2)$$

– вектор силы тяги силовой установки лежит в плоскости симметрии ЛА, проходит через центр масс ЛА и составляет с осью OX угол $\varphi_{c.y.}$;

– внешние условия движения ЛА соответствуют термодинамическим параметрам стандартной атмосферы, флуктуации плотности и давления отсутствуют;

– турбулентная неоднородность атмосферы учитывается в виде ветровых порывов, а ввиду малости размеров БЛА по сравнению с масштабом турбулентности принимается, что все части БЛА одновременно входят в порыв ветра;

– изменением ускорения свободного падения g с высотой пренебрегается ввиду ограниченности высот применения БЛА;

– пренебрегается несимметрией БЛА, вносимой отклонением рулевых поверхностей;

– не учитывается влияние струи воздушного винта на эффективность органов управления и демпферные характеристики БЛА;

– нормальная земная СК $O_o X_g Y_g Z_g$ считается инерциальной, а учет скорости вращения Земли осуществляется при расчете текущих географических координат интегрированием уравнений (1) и (2) в [1].

При расчете аэродинамических сил и моментов в качестве обобщенных органов управления приняты элероны, руль направления и руль высоты. В дальнейшем все обозначения, специально не оговоренные в тексте, являются общепринятыми и соответствуют [6].

Расчет аэродинамических сил и моментов осуществляется в связанной СК с использованием выражений

$$\left. \begin{aligned} X &= C_x qS, C_x = C_x(\alpha) + C_x^{\delta B}(\alpha)\delta_B; \\ Y &= C_y qS, C_y = C_y(\alpha) + C_y^{\delta B}(\alpha)\delta_B; \\ Z &= C_z qS, C_z = C_z^\beta(\alpha)\beta + C_z^{\delta H}(\alpha)\delta_H; \end{aligned} \right\} (1)$$

Определение углового положения самолета осуществляется с использованием кинематических уравнений в направляющих косинусах

(уравнений Пуассона), которые получены дифференцированием в связанной СК единичных векторов нормальной СК.

Матричная запись уравнений Пуассона имеет вид [2]

$$\dot{D}_{CB}^H = [\Omega] D_{CB}^H, \quad D_{CB}^H(0) = D_{CB}^C, \quad (3)$$

где D_{CB}^H — матрица перехода от нормальной к связанной СК в соответствии с (7) в [1]; Ω — квадратная кососимметричная матрица, сформированная из компонент угловой скорости

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

В начальный момент времени исследования движения ($t_{\text{нпт}} = 0$) принимается, что ось Ox_a скоростной СК совпадает по направлению с осью $O_o X_g$ нормальной земной, а сама скоростная система повернута относительно последней на скоростной угол крена

$$\gamma_a = \arcsin \left(\sin \gamma_0 \frac{\cos \vartheta}{\cos \beta_0} \right), \quad (5)$$

где

$$\begin{aligned} \cos \vartheta &= \frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \vartheta}}; \quad \operatorname{tg} \vartheta = \\ &= \frac{\sin \alpha_0 \cos \beta_0 \cos \gamma_0 + \sin \beta_0 \sin \gamma_0}{\cos \alpha_0 \cos \beta_0}, \end{aligned}$$

$\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ — начальные углы атаки, скольжения и крена.

Первоначальная ориентация связанной СК относительно нормальной земной (нормальной) СК осуществляется с использованием матрицы перехода D_{CB}^C в соответствии с (9) в [1].

При эволюциях самолета в процессе движения ($t_{\text{нпт}} > 0$) вычисленные значения направляющих косинусов матрицы D_{CB}^C используются в качестве начальных условий для интегрирования уравнений (3), т.е. $D_{CB}^H(0) = D_{CB}^C$.

Углы атаки α и скольжения β выражаются через проекции скорости самолета на оси связанной СК в соответствии с (8) в [1]. Скорость самолета в связанной СК определяется выражением

$$\vec{V} = D_{CB}^H (\vec{V}_k + \vec{W}), \quad (6)$$

где $\vec{V} = [V_x \ V_y \ V_z]^T$ — вектор проекций скорости самолета;

$\vec{V}_k = [V_{kxg} \ V_{kyg} \ V_{kzg}]^T$ — вектор проекций земной скорости;

$\vec{W}_k = [W_{xg} \ W_{yg} \ W_{zg}]^T$ — вектор проекций скорости ветра.

Значения углов Эйлера $\varphi, \vartheta, \gamma$ вычисляются с использованием элементов матрицы вращения D_H^{CB} . Учитывая, что между направляющими косинусами и углами Эйлера существует однозначная связь (табл. 1 в [1]), выражения для определения углов тангажа, рыскания и крена имеют вид [7]

$$\left. \begin{aligned} \sin \vartheta &= \varepsilon_{yx}; \quad \cos \vartheta = \sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}; \\ \sin \psi &= -\frac{\varepsilon_{zx}}{\sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}}; \quad \cos \psi = \frac{\varepsilon_{xx}}{\sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}}; \\ \sin \gamma &= -\frac{\varepsilon_{yz}}{\sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}}; \quad \cos \gamma = \frac{\varepsilon_{yy}}{\sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}}, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

а углы пути Ψ и наклона траектории θ вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} \Psi &= \operatorname{arctg} \frac{V_{kzg}}{\sqrt{V_{kxg}^2 + V_{kyg}^2}}; \\ \theta &= \operatorname{arctg} \frac{V_{kyg}}{\sqrt{V_{kxg}^2 + V_{kzg}^2}}. \end{aligned} \quad (8)$$

Траекторные углы и углы Эйлера вычисляются в блоке обработки результатов интегрирования и выводятся на печать.

Уравнения динамики ЛА, как твердого тела постоянной массы, в произвольной СК, вращающейся с абсолютной угловой скоростью Ω , записываются в виде

$$m \dot{\vec{V}}_k + m \vec{\Omega} \times \vec{V}_k = \vec{F}, \quad \dot{\vec{L}} + \vec{\Omega} \times \vec{L} = \vec{M}, \quad (9)$$

где первое уравнение соответствует поступательному движению, а второе — вращательному движению вокруг центра масс. Здесь: m — масса ЛА; \vec{V}_k — вектор земной скорости центра масс; \vec{F} — равнодействующий или главный вектор всех внешних сил, действующих на ЛА; \vec{L} — вектор момента количества движения ЛА; \vec{M} — главный вектор моментов, действующих на ЛА; точкой обозначена операция дифференцирования по времени в выбранной СК; знаком \times обозначена операция векторного умножения.

При описании поступательного движения ЛА используется нормальная земная СК, а движение самолета относительно центра масс рассматривается в проекциях на оси связанной СК. Данные системы координат описаны в [1] и представлены на соответствующих рисунках.

В соответствии с первым уравнением в (9) кинематические уравнения движения центра масс

самолета в нормальной земной СК имеют вид [7]

$$m\ddot{\vec{V}}_k = D_H^{CB} \vec{R} + g\vec{m}, \quad (10)$$

где D_H^{CB} — матрица вращения, вычисляемая в соответствии с (6) в [1];

$$g\vec{m} = [0 \quad -gm \quad 0]';$$

$$\vec{R} = [R_x \quad R_y \quad R_z]';$$

$$R_x = X + P_x, \quad R_y = Y + P_y, \quad R_z = Z.$$

Аэродинамическая продольная X , нормальная Y и поперечная Z силы определяются из выражения (1), тяга силовой установки P соответствует взлетному режиму, а отклонения рулей в начальный момент исследования движения ($t_{\text{ннт}} = 0$) соответствуют балансировочным.

Перемещение центра масс относительно нормальной земной СК определяется уравнением

$$\dot{\vec{r}} = \vec{V}_k, \quad (11)$$

где $\vec{r} = [r_{xg} \quad r_{yg} \quad r_{zg}]'$ — вектор положения центра масс ЛА.

Уравнения (10) и (11) решаются с начальными условиями:

$$V_{kxg}(0) = V(h_{\text{зад}}, M_{\text{зад}}); \quad V_{kyg}(0) = 0; \quad V_{kzg}(0) = 0;$$

$$r_{xg}(0) = 0; \quad r_{yg}(0) = h_{\text{зад}}; \quad r_{zg}(0) = 0,$$

где $h_{\text{зад}}$ — заданная высота точки старта; $M_{\text{зад}} = V_{\text{зад}}/a$ — заданное число M в момент начала исследования движения ЛА.

Изменение высоты учитывается уравнением

$$\dot{h} = V_{kyg}, \quad h(0) = h_{\text{зад}}, \quad (12)$$

а изменение плотности воздуха для высот полета $h \leq 7000$ м описывается выражением

$$\rho_h = 1,225 \left(1 - \frac{0,0065h}{288} \right)^{4,255}. \quad (13)$$

В соответствии со вторым уравнением в (9) уравнения движения самолета относительно центра масс в проекциях на оси связанной СК [7]

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = I_0^{-1} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y + M_y \\ M_z + M_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_y - I_z)\omega_y\omega_z \\ (I_z - I_x)\omega_x\omega_z \\ (I_x - I_y)\omega_x\omega_y \end{bmatrix}, \quad (14)$$

где $I_0 = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ — матрица главных моментов инерции;

$M_y^{\text{гир}}, M_z^{\text{гир}} = 0$ — гироскопические моменты рыскания и тангажа.

Уравнения (14) решаются с начальными условиями, соответствующими нулевым значениям угловых скоростей

$$(\omega)_{x,y,z}(0) = 0.$$

Как уже отмечалось, интегрирование уравнений движения центра масс ЛА осуществляется в

нормальной земной СК, а уравнений движения относительно центра масс — в связанной СК в предположении, что оси нормальной и нормальной земной СК параллельны. Переходы от одной системы координат к другой выполняются с использованием матриц D_H^H, D_H^{CB} .

Кроме рассмотренных параметров пространственного движения самолета, ПММ позволяет вычислить перегрузки как в связанной, так и в скоростной СК, а также другие параметры движения, необходимые при решении задач моделирования.

Для задания моделируемого режима взлета и посадки необходимы следующие исходные данные:

а) константы, переменные и характеристики аэродромов (площадок) взлета/посадки:

$\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$ — плотность воздуха на среднем уровне моря;

$g = 9,8 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения;

$Gr = 57,3$ — коэффициент пересчета «радиан-град.»;

h_a , м — абсолютная высота аэродрома взлета/посадки (относительно среднего уровня моря): 155 м для аэродромов «Береза», «Доманово»;

ρ_{h_a} , кг/м^3 — плотность воздуха на аэродроме взлета/посадки в стандартных атмосферных условиях, определяемая в соответствии с (13): $1,20687 \text{ кг/м}^3$ для аэродромов «Береза», «Доманово»;

$h_{\text{БЕЗ}} = 60$ м — минимально допустимая безопасная высота при выпуске парашюта;

$W = 0 \dots 10$ м/с — встречная составляющая скорости ветра.

б) взлетно-посадочные данные и характеристики электродвигателя:

$\alpha_{\text{взл}} = 8^\circ \dots 12^\circ$ — угол атаки на взлете;

$C_{x \text{ взл}}(\alpha_{\text{взл}})$ — интерполируемое значение коэффициента лобового сопротивления (см. ниже, таблица 1);

$C_{y \text{ взл}}(\alpha_{\text{взл}})$ — интерполируемое значение коэффициента подъемной силы (табл. 1);

S , м^2 — площадь крыла;

$m_0 = m_{\text{пос}}$, кг — взлетная (посадочная) масса БЛА;

$\alpha_{\text{пос}} \approx 10^\circ$ — угол атаки перед выпуском парашюта;

$\text{Pr}[\text{Par}] = 0$ — признак «парашют убран»;

$\text{Pr}[\text{InPar}] = 0$ — признак отсутствия инициализации посадочной последовательности выпуска парашюта;

P_1 , Н — стендовая тяга одного двигателя на высоте среднего уровня моря $h_0 = 0$;

N_{max} , Вт — максимальная мощность одного двигателя на h_0 ;

$N_1 = 0,9N_{\max}$, Вт — мощность одного двигателя при нулевой скорости с учетом установочных потерь;

$N_n = 0,7N_{\max}$, Вт — номинальная мощность одного двигателя на h_0 ;

n_{\max} , об/мин ($\omega_{\max} = \pi n_{\max} / 30$, 1/с) — максимальные обороты (частота вращения) двигателя;

n_n , об/мин (ω_n , 1/с) — номинальные обороты (частота вращения) двигателя;

$i = 2$ — число электродвигателей;

d , м — диаметр винта.

Задание режима взлета БЛА заключается в определении скорости отрыва (скорости, гарантирующей благополучный взлет с руки)

$$V_{\text{omp}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_{\text{omp}}} S \rho_{ha}}}, \text{ м/с}, \quad (15)$$

тяги (мощности) силовой установки и длины первоначального разгона [8]

$$L_{\text{раз}} = \frac{(V - W)^2}{\frac{2P_{p\text{cp}}}{m} - \frac{C_x}{C_y} g}, \text{ м}, \quad (16)$$

где $P_{p\text{cp}}$ — среднее значение располагаемой тяги силовой установки при разгоне на взлетном режиме.

Располагаемая тяга P_{ph} и мощность N_{ph} силовой установки на высоте точки старта определяется в системе СИ по методике расчета располагаемой тяги и мощности с использованием эмпирической формулы [9]

$$\frac{P_1}{N_1} = 1,242 \left(\frac{N_1}{d^2} \right)^{-0,333} \exp \left(-0,6076 \left(\frac{N_1}{d^2} \right)^{-0,3632} V \right) \quad (17)$$

где скорость V , вычисленная по формуле (15), задана в км/ч.

Расчет включает следующие этапы.

1. Вычисляется отношение N_1/d^2 .

2. По формуле (17) рассчитывается отношение P_1/N_1 при $V = 0$ на h_0 и определяется тяга одного двигателя

$$P_0 = 1,242 \left(\frac{N_1}{d^2} \right)^{-0,333} N_1. \quad (18)$$

3. Рассчитывается поправочный коэффициент

$$K_p = P_1/P_0. \quad (19)$$

4. По формуле (17) рассчитывается зависимость P_1/N_1 в функции скорости для одного двигателя с идеальным винтом на h_0 и определяется располагаемая тяга силовой установки с учетом поправочного коэффициента k_p и отличия реального винта от идеального

$$P_{p0} = k_p 0,8 i (P_1/N_1) N_1. \quad (20)$$

5. Вычисляется располагаемая мощность силовой установки в функции скорости на h_0

$$N_{p0} = P_{p0} V. \quad (21)$$

6. Рассчитывается коэффициент падения тяги (мощности) при подъеме на высоту

$$k_h = \left(1 - \frac{0,0065h}{288} \right)^{4,255}, \quad (22)$$

где $h = h_a$ — высота аэродрома взлета (точки старта).

7. Рассчитывается располагаемая тяга и мощность на h_a по формулам

$$P_{ph} = k_h P_{p0}; \quad (23)$$

$$N_{ph} = k_h N_{p0}. \quad (24)$$

Среднее значение располагаемой тяги силовой установки в (16) можно приближенно определить по формуле

$$P_{p\text{cp}} = (i k_h P_0 + P_{ph})/2. \quad (25)$$

Рассчитанные значения скорости в соответствии с (15) и длины первоначального разгона, вычисленные по формуле (16), являются начальными условиями при организации процедуры интегрирования уравнений пространственного движения БЛА.

Задание режима посадки БЛА заключается в снижении скорости и высоты полета БЛА до требуемых значений, обеспечивающих надежный выпуск парашюта и посадку БЛА в указанную точку с учетом направления и силы ветра. Заход на посадку реализуется с проходом над заданной точкой посадки против ветра (рис. 2).

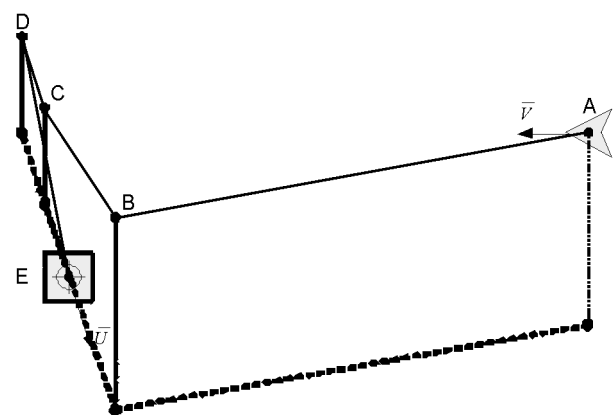


Рис. 2. Схема захода на посадку:

A — исходное положение БЛА; B — точка начала снижения высоты и скорости;

C — точка выключения двигателя;

D — точка выпуска парашюта; E — точка посадки; \vec{V} — вектор скорости БЛА;

\vec{W} — вектор скорости ветра

Для выполнения посадки используется последовательность команд:

– предварительная по признаку инициализации посадочной последовательности ($Pr[InPar] = 1$), приведенной на рис. 2;

– исполнительная по признаку выпуска парашюта ($Pr[Par] = 1$), которая выполняется оператором при достижении высоты не менее $h_{БЕЗ}$.

Аэродинамические коэффициенты и геометрические данные в (1) и (2) задаются таблично, при функционировании ПММ осуществляется их интерполяция.

В качестве примера в табл. 1 и 2 приведены аэродинамические, инерционные и геометрические характеристики гипотетического БЛА.

Организация процесса функционирования ПММ осуществлялась на основе многолетнего опыта исследования динамических свойств пилотируемых ЛА, накопленного в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского и нашедшего отражение в [10].

Макроблоксхема алгоритма функционирования ПММ представлена на рисунке 3. Процесс интегрирования дифференциальных уравнений движения БЛА прекращается при достижении времени интегрирования заданной длины реализации моделируемого полета.

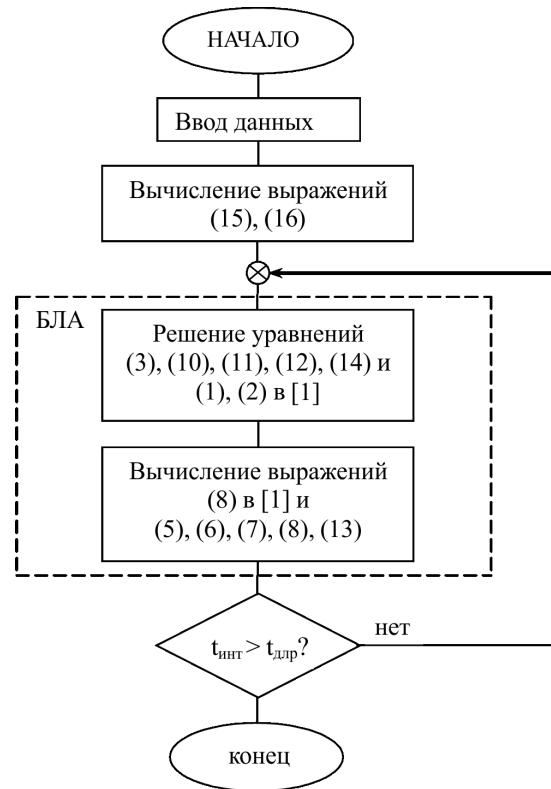


Рис. 3. Макроблоксхема алгоритма функционирования ПММ

Табл. 1

Аэродинамические коэффициенты и главные моменты инерции БЛА в связанной системе координат

α , град	C_y	$C_y^{\delta v}$, град ⁻¹	C_x	$C_x^{\delta v}$, град ⁻¹	$m_z^{\delta v}$ ($\delta v=0$)	$m_z^{\bar{\omega}_z}$	$m_z^{\bar{\alpha}}$	$m_z^{\delta v}$, град ⁻¹	C_z^{β} , град ⁻¹	$C_z^{\delta n}$, град ⁻¹	m_x^{β} , град ⁻¹	$m_x^{\beta^2}$, град ⁻¹
-1	0,06	0,016	0,027	-0,008	-0,015	-2,0	0,0	-0,009	-0,013	-0,002	-0,0005	-0,0025
0	0,13	0,015	0,028	-0,007	-0,065	-2,0	0,0	-0,009	-0,013	-0,002	-0,0018	-0,0024
4	0,38	0,016	0,037	-0,006	-0,11	-2,0	0,0	-0,009	-0,013	-0,002	-0,0025	-0,0021
8	0,63	0,015	0,052	-0,006	-0,16	-2,0	0,0	-0,009	-0,013	-0,002	-0,0019	-0,0012
10	0,76	0,014	0,062	-0,005	-0,17	-2,0	0,0	-0,009	-0,012	-0,002	-0,0011	-0,0004
12	0,88	0,013	0,073	-0,0045	-0,18	-2,0	0,0	-0,009	-0,009	-0,002	-0,0005	-0,00017
16	1,14	0,011	0,102	-0,004	-0,20	-2,0	0,0	-0,008	-0,004	-0,0019	0,0004	-0,00016
18	1,25	0,011	0,119	-0,004	-0,23	2,0	0,0	-0,007	-0,006	-0,0017	0,0009	-0,00015
20	1,20	0,010	0,137	-0,004	-0,26	-2,0	0,0	-0,005	-0,014	-0,0015	0,0006	-0,00014

α , град	$m_x^{\delta_n}$, град ⁻¹	$m_x^{\bar{\omega}_x}$	$m_x^{\bar{\omega}_y}$	m_y^{β} , град ⁻¹	$m_y^{\delta_y}$, град ⁻¹	$m_y^{\delta_n}$, град ⁻¹	$m_y^{\bar{\omega}_y}$	$m_y^{\bar{\omega}_z}$	Матрица моментов инерции			
									I_x	I_y	I_z	
-1	-0,00024	-0,72	-0,75	-0,0031	0,001	-0,00146	-0,9	0	I_0 , кг/м ²	$I_x = 0,035$	0	0
0	-0,00025	-0,55	-0,15	-0,0031	0,00085	-0,00143	-0,92	0,02				
4	-0,00026	-0,26	-0,20	-0,0029	0,00045	-0,0014	-0,94	0,05				
8	-0,00026	-0,10	-0,30	-0,0022	0,0001	-0,0014	-0,98	0,09		$I_y = 0,206$	0	0
10	-0,00025	-0,11	-0,37	0,0026	-0,0008	-0,0013	-1,00	0,10				
12	-0,00019	-0,09	-0,45	0,0045	-0,002	-0,0012	-1,1	0,07				
16	-0,00007	-0,10	-0,5	0,005	-0,0025	-0,001	-0,95	0,02		$I_z = 0,175$	0	0
18	-0,00004	-0,30	-0,6	0,0035	-0,003	-0,0004	-0,75	-0,06				
20	-0,00006	-0,50	-0,7	0,0025	-0,0035	-0,0003	-0,5	-0,09				

Табл. 2

№ п.п	Геометрические характеристики БЛА			
	наименование	обозначение	размерность	значение
1	Размах крыла	l	м	2,55
2	Площадь крыла	S	м ²	0,89
3	Средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла	b_a	м	0,37
4	Длина фюзеляжа	l_{ϕ}	м	1,5
5	Плечо горизонтального оперения	$l_{го}$	м	0,9
6	Плечо вертикального оперения	$l_{во}$	м	0,9

Литература

1. Разработка полунатурного моделирующего стенда динамики полета малоразмерного беспилотного летательного аппарата. Структура стенда и описание используемых систем координат / В.Н. Биш [и др.] // Инженер-механик: республиканский межотраслевой производственно-практический журнал. 2012. — № (3). — С. 37–42.
2. Буков, В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом / В.Н. Буков. — М.: Наука, 1987. — 232 с.
3. Красовский, А.А. Основы теории авиационных тренажеров / А.А. Красовский. — М.: Машиностроение, 1995. — 304 с.
4. Черный, М. А. Самолетовождение / М. А. Черный, В. И. Кораблин. — М.: Транспорт, 1977. — 350 с.
5. Жаров, В.Е. Сферическая астрономия [электронный ресурс] / В.Е. Жаров // Москва, 2002. — Режим доступа: <http://www.astronet.ru/db/msg/1190817>. — Дата доступа: 04.05.2012.
6. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения: ГОСТ 20058-80. — Москва, 1981.
7. Бюшгенс, Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Г.С. Бюшгенс; под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Наука, Физматлит, 1998. — 816 с.
8. Аэромеханика самолета / под ред. А.Ф. Бочкарева. — М.: Машиностроение, — 1977, — 416 с.
9. Беспилотные летательные аппараты. Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / под общ. ред. В.И. Силкова. — Киев, 2009. — 302 с.
10. К вопросу построения программно-математического модуля пространственного движения летательного аппарата / А.Н. Акимов [и др.] // Научно-методические материалы по обеспечению безопасности полетов. — М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. — С. 34–41.

УДК 629.735-519

МЕТОДИКА ПРИБЛИЖЕННОГО РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОРАЗМЕРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ, ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС, ФОКУСА И ОЦЕНКА ЗАПАСА ПРОДОЛЬНОЙ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

В.Н. Биш, Р.Я. Синдаров, В.И. Сяхович

Опыт разработки и создания малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) класса «mini», накопленный в ГНУ «Физико-технический институт НАН Беларуси», позволяет сделать некоторые выводы, касающиеся разработки методики приближенных расчетов основных характеристик БЛА в условиях дефицита времени, ограниченного финансирования разработок и отсутствия возможности получения аэродинамических характеристик путем продувки мастер-модели БЛА в аэродинамической трубе.

Во-первых, практика показывает, что оценка аэродинамических характеристик, полученная расчетным путем по точности (в пределах инженерной погрешности $\pm 10\%$) не уступает результатам, полученным с помощью бессеточных (панельных) методов продувок в виртуальной аэродинамической трубе (Digital Datcom, Missile Datcom, Wingbody и др.). Применение же более математически обоснованных и высокоточных сеточных методов требует больших вычислительных затрат, а также предполагает достаточно трудоемкую процедуру создания сетки по всей расчетной области и высокий профессиональный уровень разработчиков.

Во-вторых, хорошо зарекомендовавшие себя методики приближенных расчетов при разработке сверхлегких пилотируемых [1] и беспилотных [2] летательных аппаратов до сих пор находят

широкое применение при создании пилотируемых самолетов авиации общего назначения и в авиамоделизме. Данные методики могут успешно использоваться при разработке и создании БЛА среднего класса, с дальностью применения до 300 км. Кроме того, при проектировании БЛА необходимо руководствоваться нормативными требованиями, изложенными в [3], что позволит успешно пройти процедуру последующей сертификации беспилотного авиационного комплекса (БАК), в состав которого входит БЛА.

В-третьих, процедура расчета аэродинамических, летно-технических характеристик и характеристик устойчивости и управляемости БЛА в общей сложности составляет не более двух месяцев при использовании компьютерной программы Excel или MathCAD.

Данные выводы ни в коем случае не исключают возможность использования панельных и сеточных методов расчета аэродинамических характеристик БЛА, а скорее наоборот, предполагают их применение с целью разработки математической модели БЛА, рассматриваемого как объект управления.

Настоящая статья открывает серию публикаций, посвященных разработке методики оценки основных аэродинамических, летно-технических характеристик, а также характеристик устойчивости и управляемости БЛА.

Рассмотрим гипотетический БЛА класса «mini» нормальной аэродинамической схемы, с крылом сложной формы в плане и наиболее часто применяемым V-образным хвостовым оперением (рис. 1). БЛА оснащен двухдвигательной электрической силовой установкой и целевой нагрузкой (оптико-электронной системой).

Эффективность применения БЛА в значительной степени определяется его летно-техническими характеристиками (ЛТХ). В связи с этим общая оценка БЛА начинается с расчета его аэродинамических характеристик — коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе, коэффициента подъемной силы, коэффициента индуктивного сопротивления и построения графиков поляры и аэродинамического качества БЛА.

Исходными данными для расчета аэродинамических характеристик и последующего расчета ЛТХ являются первичные, геометрические, массовые и центровочные данные БЛА, представленные в табл. 1.

Расчет взлетной массы БЛА в первом приближении осуществляется на основании решения уравнения существования (баланса масс) самолета в относительных величинах [1]:

$$1 = \bar{m}_\phi + \bar{m}_{цн} + \bar{m}_{очк} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{пс} + \bar{m}_{ап} + \bar{m}_{пнк} + \bar{m}_{смэ} + \bar{m}_{смр} + \bar{m}_{цн} + \bar{m}_{рм} + \bar{m}_{сэп},$$

где \bar{m}_i — относительные массы фюзеляжа, центроплана с силовой трубой, отъемных частей крыла, силовой установки, парашютной системы, аппаратуры приема-передачи данных, пило-

тажно-навигационного комплекса с антенной СРНС, сервомашинки элеронов и рулей оперения, целевой нагрузки, радиомаяка и системы электропитания соответственно.

Исходя из накопленного опыта и статистических данных для БЛА класса «mini», а также исходя из требований к БЛА по мониторингу местности, обеспечения заданного радиуса действия и продолжительности полета, принимаем следующие значения относительных масс частей БЛА:

$$\begin{aligned} \bar{m}_\phi &= 0,085; \bar{m}_{цн} = 0,141; \bar{m}_{очк} = 0,074; \\ \bar{m}_{cy} &= 0,085; \bar{m}_{пс} = 0,022; \bar{m}_{ап} = 0,038; \\ \bar{m}_{пнк} &= 0,032; \bar{m}_{смэ} = 0,01; \bar{m}_{смр} = 0,01; \\ \bar{m}_{цн} &= 0,160; \bar{m}_{рм} = 0,008; \bar{m}_{сэп} = 0,335, \end{aligned}$$

сумма которых равна единице. Следовательно, БЛА существует.

По предварительной оценке масса целевой нагрузки $m_{цн}$ составит не более 1,5 кг.

При известном значении массы целевой нагрузки можно в первом приближении определить взлетную массу БЛА по формуле

$$m_0 = m_{цн} / \bar{m}_{цн} = 1,5 / 0,16 \approx 9,4 \text{ кг.}$$

Абсолютные значения масс составных частей БЛА вычисляются путем умножения их относительных масс на взлетную массу $m_i = \bar{m}_i \times m_0$, которые будут использованы при расчете положения центра масс БЛА.

Объемно-массовые характеристики планера, силовой установки и оборудования БЛА представлены в табл. 2.

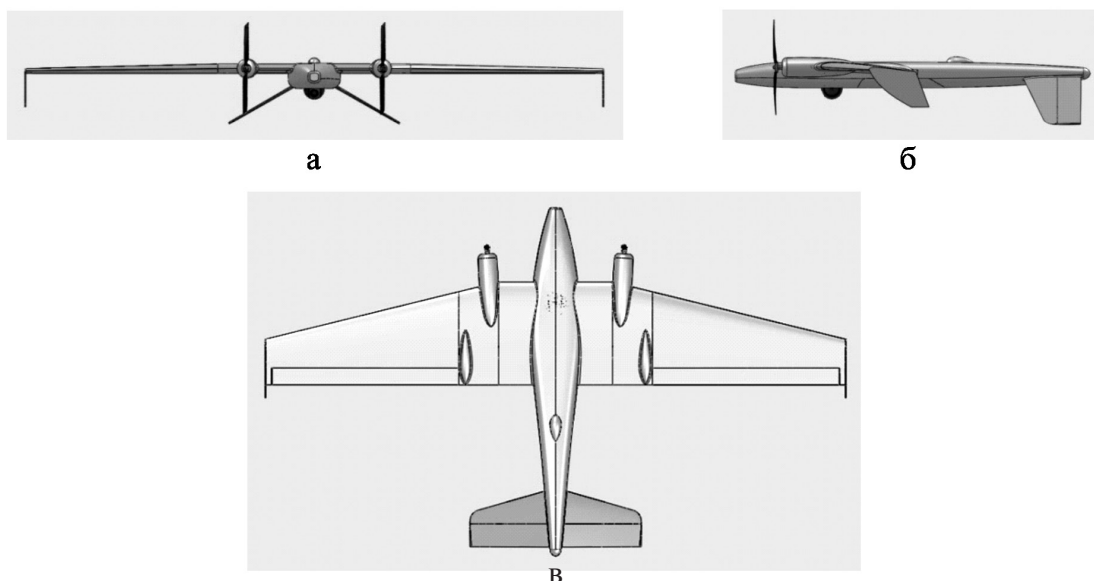


Рисунок 1 - Беспилотный летательный аппарат:
а - вид спереди; б - вид сбоку; в - вид в плане

Табл. 1

Первичные данные	Обозначение	Значение
1. Дальность применения БЛА, км	$R_{\text{БЛА}}$	50
2. Практический потолок, м	$H_{\text{пр}}$	3000
3. Максимальная скорость горизонтального полета, км/ч	V_{max}	150
4. Крейсерская скорость горизонтального полета, км/ч	$V_{\text{кр}}$	50...70
5. Продолжительность полета, мин	t	75
6. Способ взлета	—	катапульта
7. Способ посадки	—	парашют
Геометрические данные		
1. Размах крыла, м	l	2,55
2. Площадь крыла, м ²	S	0,89
3. Средняя аэродинамическая хорда, м	b_a	0,37
4. Удлинение крыла	λ	7,3
5. Осевая хорда, м	b_0	0,45
6. Корневая хорда, м	b_l	0,405
7. Концевая хорда, м	b_k	0,2
8. Сужение крыла	η	2,25
9. Угол установки крыла, град	φ	+3
10. Угол поперечного V крыла, град.	ψ	0
11. Тип профиля крыла		RG-15
12. Относительная толщина профиля крыла, %	\bar{c}	9,5
13. Угол стреловидности крыла по j длины хорд, град	$\chi_{1/4}$	10
14. Площадь элеронов, м ²	$S_{\text{эл}}$	0,124
15. Размах элеронов, м	$l_{\text{эл}}$	1,65
16. Плечо элеронов, м	$L_{\text{эл}}$	0,84
17. Угол отклонения элеронов вверх/вниз, град	$d_{\text{э}}$	25/20
18. Размах V-образного оперения, м	$l_{\text{оп}}$	0,867
19. Общая площадь V-образного оперения, м ²	$S_{\text{общ. оп}}$	0,17
20. Средняя аэродинамическая хорда V-образного оперения, м	$b_{\text{оп}}$	0,2
21. Удлинение V-образного оперения, м	$l_{\text{оп}}$	4,4
22. Угол установки V-образного оперения, град.	$j_{\text{оп}}$	0
23. Развал V-образного оперения, град.	$f_{\text{оп}}$	120
24. Относительная толщина симметричного профиля оперения, %	$\bar{c}_{\text{оп}}$	8
25. Размах оперения (проекция на горизонтальную плоскость), м	$l_{\text{го}}$	0,75
26. Площадь горизонтального оперения (проекция $S_{\text{общ. оп}}$), м ²	$S_{\text{го}}$	0,15
27. Площадь вертикального оперения (проекция $S_{\text{общ. оп}}$), м ²	$S_{\text{во}}$	0,085
28. Плечо V-образного оперения (гориз., вертикального), м	$L_{\text{го}}, L_{\text{во}}$	0,9
29. Общая площадь рулей V-образного оперения ($0,5S_{\text{общ. оп}}$), м ²	$S_{\text{общ. р}}$	0,085
30. Проекции площади рулей V-образного оперения: площадь руля высоты, м ²	$S_{\text{рв}}$	0,074
площадь руля направления, м ²	$S_{\text{рн}}$	0,043
31. Угол отклонения руля высоты вверх/вниз, град.	$d_{\text{рв}}$	25/20
32. Угол отклонения руля направления влево/вправо, град.	$d_{\text{рн}}$	25/25
33. Площадь вертикальных законцовок крыла (винглет), м ²	$S_{\text{вз}}$	0,045
34. Плечо вертикальных законцовок крыла, м	$L_{\text{вз}}$	0,225
35. Длина фюзеляжа, м	$l_{\text{ф}}$	1,5
Массовые и центровочные данные		
1. Максимальная взлетная масса, кг	m_0	9,4
2. Масса целевой нагрузки, кг	$m_{\text{цн}}$	1,5
3. Диапазон полетных центровок, % САХ	—	23...26

Табл. 2

Наименование	Габариты, $L \times S \times h$, мм	Масса одной ед., г	Кол-во	Масса комплекта, г
1. Фюзеляж	1525×230×110	800	1	800
2. Центроплан с силовой трубой	450×850×47	1330	1	1330
3. Отъемные части крыла	850×390×47	350	2	700
4. Силовая установка:				800
– электродвигатель ЕМАХ GT4020/07	50×53	280	2	560
– воздушный винт + планшайба	406×20×8	42	2	84
– регулятор оборотов	70×26×14	78	2	156
5. Парашютная система:				208
– парашют	330×160×50	200	1	200
– сервомашинка упр. парашютом	26×16×12	8	1	8
6. Аппаратура приема-передачи данных:				355
– радиомодем+БУР	140×70×15	300	1	300
– антенна радиоканала	80×24×3	55	1	55
7. Пилотажно-навигационный комплекс:				304
– ПНК + эл/провода	84×40×16	78+200	1	278
– антенна СРНС	35×29×10	26	1	26
8. Сервомашинки элеронов	55×20×17	45	2	...90
9. Сервомашинки рулей оперения	55×20×17	45	2	...90
10. Целевая нагрузка: ТВ, ИК, фотокамера	160×146×112	1500	1	1500
11. Радиомаяк с антенной	80×24×3	75	1	...75
12. Неучтенные массы	–	–	–	–
13. Система электропитания:				3148
– аккумулятор Li-Po 5S 10,0 Ah 30C	59×158×52	1020	3	3060
– электропровода	–	88	–	...88
Всего:				9400

Положение центра масс БЛА x_m обычно определяется относительно носка средней аэродинамической хорды b_a (далее — САХ), смещенной параллельным переносом на продольную ось планера (рис. 2).

Положение САХ на крыле $x_a = 0,08$ м, $z_a = 0,366$ м и ее значение $b_a = 0,37$ м получено общеизвестным расчетным методом определения САХ крыла переменной стреловидности [4].

Положение центра масс БЛА $x_m = \bar{x}_m b_a$ должно обеспечивать необходимую устойчивость и управляемость на всех режимах полета, относительное значение которого обычно находится в пределах [5]

$$\bar{x}_m = \frac{(0,23 \dots 0,26)}{\sqrt{\cos \chi_{1/4}}}$$

где $\chi_{1/4} = 10^\circ$ — угол стреловидности крыла по $1/4$ хорд.

С учетом аэродинамических и геометрических особенностей БЛА выбрана передняя центровка $\bar{x}_m = 0,23$, т.е. расчетное положение центра масс должно находиться от начала САХ на расстоянии $x_m = 0,23 b_a = 0,085$ м.

При расчете положения центра масс необходимо стремиться, чтобы

$$\Delta x_m = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i} = 0, \quad (1)$$

где m_i — масса отдельной части БЛА, агрегата, двигателя и т. д.; x_i — расстояние по продольной оси от центра масс до проекции центра рассматриваемой массы на продольную ось. Причем, если эта масса находится впереди точки x_m , то расстояние x_i берется со знаком «минус», а если позади, то со знаком «плюс».

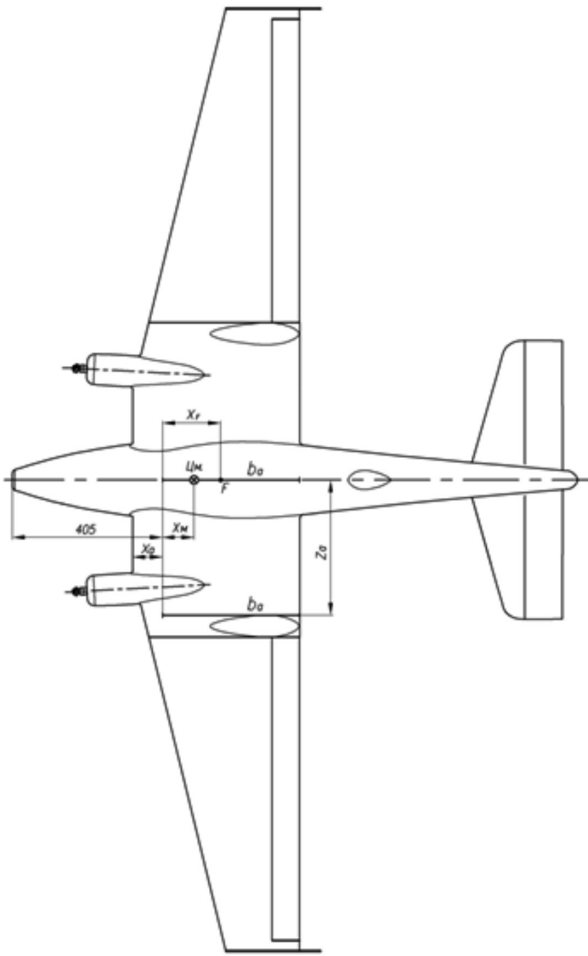


Рис. 2. Расположение центра масс и фокуса БЛА на САХ

В качестве примера в табл. 3 представлены исходные данные для расчета положения центра масс.

Если в процессе изготовления установлено новое оборудование или усовершенствована конструкция, что потребовало изменения массы, или если введены неточные массы отдельных элементов, необходимо произвести перерасчет данных, сведенных в вышеприведенную таблицу. Перерасчет данных так же необходим даже при незначительной величине массы m_{12} , если она находится на большом продольном расстоянии от центра масс БЛА.

Таким образом, $m_0 = m_1 + m_2 + \dots + m_{11} + m_{13} = 9,4 + m_{12}$, причем масса m_{12} может быть и со знаком «минус», если введены неточные массы отдельных элементов.

Итак, в соответствии с (1)

$$\Delta x_m = \frac{\sum_{i=1}^{13} m_i x_i}{\sum_{i=1}^{13} m_i} = 0 = \frac{0,279 + 3,148x_{13}}{m_0},$$

откуда $x_{13} = -0,279/3,148 = -0,089$ м. Следовательно, блок аккумуляторных батарей необходимо разместить перед центром масс на расстоянии 89 мм.

Проведенными расчетами оценено положение САХ и желаемая центровка. При этом начало САХ находится от носа БЛА на расстоянии 0,405 м, а центр масс БЛА располагается на продольной оси центроплана на расстоянии 0,490 м от носа БЛА, т.е. обеспечивается заданное положение центра масс $x_m = 0,085$ м относительно носка САХ (рис. 2).

Табл. 3

Наименование	m_i , кг	x_i , м	$m_i x_i$, кгм
1. Фюзеляж	0,8	0,1	0,08
2. Центроплан с силовой трубой	1,330	0,07	0,093
3. Отъемные части крыла	0,7	0,09	0,063
4. Силовая установка	0,8	-0,2	-0,16
5. Парашютная система	0,208	0,3	0,062
6. Аппаратура приема-передачи данных	0,355	-0,25	-0,089
7. Пилотажно-навигационный комплекс	0,304	-0,15	-0,046
8. Сервомашинки элеронов	0,09	0,2	0,018
9. Сервомашинки рулей хвостового оперения	0,09	0,88	0,079
10. Целевая нагрузка	1,50	0,08	0,120
11. Радиомаяк с антенной	0,075	0,79	0,059
12. Неучтенные массы	m_{12}	0	0
13. Система электропитания	3,148	x_{13}	$3,148x_{13}$
Всего:	$9,4 + m_{12}$		$0,279 + 3,148x_{13}$

Примечание: индексы i при m и x указывают на порядковый номер наименования

Положение фокуса БЛА определялось с использованием метода дискретных вихрей в линейной постановке, т.е. о применимости результатов можно говорить в диапазоне углов атаки $0^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$. В результате расчетов фокус БЛА располагается на расстоянии 0,072 м относительно центра масс БЛА, или на расстоянии $x_F = 0,157$ м от носка САХ.

Запас продольной статической устойчивости по перегрузке

$$m_z^{C_y} = -\frac{x_F - x_M}{b_a} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_M) = -0,194, \quad (2)$$

что является достаточным для обеспечения безопасности полета [2].

Литература

1. Чумак, П.И. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов / П.И. Чумак, В.Ф. Кривокрысенко. — М.: Патриот, 1991. — 238 с., ил.
2. Беспилотные летательные аппараты: методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / под общ. ред. В.И. Силкова. — Киев: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. — 302 с., ил.
3. Единые нормы летной годности. JAR-VLA. Очень легкие самолеты.
4. Микеладзе, В.Г. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: справочник / В.Г. Микеладзе, В.М. Титов. — М.: Машиностроение, 1982. — 147 с., ил.
5. Бадягин, А.А. Проектирование легких самолетов / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухаммедов. — М.: Машиностроение, 1978. — 208 с., ил.

СБЛИЖЕНИЕ ПОДХОДОВ ПО ВОПРОСАМ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ КОМПЕТЕНЦИИ ЭКСПЕРТНЫХ ОРГАНИЗАЦИЙ

Прохнич Ю.П.

Начальник управления экспертизы Госпромнадзора

В соответствии с Планом работы Межгосударственного совета по промышленной безопасности Исполнительного комитета Содружества Независимых Государств в июне 2012 года в Москве был проведен семинар по теме: «Сближение общих подходов по вопросам подтверждения компетенции экспертных организаций в области промышленной безопасности и создания саморегулируемых организаций в этой области».

При поддержке Ростехнадзора Российской Федерации семинар был организован ОАО НТЦ «Промышленная безопасность». В работе семинара приняла участие и делегация Госпромнадзора МЧС Республики Беларусь.

Особый интерес у делегаций-участниц семинара вызвал доклад д.т.н., профессора, члена-корреспондента РАЕН Котельникова В.С. «Создание института саморегулирования в области промышленной безопасности». В докладе в частности было отмечено, что сейчас в России насчитывается почти 3700 организаций, занимающихся экспертизой промышленной безопасности опасных производственных объектов. Каждый год Ростехнадзором утверждается порядка 350 тыс. экспертных заключений подготовленных экспертами этих организаций.

Вместе с тем деятельность экспертных организаций была бы намного эффективнее, если бы не решаемые годами проблемы на рынке экспер-

тизы промышленной безопасности. Это, прежде всего, пробелы в нормативно-методической базе, отсутствие у экспертных организаций необходимых стимулов к качественному выполнению работ, отсутствие механизмов очистки рынка от недобросовестных участников, высокий уровень коррупции при утверждении экспертных заключений, отсутствие действенных механизмов правовой и финансовой ответственности экспертных организаций за выполнение своих обязательств перед потребителями их услуг. Как известно за Ростехнадзором закреплено право лицензировать деятельность экспертных организаций и утверждать экспертные заключения. Но это не гарантирует качество экспертных обследований. А экспертные организации и не несут ни правовой, ни финансовой ответственности за возможный ущерб.

Введение обязательного саморегулирования в ряде схожих областей профессиональной деятельности подсказало участникам рынка экспертизы выход из сложившейся ситуации – это создание института саморегулирования в области проведения экспертизы промышленной безопасности.

Позитивная в этом вопросе роль Правительства Российской Федерации и Президента России. В частности в одной из опубликованных статей В.В.Путин писал:

«Одно из важных решений здесь - это развитие саморегулируемых организаций. Компетенции и возможности которых должны расширяться. С другой стороны, сами СРО должны более активно использовать имеющиеся у них полномочия. В частности, право разрабатывать и вносить для утверждения технические регламенты и национальные стандарты в соответствующих отраслях и видах деятельности».

В России с января 2010 года идет процесс создания саморегулируемых организаций в области проведения экспертизы промышленной безопасности. В настоящее время в государственном реестре числится уже 18 таких организаций, объединяющих почти 850 экспертных организаций.

Важно подчеркнуть, что механизм формирования таких саморегулируемых организаций запускается «снизу», самими участниками рынка, осознавших важность и нужность саморегулирования. Исходя из данных опросов участников рынка экспертизы, основными причинами объединения экспертных организаций в СРО является их желание наконец-то улучшить ситуацию на рынке экспертных услуг, которую можно коротко

охарактеризовать как «забюрократизированную» и «коррупционную», свести до минимума число случайных, некомпетентных и непрофессиональных и попросту мошеннических компаний и фирм, занимающихся экспертизой промышленной безопасности, добиться повышения качества экспертизы, и тем самым снизить риск аварий и техногенных катастроф на опасных производственных объектах.

В настоящее время саморегулирование в той или иной форме присутствует в 53 областях российского бизнеса. Но, как показала российская действительность, саморегулирование активно развивается только когда государство осознанно передает организациям саморегулирования определенные функции по регулированию рынка.

В июне 2010 года была попытка внесения изменений в Федеральный закон «О промышленной безопасности опасных производственных объектов». Подготовленный законопроект предусматривал включение в базовый закон норм, регулирующих вопросы создания и деятельности саморегулируемых организаций в области проведения экспертизы промышленной безопасности, как замену лицензирования в этой области. Увы, до настоящего времени изменения в Закон не приняты так как существует альтернативное мнение Минэкономразвития России, которое считает, что целесообразно осуществить замену механизма лицензирования институтом аккредитации экспертных организаций, осуществляющих проведение экспертизы промышленной безопасности.

Минэкономразвития высоко оценивает деятельность Единой системы оценки соответствия, органом по аккредитации которой является возглавляемая Котельниковым В.С. ОАО «НТЦ «Промышленная безопасность», но цифры свидетельствуют об ином. В настоящее время в реестре системы числится 460 аккредитованных экспертных организаций, что составляет всего 12% от числа организаций, работающих на рынке экспертизы, причем их количество устойчиво падает. Членами СРО в области проведения экспертизы промышленной безопасности являются в два раза больше организаций. Получается, что экспертное сообщество сейчас формируется не в рамках аккредитации, а в рамках саморегулирования!

Действительно в рамках Единой системы оценки соответствия разработаны жесткие современные требования к экспертным организациям. Но для бизнеса сейчас гораздо важнее современная нормативная база по порядку проведения экспертизы промышленной безопасности, учи-

тывающая отраслевую специфику объектов экспертизы.

Орган по аккредитации в Единой системе оценки соответствия проводит инспекционный контроль за деятельностью аккредитованной экспертной организации, но его эффективность, естественно, ниже того контроля, который осуществляет СРО. Ведь общая имущественная ответственность заставляет СРО заботиться о том, чтобы в их рядах присутствовали только организации, действительно способные качественно выполнять экспертную деятельность.

В докладе «Об опыте подтверждения компетенции экспертных организаций» д.т.н. Коновалов Н.Н. остановился на истории развития Единой системы оценки соответствия на объектах подконтрольных Ростехнадзору.

Так, в современной России в 90-е годы прошлого века был создан рынок экспертных услуг в области промышленной безопасности, нормативная база и соответствующие организационные структуры. В период с 1999 по 2002 годы была расширена сфера аккредитации в области подготовки персонала и неразрушающего контроля. В 2004 году на 13-й Генеральной ассамблее Европейского сотрудничества по аккредитации (ЕА) был подписан контракт о сотрудничестве, а на 24-й Генеральной ассамблее ЕА было подписано соглашение о взаимном признании аккредитации органов по сертификации персонала. НТЦ «Промышленная безопасность» стал членом Международного форума по аккредитации (IAF).

В 2006 году в России создана Единая система оценки соответствия на объектах подконтрольных Ростехнадзору, а к настоящему времени произошел переход к Единой системе оценки соответствия в области промышленной, экологической безопасности, безопасности в энергетике и строительстве. В сферу деятельности Единой системы входят около 100 тысяч промышленных организаций, более 220 тысяч опасных производственных объектов, 3 миллиона объектов энергетики, более 250 тысяч организаций строительного комплекса.

При создании рынка экспертных услуг экспертиза промышленной безопасности промышленных производств была включена в перечень видов деятельности, на ведение которых выдается лицензия Госгортехнадзора России (1993 год). Уже к 1997 году было выдано 2300 лицензий по экспертным заключениям 760 организаций, оказывающих услуги в этой сфере.

Правовая основа Единой системы оценки соответствия в области промышленной, экологической

безопасности, безопасности в энергетике и строительстве на прямую связана с принятием федерального закона «О промышленной безопасности опасных производственных объектов» (1997 год № 116-ФЗ) и Правил проведения экспертизы промышленной безопасности (ПБ 03-246-98). Этими Правилами предусмотрена экспертная деятельность и ее осуществление на системной основе. При этом под системой экспертизы промышленной безопасности понимается совокупность участников экспертизы промышленной безопасности, а также норм, правил, методик, условий, критериев и процедур, в рамках которых организуется и осуществляется экспертная деятельность.

Участниками Системы экспертизы являются:

- Ростехнадзор, который выдает лицензии и утверждает экспертные заключения;
- Наблюдательный совет – контролирует деятельность Системы экспертизы;
- Отраслевые комиссии – решают специфические профессиональные задачи;
- Координирующий орган (НТЦ «Промышленная безопасность») – координирует деятельность участников Системы экспертизы;
- Экспертные организации.

В структурную схему Единой системы оценки соответствия входят Наблюдательный совет, орган по аккредитации и органы по оценке соответствия: органы по сертификации (органы по сертификации услуг, органы по сертификации систем управления, органы по сертификации продукции), испытательные лаборатории (лаборатории разрушающих и других видов испытаний, лаборатории неразрушающего контроля и другие), инспекционные органы (экспертные и инспекционные организации), органы по аттестации (сертификации) персонала (независимые органы по аттестации персонала, независимые органы по аттестации экспертов), независимые органы по аттестации в области неразрушающего контроля (независимые органы по аттестации средств в неразрушающем контроле, независимые органы по аттестации методик в неразрушающем контроле), независимые аттестационно-методические центры (независимые аттестационно-методические центры по подготовке и аттестации руководителей и специалистов, независимые аттестационно-методические центры по обучению, проверке знаний рабочих основных профессий).

В связи с созданием Таможенного союза стали необходимыми не только общие подходы под-

тверждения компетенции экспертных организаций, но требуется и единый подход в вопросе оценки соответствия требованиям промышленной безопасности технических устройств опасных производственных объектов, изготавливаемых и эксплуатируемых в странах Союза. С этой целью разрабатываются технические регламенты Таможенного союза. С докладом по теме «Разработка технических регламентов Таможенного союза» на семинаре выступил д.т.н., профессор Грозовой Г.И. Геннадий Ильич остановился на ряде статей Соглашения об единых принципах и правилах технического регулирования в Республике Беларусь, Республике Казахстан и Российской Федерации. В частности на статье 1: «технический регламент Таможенного союза» - документ, устанавливающий обязательные для применения и использования на таможенной территории Таможенного союза требования к продукции либо к продукции и связанными с продукцией требованиями к производственным процессам, наладки, эксплуатации (использования), хранения, перевозки (транспортирования), реализации и утилизации. На пункте 1 статьи 7: продукция, в отношении которой принят технический регламент (технические регламенты) Таможенного союза, выпускается в обращение на таможенной территории Таможенного союза при условии, что она прошла необходимые процедуры оценки (подтверждения) соответствия техническим регламентам Таможенного союза.

Были проработаны технические регламенты Таможенного союза: «О безопасности машин и оборудования», утвержденный решением Комиссии Таможенного союза от 18 октября 2011 года №823, «Безопасность лифтов», утвержденный решением Комиссии Таможенного союза от 18 октября 2011 года №824, «О безопасности оборудования, работающего под избыточным давлением».

Об организации и проведении экспертизы промышленной безопасности, принятых схемах подтверждения компетенции экспертных организаций выступили заместитель генерального директора Национального научно-технического центра промышленной безопасности МЧС Республики Казахстан Веснин В.Н., начальник управления экспертизы Госпромнадзора МЧС Республики Беларусь Прохнич Ю.П., представители делегации Украины Печников А.С. и Гудошник В.А.

Было отмечено, что подходы в подтверждении компетенции экспертных организаций, про-

водящих экспертизу промышленной безопасности, порядке аттестации экспертов, утверждении экспертных заключений в странах Таможенного союза имеют отличительные особенности. Например, в Казахстане аттестаты аккредитации выдаются Комитетом Государственного Контроля, экспертные организации сами аттестовывают друг друга, экспертные заключения не подлежат утверждению. Лицензирование в области промышленной безопасности в Казахстане отсутствует.

Что же касается требований промышленной безопасности, предъявляемым к техническим устройствам опасных производственных объектов, то практически аналогичны. Близок подход в аттестации (проверке знаний) специалистов и персонала (рабочих), осуществляющих свою деятельность в сфере промышленной безопасности.

В странах, которые приняли участие в работе семинара, экспертные организации не входят в структуру органов государственного управления. Они на равных конкурируют на рынке экспертных услуг. Большинство этих организаций имеют частную форму собственности. В Республике Беларусь экспертизу организаций, заявившихся на получение лицензий в области промышленной безопасности и разрешений согласно Постановлению Совета Министров Республики Беларусь от 17. 02. 2012 № 156 « Об утверждении единого перечня административных процедур, осуществляемых государственными органами и иными организациями в отношении юридических лиц и индивидуальных предпринимателей», проводят только эксперты Госпромнадзора, входящие в штат структурных подразделений Департамента. Экспертизу технических устройств после проведения технического диагностирования (освидетельствования) лабораториями организаций, проводят эксперты этих организаций. На данный вид деятельности требуется лицензия (разрешение) Госпромнадзора.

Порядок аттестации экспертов промышленной безопасности в странах Таможенного союза различен. По мнению большинства участников семинара наиболее прогрессивная система подготовки и аттестации экспертов в Российской Федерации. Здесь можно много позаимствовать и нам, что несомненно приведет и к дальнейшему сближению подходов и в подтверждении компетенции экспертных организаций в области промышленной безопасности.

«ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕДНОСТЬ» И ЕЕ ПОСЛЕДСТВИЯ

Оноприенко В.И.

*Центр исследований научно-технического потенциала и истории науки
им. Г.М. Доброва НАН Украины*

В конце 60-х – 70-е гг. XX в. на основе технологической революции в мире начинают происходить два взаимосвязанных процесса: формирование информационного общества и глобализация.

Сущность информационного общества определяет ряд взаимосвязанных процессов: информация и знания становятся важным ресурсом и подлинной движущей силой социально-экономического, научного и технологического развития; формируется рынок информации и знания; стремительно растет удельный вес отраслей, обеспечивающих создание, передачу, обработку и использование информации; развитая информационная инфраструктура превращается в условие, определяющее национальную и региональную конкурентоспособность; развитие и активное внедрение во все сферы деятельности новых информационно-коммуникационных технологий существенно меняют модели образования, труда, общественной жизни и отдыха.

Информационный сектор экономики становится наиболее важным и первым по числу занятых в нем. Основными критериями информационного общества служат количество и качество имеющейся в обращении информации, ее эффективная передача и переработка. Информационное общество – это общество, где все средства информационной технологии (компьютеры, интегрированные системы, кабельная, спутниковая и др. виды связи, видеоустройства, программное обеспечение), научные исследования нацелены на то, чтобы сделать информацию общедоступной и активно внедряемой в производство и жизнь.

Не менее значимо формирование единого мирового информационного пространства и углубление процессов информационной и экономической интеграции стран и народов; создание рынка информации и знаний как факторов производства,

дополняющих рынки природных ресурсов, труда и капитала, и переход информационных ресурсов общества в реальные ресурсы социально-экономического развития, а также повышение уровня образования за счет расширения возможностей систем информационного обмена на международном, национальном и региональном уровнях и соответственно усиление роли квалификации, профессионализма и способностей к творчеству как важнейших характеристик услуг труда.

Развитие информационных технологий, а затем и нанотехнологии привело не только к существенным изменениям в сфере производства и потребления, но и к изменению общественного устройства, способствуя формированию информационного общества.

Информационные технологии являются главным инструментом процесса глобализации, причем инструмент и процесс взаимоускоряют друг друга [1]. В энциклопедии «Глобалистика» глобализация определяется как «слияние национальных экономик в единую, общемировую систему, основанную на быстром перемещении капитала, новой информационной открытости мира, технологической революции, приверженности развитых индустриальных стран либерализации движения товаров и капитала, коммуникационном сближении, планетарной научной революции; для нее характерны межнациональные социальные движения, новые виды транспорта, телекоммуникационные технологии, интернациональная система образования» [2].

В основе процессов глобализации лежат достижения новейших информационных технологий, которые, объединяя весь мир компьютерными сетями, способствуют слиянию человечества воедино. Высокие технологии координируют деятельность по производству, комплектации и ре-

ализации различных товаров и услуг в буквальном смысле по всему земному шару. В последние годы эти технологии стали интенсивно внедряться в повседневную жизнь фактически каждого человека. Влияние биотехнологий на процессы глобализации в настоящее время, пожалуй, менее заметно, однако биотехнологии обещают решить многие проблемы здравоохранения, открывают принципиально иные возможности борьбы с голодом, увеличения продолжительности жизни и т.п.

Важным элементом глобализации является возникновение сетей. Современное общество — это общество глобальных сетей. М. Кастельс указывает, что сетевое общество «создано сетями производства, власти и опыта, которые образуют культуру виртуальности в глобальных потоках, пересекающих время и пространство... Не все социальные измерения и институты следуют логике сетевого общества, подобно тому как индустриальные общества в течение долгого времени включали многочисленные преиндустриальные формы человеческого существования. Но все общества информационной эпохи действительно пронизаны — с различной интенсивностью — повсеместной логикой сетевого общества, чья динамичная экспансия постепенно абсорбирует и подчиняет предсуществовавшие социальные формы» [3]. Сеть можно определить как группу фирм, которые объединяются с целью использования своих особенностей, ресурсов, специфических преимуществ перед другими для общего функционирования при реализации совместных проектов развития [4].

В мире формируется глобальная экономика, в которой доминирует «глобальная триада» Северной Америки, ЕС и Восточной/Западной Азии. Здесь размещены главные производительные силы мира и «мегарынки» мировой глобальной экономики, в которой центральную роль играют глобализированные транснациональные корпорации. Мировая экономика не просто становится взаимозависимой — она интегрируется в практически единое целое. Следует особо отметить, что в глобализации наиболее заинтересованы ведущие мировые державы, в которых живет чуть больше десятой доли человечества, но которые владеют двумя третями мировой экономики, международной банковской системой, доминируют на рынке капиталов [5]. Они обладают возможностью вмешательства практически в любой точке земного шара, контролируют международные коммуникации, производят наиболее сложные технологические разработки, определяют процесс технического образования.

Глобализация не приводит к выравниванию экономического потенциала различных стран, а напротив, интенсифицирует распространение глобального неравенства. Профессиональный взгляд на проблему неравенства в процессе глобализации высказывает Дж. Сорос: «Во-первых, это все более увеличивающийся разрыв между богатыми и бедными как внутри стран, так и среди стран. По общему признанию, глобализация - не игра с нулевой суммой: выгоды от нее превосходят все затраты, иначе говоря, прирост богатства не просто достаточен для компенсации неравенства и прочих негативных эффектов глобализации, он выше всех затрат. Проблема в том, что победители не собираются выплачивать какие-либо компенсации проигравшим ни внутри стран, ни на уровне государственных отношений. «Государство всеобщего благоденствия» ... перестало существовать, а международное перераспределение доходов практически отсутствует. В 2002 году сумма международной помощи достигла 56,5 млрд долл. Это составляет 0,1 % глобального ВВП. В результате разрыв между богатыми и бедными странами продолжает расти. На Земле 1 % населения, составляющего группу богатейших, получает столько же, сколько приходится на 57 % населения, относящегося к группе беднейших. Около 1,2 млрд людей живет менее чем на один доллар в день; 2,8 млрд — менее чем на два доллара; более 1 млрд не имеют доступа к чистой воде; 827 млн страдают от недоедания. Нельзя сказать, что все это результат глобализации, но она практически ничего не сделала для исправления ситуации» [6].

При сохранении нынешних тенденций разрыв в уровне жизни в богатейших и беднейших странах будет стремительно увеличиваться и станет непреодолимым. В настоящее время сложилось представление даже не о «вечно развивающихся» странах, как еще десятилетие назад, а о «конечных странах». В последних вывоз капитала в развитые государства, отъезд квалифицированной части населения настолько велики, что страна лишается внутренних источников развития. Это приводит к двум последствиям. С одной стороны, возникает «технологический занавес», — «конечная страна» не может эффективно освоить технологические нововведения, даже если их удастся купить или украсть. С другой стороны, «конечная страна» может обладать значительными природными ресурсами, однако она не может ими воспользоваться самостоятельно, и их освоение остается на долю транснациональных корпора-

ций, что приводит к еще большей зависимости [7]. Высокие технологии, призванные объединять человечество, на нынешнем этапе глобализации во многом способствуют его расслоению, так как богатые и бедные страны обладают различными финансовыми возможностями. Помимо обычного деления на развитые и развивающиеся страны возник, как считают многие исследователи, еще более глубокий раскол — на страны, во многом уже базирующиеся на информационно-инновационной экономике, и страны, даже не помышляющие об этом [8].

Развитие и широкое использование информационно-коммуникационных технологий привело к появлению еще одного измерения бедности — так называемой «информационной бедности» [9]. Это понятие отражает рост социальной дифференциации населения по новому принципу — принципу возможностей доступа к современным информационно-коммуникационным технологиям, когда лишь часть населения получает доступ к новым технологиям и информационным ресурсам и может реализовать это преимущество. Благодаря ускорению процесса технологической инновации, вовлечению индустриального капитала и конкуренции новая сетевая технология и инфраструктура становятся гораздо дешевле, а потому доступнее для все большего числа людей. Что же касается доступа к распространяемой по ним информации, то это остается одной из самых сложных проблем. Стоимость информационных услуг может на многие годы стать фактором, усиливающим разрыв между теми, кто может, и кто не может себе позволить получать и распространять информацию.

Серьезной проблемой, усиливающей глобальное неравенство и влияющей на миропонимание современного человека, является *изменение характера труда*. С распространением высоких технологий характер трудовой деятельности изменяется качественно. Достижения новейших технологий и усиление процессов глобализации формируют новый тип работника, для которого важно быть инициативным, мобильным, уметь быстро переучиваться, обладать воображением и интеллектом, быть самодостаточным и ответственным. Рынок труда постепенно освобождается от неквалифицированной низкооплачиваемой рабочей силы, неспособной подняться с «профессионального дна». Характер трудовой деятельности становится все более непостоянным. Занятие на всю жизнь уступает место случайной работе,

и люди, еще вчера полагавшие, что карьера им гарантирована, обнаруживают, что их квалификация превратилась вдруг в бесполезное занятие [10]. Так, сегодня молодой американец, имеющий за спиной хотя бы два года колледжа, должен быть готов к тому, что за время его трудовой деятельности ему придется сменить рабочее место, по меньшей мере, 11 раз, а базу своих навыков и умений, тоже, по меньшей мере, - три раза в течение сорока лет трудовой деятельности [11].

По мере развития общества, основанного на высоких технологиях, возрастает риск исключения из социальной жизни многих слоев населения. Прежде всего, это малообеспеченные граждане, которые просто не могут позволить себе получить качественное образование, приобрести новую цифровую технику и работать в компьютерных сетях. Вместе с тем существует и такая проблема, как нежелание или неумение пользоваться новыми информационными и коммуникационными технологиями, требующими от потребителя новых качеств — высокого уровня абстрактного мышления, быстроты реакции, готовности к постоянному повышению образования.

Но дело не только в этих кардинальнейших социальных переменах. Речь также должна идти о перспективах высокотехнологических преобразований в экономике, проблемы которых столь горячо обсуждаются в постсоветских странах с надеждой решить таким способом многие острые социально-экономические проблемы. Возможно, это и горько, но следует признать, что эти государства после развала СССР также оказались в зоне «вечно развивающихся» стран. Даже Россия с ее нефте- и газодолларами и с грандиозными проектами типа Сколково пока реально не продвинулась к выходу из этой зоны. В качестве преимущества постсоветских стран по сравнению с «вечно развивающимися» странами обычно называют наличие в них относительно развитых научных систем. Едва ли можно считать это столь уж кардинальным преимуществом, потому, что эти научные системы представляют собой осколки бывшей единой системы, к тому же изрядно одряхлевшие и деформировавшиеся за двадцатилетие стагнации. К тому же в нынешней и последующей глобальной системе экономики вовсе не наука, а нахождение страной реальной собственной ниши в такого рода системе определяет инновационные потенциалы государства. Мощный рывок Норвегии в глобальной экономике, где многие транснациональные компании размеща-

ют свои капиталы, по сравнению с более развитыми в научном отношении Швецией и Данией убеждает в этом.

Нет спору в последнее десятилетие на постсоветском пространстве, как и во всем мире, произошли колоссальные изменения в прогрессе информационно-коммуникационных технологий. Тем не менее позиция наших стран не вышла из маргинальной зоны «информационной бедности», и мы обречены на стратегию перманентного гонки за лидерами, которых едва ли удастся догнать. К тому же жесткие законы глобализации искусственно сдерживают даже минимальный приток в элитную группу стран, выстраивая систему фильтров и препятствий, которые действуют без сбоев. В этих условиях нет особых надежд, выстроив собственную эффективную инноваци-

онную систему (что едва ли возможно из-за колоссальных средств, которые она потребует), на то, что высокотехнологическая продукция будет продаваться по истинным ее ценам. Скорее в глобальной экономике это будут демпинговые цены, которыми в лучшем случае можно окупить затраты.

В таких условиях столь распространенная риторика на темы тотального преобразования экономики наших стран на инновационной основе утопична по определению. Гораздо более эффективна стратегия поиска страной узких ниш в глобальной экономике, в которых в сотрудничестве с более развитыми государствами можно найти возможности для реализации конкретных научно-технологических инноваций.

Литература

1. Мясникова, Л. Смена парадигм. Новый глобальный проект / Л. Мясникова // Мировая экономика и международные отношения. — 2006. — № 6. — С. 6.
2. Глобалистика: Энциклопедия / Гл. ред. И.И. Мазур, А.Н. Чумаков. — М., 2003. — С. 181.
3. Кастельс, М. Информационная эпоха: экономика, общество и культура / М. Кастельс. — М., 2000. — С. 505.
4. Соколенко, С.И. Производственные системы глобализации: Сети. Альянсы. Партнерства. Кластеры: Украинский контекст / Н. Загладин. — Киев, 2002. — С. 96.
5. Глобалистика: Энциклопедия / Гл. ред. И.И. Мазур, А.Н. Чумаков. М., 2003. — С. 183.
6. Сорос, Дж. Мыльный пузырь американского превосходства / Дж. Сорос. М., 2004. — С. 96–97.
7. Ахромеева, Т.С. Современная экономика. Взгляд с позиций компьютерного моделирования и системного анализа / Т.С. Ахромеева, Г.Г. Малинецкий, С.А. Посошков // Безопасность Евразии. 2002. — № 2(8). — С. 84.
8. Мельянцева, В. Информационная революция - феномен «новой экономики» / В. Мельянцева // Мировая экономика и международные отношения. 2001. — № 2. — С. 6.
9. Пустовалова, И.В. Аксиологический аспект влияния высоких технологий на миропонимания человека: дис... канд. филос. Наук / И.В. Пустовалова. — Ростов-на-Дону, 2007. — 147 с.
10. Мартин, Т.П. Западная глобализация: атака на процветание и демократию / Т.П. Мартин, Х. Шуман. — М., 2001. — С. 137.
11. Сеннетт, Р. Коррозия характера / Р. Сеннетт. — Новосибирск, М., 2004. — С. 10.
12. Загладин, Н. Глобальное информационное общество и Россия / Н. Загладин // Мировая экономика и международные отношения. — 2005. — № 7. — С. 21.

ЗВЕЗДЫ И ТЕРНИИ

Часть третья

(продолжение)

Клеванец Ю. В.

Дополнение к разделу 7.1

Уже после публикации рассказа о тяжелых самолетах Сикорского автору этих строк попался на глаза текст, который невозможно обойти вниманием. Привожу его полностью.

«Действующая армия, 13.04 (26.04). Сообщения штаба верховного главнокомандующего за последний час почти ежедневно имеют в себе указания на интенсивные действия эскадры воздушных кораблей на разных участках Риги-Двинского фронта... При появлении «Муромцев» над позициями или вражеским тылом немцы открывают по ним ураганный огонь не только зенитных, но и обычных полевых батарей, стремясь создать непроходимую огневую завесу... Личный героизм наших летчиков стоит значительно выше технических средств врага.

Вот один из примеров такого героизма.

Днями один из кораблей, захватив с собою двадцать пудовых бомб, направился на бомбардировку одной из стратегически важных железнодорожных станций вражеского тыла. Командиром корабля был поручик К., его помощником — подпоручик Я. Два офицера, кроме того, исполняли обязанности наблюдателей, они каждую минуту делали воздушные снимки и регистрировали фотографически разрыв каждой сброшенной с корабля бомбы.

Налеты «Муромца» на эту станцию делались и в предыдущие дни. И немцы успели сконцентрировать тут большое количество своих «зениток». Тем не менее, несмотря на ураганный обстрел, К. смело снизился для более точного прицела и, сделав правильный круг над станцией, дал кораблю возможность сбросить тринадцать бомб. Попадания их, как потом показали фотографические снимки, были отличными.

При замыкании первого полетного круга один из вражеских снарядов взорвался под самым корпусом корабля. Второй снаряд разорвался впереди аппарата.

Тяжело раненный и контуженный, истекая кровью, поручик К. сохранил в себе силы, чтобы описать над станцией еще один полный круг и сбросить остальные семь бомб.

Новым снарядом повреждены были три мотора аппарата, который успешно выполнил свою задачу и уже направлялся домой. Силы оставили командира. Он начал терять сознание. Корабль, лишенный нормальной двигающей силы, начал резко снижаться и скользить на крыло.

Понимая опасность гибели и возможность попасть в плен, подпоручик Я. одной рукой при помощи контуженных наблюдателей пересадили потерявшего сознание командира в глубину каюты. С большим трудом новому пилоту удалось выпрямить корабль.

Двигаясь только на одном моторе при слабой угасающей работе трех других, идя с большим снижением, «Муромец» все же дошел до своей базы.

В корпусе, на крыльях его сосчитали 64 пробоины от шрапнельных разрывов, но со строя корабль не вышел.

После возвращения «Муромца» на базу, поручик К. срочно был доставлен в госпиталь».

Нужно сказать, что К. — это Авенир Маркович Костенчик, наш земляк, уроженец Гродно. Бомбил он станцию Даудзенас. За этот налет он был награжден Георгиевским крестом. Рассказ о нем и фото были опубликованы в журнале «Огонек».



Авенир Костенчик

7.2. Легкие самолеты

Мы вновь возвращаемся в лето 1914 г. Ко времени начала войны кроме тяжелых «Муромцев» русскую армию и флот заинтересовали, как здесь уже писалось, и легкие аппараты Сикорского С-10 и С-12. Последних было изготовлено всего 3, один из них был разбит в катастрофе. Два оставшихся самолета, как и «Муромцы», были «на пробу» отправлены в штабы действующих армий. На одном в армию генерала Самсонова (о драме этой армии можно прочесть у Солженицына в «Августе 1914-го») отправился штабс-капитан Никольский. На втором — бывший испытатель «Руссо-Балта» Г. Янковский, который пришел в армейский строй в качестве вольноопределяющегося.

Летчик Никольский на фронте провел несколько успешных вылетов на связь и на разведку, за что был награжден орденом Св. Анны 3-ей степени.

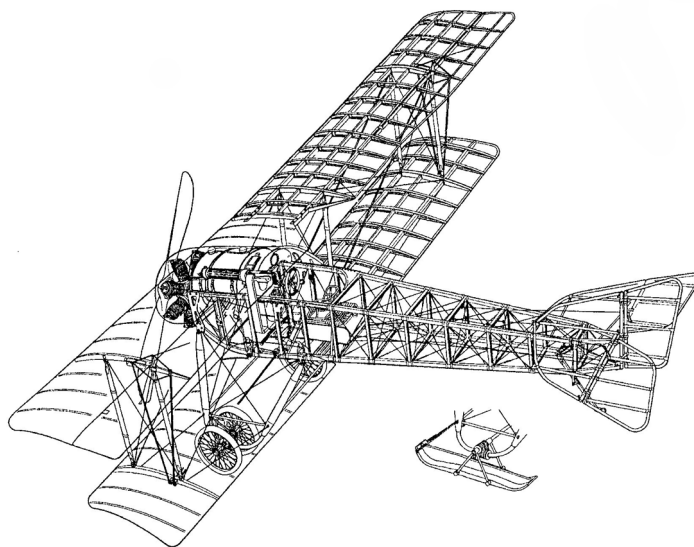
Янковский со своим С-12 (в армии его стали называть «Моносик» — «моноплан Сикорского») был зачислен в 16-й корпусной авиаотряд, базировавшийся в Польше. Он так же, как и Никольский, летал на разведку, кроме того, старался поразить противника мелкими бомбами, которые сбрасывал просто руками. Янковский для повышения точности впервые применил бомбардировку с пикирования. За результативную боевую работу он из вольноопределяющихся был произведен в унтер-офицеры, награжден орденами Св. Георгия 3-ей и 4-ой степени, после чего получил чин прапорщика. Наконец летчику было оказано высочайшее доверие — его отозвали из передовых частей для прикрытия передвижения царского поезда с воздуха.

После 4 месяцев боевого применения первых самолетов С-12 генерал-майор Шидловский, который остался председателем правления АО «Руссо-Балт» начал забрасывать командование письмами о серийном производстве монопланов Сикорского. Из этого самолета, по мнению исследователей истории авиации, мог бы получиться хороший истребитель. Однако Великий князь Александр Михайлович принял решение переделать его в разведчик, а для этого добавить в экипаж офицера-наблюдателя. Сикорский срочно вернулся в столицу, где в экстренном порядке началась переделка одноместного моноплана в двухместный. Однако делу помешал большой пожар на заводе, о котором

уже упоминалось выше. Серийные С-12 пошли в войска только в марте 1915 г. Для их испытаний был отозван с фронта Янковский. Всего в марте сделали три самолета с индексом С-12 бис, они пошли в 16-й авиаотряд, которым командовал капитан Гончаров. Прапорщик Янковский отправился на фронт вместе с самолетами, храбро воевал, получил еще два ордена и чин подпоручика, после чего его забрал к себе в Эскадру генерал Шидловский.

После длительных раздумий Главное Военно-техническое управление русской армии заказало Авиа-Балту вторую серию самолетов С-12 в количестве 6 штук. Эта серия строилась в 1917 г. и целиком досталась «красным». С-12 бис были направлены в Дивизион воздушных кораблей, где и применялись всю гражданскую войну в качестве учебных и самолетов связи. Списаны они были только в 1922 г.

В контракте на 45 самолетов, заключенном Военным ведомством с Руссо-Балтом еще до начала войны (о нем говорилось выше), последнему предписывалось спроектировать и построить легкий разведчик — одностоечный биплан. Самолет под индексом С-16 был готов к концу осени 1914 г. Испытывал его уже известный нам Георгий Лавров. Самолет был хорош, однако первые три экземпляра из-за отсутствия моторов пошли в войска только летом следующего, 1915 г. с моторами «Гном» в 80 л. с. и «Рон» в 100 л. с. Начальником производства этих разведчиков был назначен молодой инженер Николай Поликарпов, будущий «король истребителей».



Самолет С-16

И опять Шидловскому пришлось подталкивать решение о дальнейшей судьбе самолета. После его настоячивых обращений Главное Военно-техническое управление заказало осенью 1915 г. серию в 15 машин. Серийные самолеты были готовы к январю 1916 г. Они оснащались пулеметами «Виккерс» с синхронизаторами системы Лаврова впервые в России. Из этой серии один самолет потерпел на фронте аварию, после чего оставшиеся были переданы в Эскадру к Шидловскому. С-16 проделали в составе Эскадры весь ее боевой путь, в Виннице достались гетманской Украине, а от последней перешли в армии «белых».

В литературе отмечен разгром врангелевскими войсками при помощи самолетов С-16 кавалерийского корпуса «красных» под командованием Думенко во время боев под Каховкой. Авиационное соединение самолетов С-16 второй серии прекратило свое существование вместе со всей армией Врангеля в 1920 г.

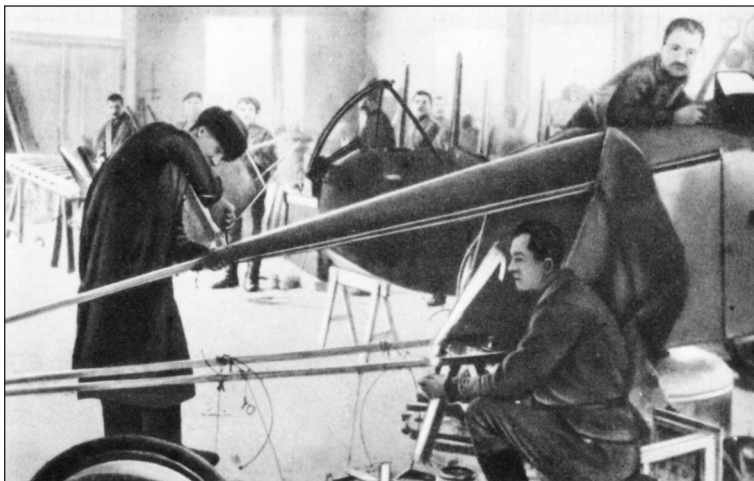
В самом начале 1917 г. авиационному отделению «Руссо-Балта» было предписано изготовить еще 15 самолетов С-16. Из-за нехватки моторов к осени было готово только 6 машин. Все они попали к «красным», были сведены в отдельный авиаотряд, действовавший против белополяков в районе Минска. На одном из этих самолетов летал в качестве наблюдателя Михаил Арманд, приемыш В.И. Ленина.

Сикорский предпринял попытку резко поднять скорость и высотность своего С-16, поставив на него более мощный мотор, английский «Санбим» в 150 л. с. Получился самолет С-17. Скорость действительно возросла: с одним летчиком она доходила до 200 км/ч, однако крайняя ненадежность двигателя не дала возможности продвигать эту машину дальше испытаний.

В течение 1915–1916 гг. Игорь Сикорский разработал и построил два «средних», промежуточных между «Муромцами» и легкими машинами, самолета. Конструктор видел сперва только наметившееся, а потом все более наглядное превосходство немецко-австрийской авиации и, наверное, считал, что с таким положением можно справиться при помощи «универсальных» са-



Общий вид расположения Эскадры в Виннице



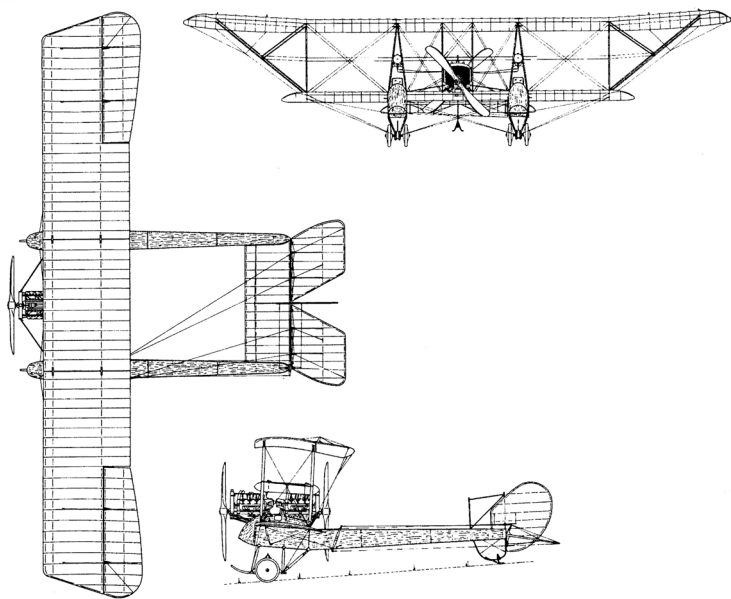
Ремонтные мастерские при Эскадре воздушных кораблей

молетов, способных и вести воздушный бой, и штурмовать наземные войска противника, и летать на разведку.

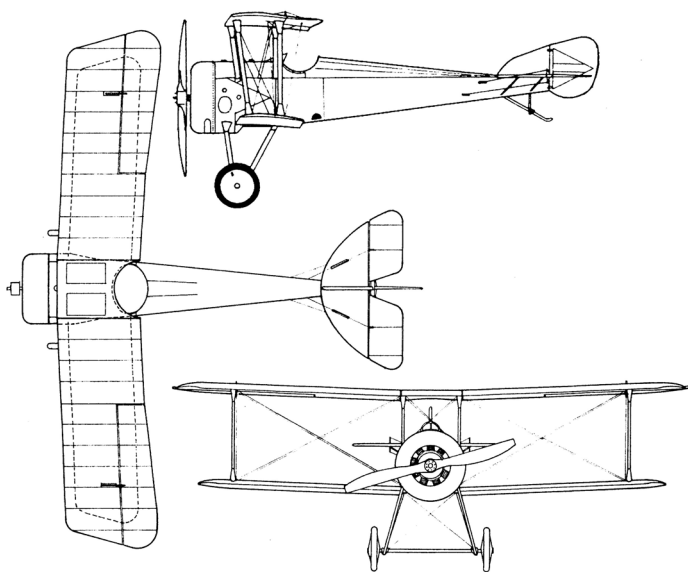
Первый «средний» аэроплан с индексом С-18, с двумя двигателями «Санбим», толкающими винтами, и с пятистоечной бипланной коробкой крыльев, был как бы увеличенной копией С-10, о котором тут уже говорилось. Самолет мог быть использован как бомбардировщик, разведчик, штурмовик.

Второй самолет аналогичного назначения с индексом С-19 имел весьма оригинальную схему двухбалочного биплана (то есть «рамы» с бипланной коробкой крыльев). Двигатели «Санбим» размещались по схеме «тяги – толкай» в гондole между балками.

Испытывал оба самолета сам Сикорский. Аэропланы были признаны неудачными по той же причине, что и С-17, то есть из-за двигателей.



Самолет С-19



Истребитель С-20

И наконец последней российской конструкцией Сикорского стал самолет-истребитель С-20. Это был одностоечный биплан с короткими крыльями и с французским мотором «Рон» в 120 л. с. похожий на французский «Ньюпор». На момент появления С-20 на свет он был самым скоростным самолетом в России, а в мире уступал по скорости только французскому СПАДу-13 (190 км/ч против 205–210 км/ч). По В.Б. Шаврову, истребителей С-20 было изготовлено 5 экземпляров.

Все малые самолеты Сикорского периода Первой мировой войны не столь знамениты, как «Муромцы», но тоже несут на себе печать таланта человека, их создавшего.

7.3. Вопросы и проблемы производства, развитие конструкций и технологий

Если кто-то сейчас возьмется исследовать вопрос: а где и в каких условиях строились «Муромцы», гордость России начала XX в., то он не найдет ничего особо выдающегося. Неспроста немецкое командование в 1914 – нач. 1915 г. отказывалось верить в существовании в России больших аэропланов.

Авиационное отделение «Руссо-Балта», а с весны 1915 г. завод «Авиа-Балт» был подобен любому мебельному или деревообрабатывающему производству. К началу войны он располагал 50 станками (в основном немецкими, как и во всей промышленности России). Особенно надо отметить станки с ножным приводом, наподобие швейных машин. Были также станки, установленные группой и приводимые в движение через систему ременных передач от одного двигателя. В целом очень много ручного труда. Деревянное производство предполагает также наличие больших складов и навесов, помещений для сушки материала и для распарки заготовок.

На заводе работало всего 12 инженерно-технических работников. В 1914 г. насчитывалось 270 рабочих, летом 1915 г. — 425, в конце 1915 г. — 490, в марте 1917 г. — 869.

В литературе отмечается, что вообще в России парк металлообрабатывающих станков был почти на 100 % импортным, а деревообработка тоже базировалась на иностранном оборудовании. В стране было свое станкостроительное производство — так называемое Общество производства машин для обработки дерева, но оно никогда не покрывало даже и половины потребностей в соответствующих станках. С началом войны в части импорта оборудования пришлось переориентироваться с Германии на Швецию и США.

Надо отметить, что инструментарий, в том числе фрезы, сверла, метчики, плашки, гайковерты тоже были импортными.

Производство было нестабильным. Фронт требовал самолеты, а они не изготавливались то из-за того, что не было принято решение в «верхах», то из-за пожара, как, например, в нач. 1915 г., то по причине отсутствия моторов, стекол-триплексов, качественной стали, листовой меди и т. д.

Биограф Сикорского В.Р. Михеев сетует на революционных агитаторов, очень мешающих работе завода, но историк авиации П.Д. Дузь приводит такие факты. «Авиа-Балт» мог выпускать 6 «Муромцев» в месяц, но реально делалось не более 3–4. Малые самолеты можно было изготавливать по 30–40 экземпляров, но реально производилось в 2 раза меньше. Во второй половине 1916 г. из 400 рабочих основного производства только 195 трудились с постоянной загрузкой. Такие условия, конечно же, были питательным бульоном для проявления недовольства, для работы агитаторов.

Тот же П.Д. Дузь считает, что подобная парадоксальная ситуация была характерна для всей авиационной промышленности Империи. В 1916 г. заводы могли выпускать по 200–220 самолетов ежемесячно, но реальный месячный выпуск колебался около цифры в 100 машин.

А в книге «История авиации и воздухоплавания в СССР» 1944 г. Сикорского даже признают везунчиком: из-за того, что акционерами «Руссо-Балта» были первые лица государства, его проблемы решались все-таки вне очереди. Многие талантливые конструкторы России не имели таких условий для работы, а их разработки отправлялись в «долгий ящик».

Но кроме того, что фронт требовал больше самолетов, их производство было еще и очень выгодным. По В.Б. Шаврову, при изготовлении одного «Муромца» типа «Г» на материалы уходило 12586 руб., на зарплату 5094 руб., накладные 10188 руб., продавался самолет без двигателей за 110 тыс. руб., с двигателями — за 150 тыс. руб. Несмотря на всю «чехарду» 1914 г., АО «Руссо-Балт» получило в том году 4 млн рублей прибыли.

Но уже в 1916 г. государство задолжало заводу 1,5 млн рублей.

П.Д. Дузь пишет, что к 1917 г. в России было 16 авиационных заводов (для сравнения: в Англии — 76). Больше просто невозможно было организовать из-за нехватки станков и квалифицированной рабочей силы. Но ни одно из производств, несмотря на требования фронта и выгоду поставок самолетов никогда не работало в

полную силу. Историк считает причиной такого парадокса отсутствие систематического учета потребностей, планирования производства, имперский бюрократический произвол и даже говорит о «злом умысле».

Отдельно остановимся на «моторном голоде». Читатель поймет его причину, если обратится к цифрам. В 1914 г. французский «Гном» в 50 л. с. стоил 7000 руб., и после 50 часов работы нуждался в ремонте. Немецкий «Аргус» в 100 л. с. в то же время стоил 4000 руб., и после 100 часов работы требовал только переборки. Понятно, что русские конструкторы, и не только Сикорский, ориентировались на немецкие двигатели.

После начала войны Главное военно-техническое управление армии (ГВТУ) начало массовые закупки в Англии двигателей «Санбим». Была организована также их сборка в России из импортных узлов и деталей. Мотор «Санбим-Крусейдер» воплощал в себе передовые идеи: он был 8-цилиндровый, V-образный, однако совершенно «сырой». Летчики просто боялись летать на самолетах с «Санбимами». Только к концу 1916 г. производители довели надежность своих моторов до приемлемого уровня. Таким образом, вся эпопея с закупкой моторов «Санбим» обернулась обыкновенным распылением средств.

На головном заводе «Руссо-Балта» в Риге в 1915 г. под руководством инженера В.В. Киреева с большими трудностями начался выпуск 6-цилиндровых рядных моторов РБЗ-6 по типу «Аргуса» и трофейного «Бенца». Для пояснения этих трудностей скажем, что, к примеру, совершенно необходимые для моторов цементируемые и калящиеся стали типа 20ХН и 40ХН были впервые получены в России только в следующем 1916 г. на Ижорском заводе в Петрограде. Производство столь же необходимых подшипников обсуждалось, организовывалось, но так и не было начато до конца войны. В результате отступления русских армий фронт в 1915 г. подошел к Риге, началась эвакуация «Руссо-Балта» в Петроград и в Москву, о моторах РБЗ-6 тоже пришлось забыть не менее, чем на полгода.

Производство радиаторов было организовано на самом «Руссо-Балте», магнето поставлялись с заводов «ДЕКА», Зингера, радиотелеграфного завода Морского ведомства, с Петроградского политехнического института. Приборы и инструмент для производства моторов шли из мастерских Главного военно-метеорологического управления, Николаевской физической обсерватории и т. д.

Но на «Авиа-Балте» были и свои, специфические трудности. Так, еще в 1914 г. было определено, что окончательная оплата за готовый «Муромец» будет производиться только после первого боевого вылета в случае, если самолет шел на фронт по железной дороге или после самостоятельного перелета на фронт. Эта практика породила массу взаимных упреков между производством и военпредами, вал бюрократической переписки, послужила причиной долгов перед заводом, упомянутых выше, а также возвратов не принятых фронтом машин. Последними к концу 1916 г. была совершенно загромождена заводская территория.

В том же 1916 г. завод чуть не остановился в связи с тем, что вольнонаемных ИТР во главе с директором Климиксеевым переманил к себе на новый завод АМО миллионер Рябушинский. Новым директором был назначен инженер В. И. Ярковский.

Нужно упомянуть и еще один случай. Весной 1917 г. новое руководство государства и армии вспомнило катастрофу по непонятным причинам одного «Муромца» летом 1916 г. и организовало проверку конструкции и технологии производства на «Авиа-Балте», так называемая «комиссия Фандер-Флита». Комиссия нашла, что производство идет без полной документации, без четко написанной технологии (работы назначали мастера участков), по эскизам вместо чертежей, без полноцен-

ных расчетов на прочность (Сикорский, как здесь уже говорилось, определял прочность по графикам и диаграммам, построенным на основании опытных данных). Вообще говоря, длинные хвосты «Муромцев» в полете сильно крутило порывами набегающего потока, и это могло показаться опасным. Так что для работы комиссии были кое-какие объективные основания, а не одни только интриги, как пишет В.Р. Михеев.

Любопытная подробность: для проверки на прочность малого самолета его переворачивали вверх колесами, вывешивали в горизонтальной плоскости, после чего загружали крылья мешками с песком. Не сломался — хорошо, сломался — ну, значит, не повезло.

Решением комиссии «Муромцы» признавались опасными, и летчики могли не летать вплоть до поступления новых, усиленных самолетов. Пилоты были ознакомлены с выводами комиссии, но летать продолжали.

А теперь поговорим об эволюции конструкций.

«Муромцы» были единственными самолетами в России и, по крайней мере, одними из немногих в мире, чье производство началось до войны и продолжалось всю войну без кардинальных изменений. С другой стороны, как тут уже говорилось, из-за стремления избежать полной остановки производства вследствие перечисленных в этом разделе проблем, а также повысить боевые



Кабина «Муромца-Б»

качества бомбовоза конструкторам постоянно приходилось вносить какие-то изменения в самолет, из-за чего ни один тяжелый бомбардировщик полностью не походил на другой. Здесь есть и положительная сторона: накоплен уникальный опыт доработок. Об этом немного подробнее.

Итак, военный вариант «Муромца», тип «Б», повторим, был получен из «гражданского» самолета простым внутренним переоборудованием и навеской пулеметов на площадку над фюзеляжем, заметных конструктивных изменений не было, бомбы вешались на стенки за кабиной пилотов и сбрасывались в люк.

Тип «В» был рассчитан на применение тех же двигателей «Аргус», но был меньше по размерам для достижения большей скорости. Верхние пулеметы были перенесены на верхнее крыло, между баками. Внутри фюзеляжа — кассеты под бомбы массой от 10 фунтов до 2 пудов, под фюзеляжем — держатели для бомб в 5, 10, 15, 25 пудов (последние первые в мире). Самолет оснащался прицелами конструкции Токмачева, с 1916 г. — прицелами Журавченко. Из 43 заказанных бомбардировщиков было построено 18 в 11 вариантах, которые отличались друг от друга двигателями («Аргус», «Сальмсон», «Санбим», РБЗ-6) и стрелковым вооружением. Самолеты с «Санбимами» были признаны неудачными и уже в эксплуатации переделывались в тип «Г».

С 1916 г. все боевые самолеты оснащались электрическими бомбосбрасывателями.

Отличительная особенность типа «В» — «острый нос» и остекление пола под ногами летчика. Тип «В» с двигателями «Аргус» или РБЗ-6 и двумя или тремя защитными пулеметами (как правило, «Льюис» и автоматическая винтовка «Мадсен» на крыле, облегченный «Максим» в люке сверху фюзеляжа; был еще кавалерийский карабин) имел следующие показатели: масса пустого 2,9 т, запас мощности позволял брать нагрузку в 1,5 т, в том числе 800 кг бомб; макс. скорость при этом была 137 км/ч, дальность — 630 км, потолок 3,5 км.

Однако когда запас этих двигателей иссяк, попытки установить французские звездообразные «Сальмсоны», а тем более пресловутые «Санбимы» привели к ухудшению всех качеств. Про «Санбим» здесь уже говорилось, «Сальмсон», хоть и более мощный, был и более тяжелым, прирост силы тяги «съедался» увеличением массы, лобового сопротивления, увеличенным расходом топлива. Бомбовая нагрузка снизилась в дальних полетах до 150 кг.

ГВТУ в феврале 1916 г. потребовало увеличить площадь крыла для повышения подъемной силы. Однако с увеличением крыла возрастала и масса самолета. Сикорскому следовало найти новую точку равновесия сил и масс.

В результате получился «Муромец» тип «Г», или, как его еще называли, «ширококрылый». В этом варианте следует отметить «тупой нос», застекленная «дорожка» уходила под ноги пилота и позволяла смотреть вниз.

В целом опять получился хороший самолет, особенно с новым английским мотором «Бердмор» в 160 л. с. Различают три «подвида» «Муромцев» этого типа. «Г-1» — это переделка машин типа «В». «Г-2» и «Г-3» — вновь построенные аппараты под те же «Бердморы», РБЗ-6 либо французские «Рено».

Именно на «Г-2» была впервые опробована хвостовая пулеметная точка. Самолет типа «Г-2» с «Бердморами» мог брать нагрузку 1,9 т, скорость была как и у типа «В» с «Аргусами», потолок даже увеличился примерно на километр.

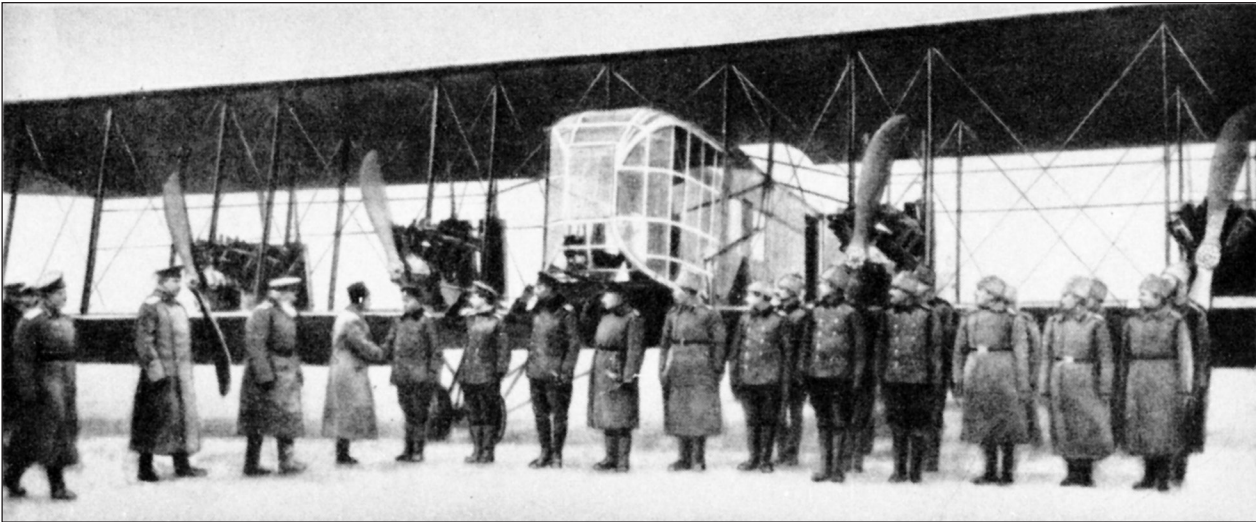
Экипаж летчика Башко установил на «Г-2» с «Бердморами» рекорд, поднявшись с грузом в 1340 кг на высоту 5200 м.

Применение моторов «Рено» в 220–225 л. с. (это уже тип «Г-3» или «Рено-Балт») позволило еще поднять грузоподъемность, хотя из-за дополнительного увеличения массы самолет стал более «строгим» на взлете-посадке. Стрелковое вооружение на «Г-3» увеличилось до пяти пулеметов (два сверху, два по бокам, на кронштейнах в дверях, один снизу в люке или сзади).

«Муромцев» типа «Г» было более половины из всех построенных, они же составляли основу Дивизиона воздушных кораблей Красной Армии.

Следующий тип «Д» разрабатывался по времени вместе с типом «Г» и поэтому на нем первоначально стояли те же никуда не годные «Санбимы», да еще и в тандем. Сикорский хотел добиться увеличения скорости, но ничего не получил из-за «аэродинамической тени» на задних двигателях.

Самолет отличался немного увеличенными размерами, полностью застекленной кабиной пилота, штурвальным управлением по крену и рычажным по тангажу. Баки были закреплены на фюзеляже и вписаны в его обводы. Вместо «куриного насеста» для стрелка между баками теперь были организованы стрелковые кабины на фюзеляже. Впервые в мире был сделан технологический разъем фюзеляжа — для облегчения ремонта. Первый самолет с «Санбимами», конечно, никуда не пошел, второй, с «Рено», показался



Генерал Брусилов осматривает «Муромца-Е» при посещении Эскадры

весьма перспективным, правда, увеличенная масса аэроплана и большой диаметр винта, необходимый для более мощного французского мотора, требовали увеличения и усиления шасси. Всего было построено три машины этого типа. Третья, с хвостовой стрелковой точкой, попала в гражданскую войну к «красным» (ее фото приведено в предыдущей части этого очерка).

И, наконец, последний вариант — тип «Е». Полностью застекленная кабина, баки, как и на «Д» — на фюзеляже. Баки защищены от прострела слоями резины, войлока и брезента, пропитанных раствором борной кислоты. Увеличено крыло, усилено шасси. Четыре двигателя «Рено», 7 или 8 оборонительных пулеметов, экипаж —

7 человек (два пилота, штурман-бомбардир, штурман-навигатор, три стрелка). К хвостовому пулеметному «гнезду» проложена внутри фюзеляжа «дорожка» из двух стальных уголков. По дорожке стрелок ездил лежа на тележке, цепляясь руками за внутренние переборки. Тележку называли «трамваем». Кресло пилота и кусок пола под его ногами бронированы. Масса пустого возросла до 4,96 т, взлетная — 7,5 т, бомбовая нагрузка — 0,8 т, как и на первых машинах типа «В», скорость макс. 135 км/ч, подъем на высоту 1 км — 7 минут, на 3 км — 42 минуты.

Последний «Муромец» вновь стал самой совершенной, самой большой и самой мощной летающей боевой машиной в мире.

РАКЕТЫ ПРОТИВ НАПОЛЕОНА

Клеванец Ю.В.

Сейчас наверное, немногие знают, что в Европе ракетное оружие впервые было применено в войнах с Наполеоном.

История ракет уходит в далекую древность, в Индию и в Китай. В Китае их уже более тысячи лет применяют в виде фейерверков. Также очень давно известны сигнальные ракеты для военного применения. Очень заманчиво считалось всегда использовать ракету в виде оружия. То есть набить «нос» трубки из бумаги, дерева, железа чистым порохом — это будет взрывчатка, а все остальное пространство — порохом в смеси с древесными опилками — это будет двигатель. Пороховой двигатель будет гореть, после чего чистый порох взорвется. Вот и все.

Однако применению ракетных снарядов препятствовало то, что сама ракета с точки зрения физики является телом переменной массы. И не важно, какая это ракета—бумажная от китайского фейерверка или самая большая в мире «Сатурн-5», совершившая несколько удачных стартов к Луне. Вместе с выгоранием топлива меняется положение центра тяжести, а из-за этого трудно заставить ракетный снаряд лететь по прямой.

Но на Востоке все-таки нашли выход. Стали крепить ракеты на длинные бамбуковые шесты. Шест играл роль стабилизатора, центр тяжести ракеты с шестом во время полета менялся незначительно.

Из европейцев первыми испытали на себе мощь ракетного оружия англичане. Они вели колониальные войны в Индии и однажды, в 1799 г., во время штурма города Серингапатнам, столицы индийского «удельного княжества» Мейсор, понесли весьма ощутимые потери от ракетных залпов.

Надо сказать, что индийские ракеты были вполне сопоставимы с тогдашней артиллерией: дальность их полета была около километра, а невысокая точность вполне компенсировалась залповым запуском.

Впрочем и тогдашняя артиллерия была не очень-то дальнобойной и точной.

Образцы индийских ракет попали в английскую Королевскую лабораторию. Там над применением ракет в армии работал полковник Вильям Конгрев, выпускник Английской королевской военной академии. Конгрев разработал станок для запуска ракет, приспособив обычный артиллерийский лафет: он все-таки был артиллеристом. Полковнику удалось воспроизвести смеси для наполнения двигателей и технологию их опрессовки в безопасные «стаканы». Однако он не придал должного внимания проблеме стабилизации ракеты в полете.

В то время все монархии Европы были заняты пресечением распространения «французской заразы». Война, которую начали против французов Австрия и Пруссия, вышла за территорию Франции и поглощала одно государство за другим. Свою лепту в обуздании сперва Директории, потом Консульства и, наконец, Империи Наполеона вносила и Англия. Таким образом, у Конгрева появилась возможность испытать ракетные снаряды на поле сражения.

Первая попытка применения ракет во время штурма с моря крепости Булонь в 1806 г. не принесла успеха. «Ракеты летали по всем направлениям, за исключением надлежащего, некоторые возвращались даже и на нас, к счастью, не делая нам никакого вреда», — вспоминал офицер, участник того штурма.

Конгрев учел свои прежние ошибки, по-видимому, снабдив-таки свои снаряды шестами необходимой длины.

Новый штурм Булони в следующем году дал необходимый результат: укрепления были разбиты в нескольких местах ракетными взрывами. В том же году англичанами с моря был обстрелян ракетами занятый французами Копенгаген. Было выпущено всего 25 тысяч ракет, которые сожгли больше половины города.

В 1813 г. ракеты были применены при осаде Данцига (теперь Гданьск) и в «битве народов» под Лейпцигом.

На нашей земле первое применение ракет (по-видимому, еще фейерверочных) в бою, судя по историческим документам, произошло еще в 1516 г. Тогда украинские казаки гетмана Ружинского забросали ракетами татарскую конницу, отчего та рассеялась.

Ко времени начала войны 1812 г. в России уже действовала своя лаборатория по исследованию и производству ракет, однако, как это водится, внимание на них было обращено только после успешного применения нового оружия англичанами.

В 1813 г. действие ракет конструкции Ивана Картмазова было продемонстрировано на Волковом поле под Петербургом.

В том же году к опытам с ракетами подключились два полковника, ветерана Отечественной войны 1812 г.: уроженец Полтавщины Александр Дмитриевич Засядко и военный инженер наш земляк Карл Андреевич Шильдер. Для ускорения работ Засядко даже продал свое имение. Положительный отзыв по результатам испытаний нового оружия дал фельдмаршал Барклай-де-Толли.

Уже с 1825 г. в России производилось 6 тыс. ракетных снарядов в год. Впервые они были использованы в русско-турецкой войне 1828–1829 гг. Тогда при штурме Варны и Силистрии, в боях под Шумлой и Браиловым отличилась ракетная рота под командованием подпоручика Петра Петровича Ковалевского.

Но это уже другая история.