

УДК 608

ОБ ИСТОКАХ ПРОГРАММЫ «РУБИКОН»**Воронков Ю.С., Воронков О.Ю.***Координационный Совет ОНТТЭ «Ювенал», Таганрог, e-mail: yuven@mail.ru*

В наши дни достижения мирового научно-технического прогресса позволили в некоторых странах Запада развернуть производство турбореактивных микродвигателей (микро-ТРД), предназначенных для авиамodelей. В 2011 году на чемпионате мира по реактивным летающим моделям-копиям, проводившемся с 27 июля по 6 августа в городе Дейтоне, США, Чемпионом Мира среди пилотов радиоуправляемых моделей-копий с турбореактивной силовой установкой стал Московский авиамodelист, шеф-пилот RUSJET Виталий Робертус. В 2013 году, на 10-м, юбилейном, чемпионате мира, проводившемся в Швейцарии с 21 по 31 августа на авиабазе Майринген, Виталий Робертус второй раз подряд стал Чемпионом Мира. Для участия в Международных соревнованиях такого ранга московскими авиамodelистами была подготовлена радиоуправляемая модель-копия учебно-боевого реактивного самолета Як-130 оригинальной конструкции, полностью собственной постройки с применением самостоятельно разработанных технологий и самых современных материалов. Наконец свершилось то, к чему стремились мы, мечтали и фантазировали в 60-х – 70-х годах прошлого столетия!

Ключевые слова: компрессор, турбина, камера сгорания, организация горения в малом объеме, стабилизатор пламени, завихритель, форсунка.

REGARDING THE ORIGINS OF THE «RUBICON»**Voronkov Yu.S., Voronkov O.Yu.***Coordinating Council ONTTE «Juvenal», Taganrog, e-mail: yuven@mail.ru*

Nowadays achievements of world scientific and technical progress allowed in some Western countries to develop the production turbojet thrusters (micro-TRD) designed for model aircraft. To participate in international competitions such rank Moscow was prepared RC model airplanes model of the original training and combat jet Yak-130 is an original design, fully self-built using self-developed technology and the most advanced materials. Finally it happened is what we sought, and dreamed fantasized in the 60s - 70s of the last century!

Keywords: a compressor, turbine, combustion chamber, the combustion organization in small volume, a flame stabilizer swirler nozzles.

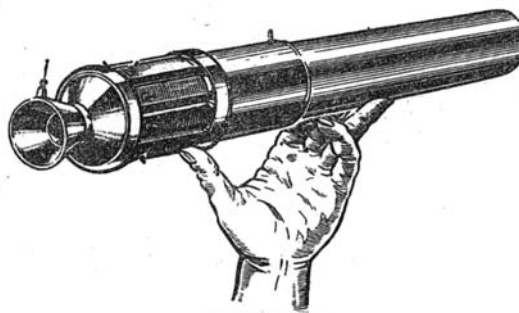
Введение

Общепризнанным на Западе создателем микро-ТРД принято считать Курта Шреклинга из Германии, которому в 80-х годах прошлого столетия якобы первым удалось разработать и построить авиамodelный турбореактивный двигатель. Однако по информации журнала «Мodelист-Конструктор» №3 за 1966 год сообщалось, что еще в то время американской авиамodelной фирме удалось разработать и запустить в продажу авиамodelный турбореактивный двигатель «Турбокрафт-22». Это сообщение о поступлении в продажу микротурбореактивного двигателя и было доказательством принципиальной возможности создания микро-ТРД в 60-х годах прошлого столетия, и оно явилось «катализатором» для попыток автора спроектировать и построить микро-ТРД своей оригинальной конструкции.

1. Идея микро-ТРД и время

Двигатель «Турбокрафт-22» (фиг.1) [4] имел следующую конструкцию: компрессор, турбину, 8 камер сгорания, систему дожигания, позволяющую увеличить тягу до

4,5 кг. Число оборотов компрессора – 48 000 оборотов в минуту. Двигатель выполнен с применением высокосортных термостойких сплавов.

*Фиг. 1*

Длина двигателя – 300 мм;
диаметр – 70 мм;
вес без горючего – 625 г;
развиваемая тяга – 3,6 кг.

Скептики из числа авиационных инженеров тех лет утверждали, что создание микро-ТРД в принципе невозможно. Им приводилась масса доводов о нереальности самой идеи организации горения углеводородного топлива в таких малых объемах. В

качестве доказательств невозможности создания микро-ТРД приводились примеры конструкции известных им авиационных турбодвигателей АЛ-7ПБ, РД-45Ф, Вк-1А, Аи-20, ТС-20 и т.п.

Сегодня же микро-ТРД можно приобрести в специализированных магазинах модельной продукции некоторых западных стран по цене от 3000 до 6000 \$, т.е. по цене новой импортной кухни или поддержанной иномарки, с целью применения не только для реактивных летающих моделей, но и для беспилотных летательных аппаратов, малогабаритных автономных энергетических установок и даже для новых видов пилотируемых летательных аппаратов с распределенной реактивной тягой. Но, несмотря на успехи мировой науки и техники, турбореактивные микродвигатели остаются пока сложными и дорогими в производстве изделиями.

Все это было позднее, а перед этим Российскими авиамоделистами проводились настойчивые поиски принципа действия и конструкции реактивного двигателя или его имитатора, способного обеспечить полет авиамодели.

Перед решением задач по созданию микро-ТРД автором был исследован на практике многолетний опыт отечественных и зарубежных авиамоделистов – любителей микродвигателестроения и реактивной техники (Фиг.2).



Реактивные и поршневые микродвигатели и их агрегаты конструкции Ю.С. Воронкова для беспилотных летательных аппаратов и авиамоделей

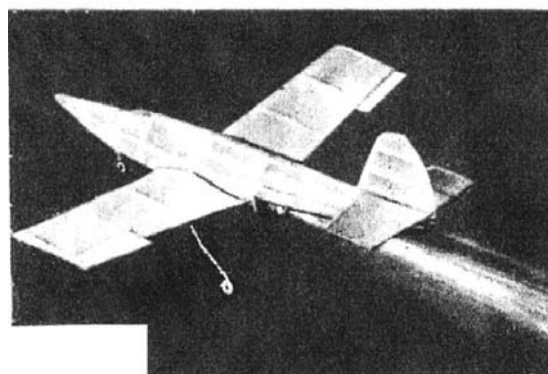
Фиг. 2

2. Опыт предшественников «реактивного моделизма»

Кажущаяся простота использования пороха для создания реактивной тяги и обеспечения скоростного полета авиамодели всегда будоражила мозг и души авиамоделистов мира. Так, еще в 1886 году российский писатель, исследователь Аркадий Ва-

сильевич Эвальд первым создал летающую модель с пороховым ракетным двигателем, которая могла стартовать с земной поверхности и на землю приземляться. Модель совершила несколько успешных полетов.

В СССР попытки перейти на реактивную тягу путем использования пороховых ракетных двигателей, использования целлюлоидной кинофотоплёнки в качестве ракетного топлива (Фиг.3) [1] и даже создания миниатюрных ЖРД (жидкостных ракетных двигателей) были предприняты еще на заре развития авиамоделизма и в послевоенные годы. Однако из-за несовершенства пороховых ракетных двигателей неуправляемые, с большим риском пожара или даже взрыва полеты моделей с пороховыми ракетными двигателями среди авиамоделистов нашей страны не получили распространения.



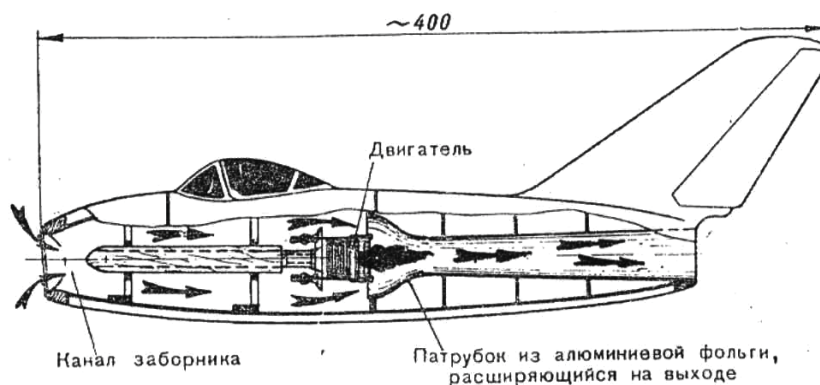
Фиг. 3

В 1947 году в Великобритании был создан первый модельный пороховой ракетный двигатель многоразового применения «Джетекс». Подобные двигатели были созданы и выпускались массово в таких странах, как Югославия (микродвигатель «Тайфун»), Чехословакия («Синджет»), США и позднее в других странах [11]. Такой ракетный микродвигатель (Фиг.4) [5], [11] мог устанавливаться на легкие летающие модели-копии реактивных самолетов и состоял из металлического корпуса, внутри которого находился сменный заряд топлива. Корпус закрывался крышкой с калиброванным соплом. Крышка соединялась с корпусом двигателя системой пружин, образующей автоматический регулятор сброса давления выхлопных газов на случай его внезапного увеличения. Двигатели такого типа имели практически постоянную тягу при постоянном давлении выхлопных газов. Некоторые образцы таких двигателей снабжались

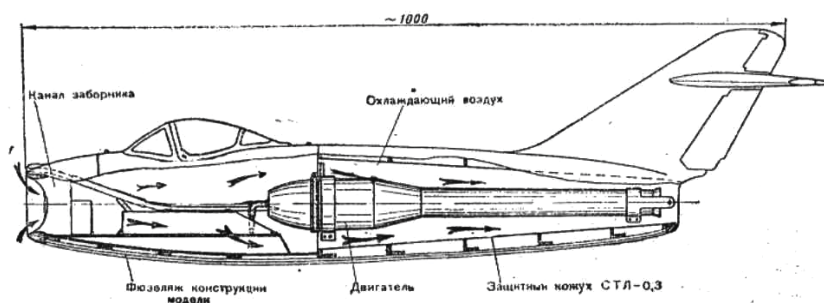
эжекторными усилителями тяги как на (Фиг.4) [5]. Тяга лучших образцов таких двигателей составляла 110 г. при продолжительности работы до 35 сек. В СССР такие двигатели не производились. Они ввозились из-за рубежа в очень малом количестве.

Некоторое продвижение попыток внедрения реактивной тяги в авиамodelизм позволили реализовать созданные в послевоенное время пульсирующие воздушно-реактивные двигатели (ПуВРД). Такие микродвигатели в 50-годах в нашей стране строились энтузиастами-авиамodelистами и даже продавались в специализированных магазинах для юных техников (реактивные микродвигатели РАМ-1, РАМ-2). Применение

ПуВРД позволило отечественным авиамodelистам-спортсменам (мастер спорта СССР И.И. Иванников) установить ряд мировых рекордов скорости полета авиамodelей с реактивным двигателем. Работа таких микродвигателей сопровождалась очень громким, режущим слух звуком и разогревом камеры сгорания с резонансной трубой до цвета белого каления, что не позволяло использовать такой двигатель для ряда моделей самолетов без специальных мер защиты (Фиг.5) [5]. Вскоре производство ПуВРД в СССР из-за большой пожароопасности и высокого уровня шума, создаваемого ими, было прекращено. Летящие модели с применением ПуВРД были исключены из соревнований всех рангов.



Фиг. 4



Фиг. 5

Несмотря на отсутствие в продаже ПуВРД, в 1965 году одним из авторов этих строк была спроектирована и построена кордовая модель-копия сверхзвукового реактивного самолета-истребителя МиГ-21Ф13 длиной около 800 мм под ПуВРД. Чертежей суперсовременного, секретного по тем временам самолета найти тогда не удалось, и проектирование пришлось вы-

полнять по его фотографиям из газет и журналов. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель на тот момент из-за отсутствия необходимых жаропрочных материалов получился очень тяжелым и на модели очень пожароопасным. Однако летающая модель-копия самолета, имеющая оригинальную аэродинамическую компоновку, даже без силовой установки демонстриро-

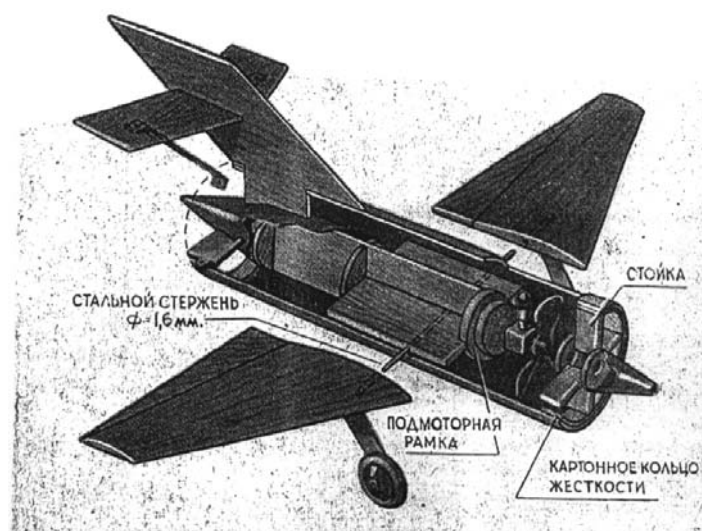
ввалась на городских выставках технического творчества школьников и занимала призовые места. Копийность этого сверхзвукового самолета-истребителя в те времена была достойной и пользовалась вниманием не только у школьников, но и у взрослых специалистов.

Идея постройки модели самолета с произвольно выбранным воздушным винтом уменьшенного диаметра в фюзеляже-трубе (Фиг.6) [3] в начале 60-х являлась привлекательной. Однако, как показал дальнейший опыт, такое техническое решение без научно обоснованного проектирования профиля сечения воздушного винта, его крутки, определения диаметра воздухозаборника и выхлопного сопла, выбора формы воздушного канала не могло обеспечить необходимую величину коэффициента полезного действия (КПД) всей установки. Зачастую полеты таких моделей становились невозможными.

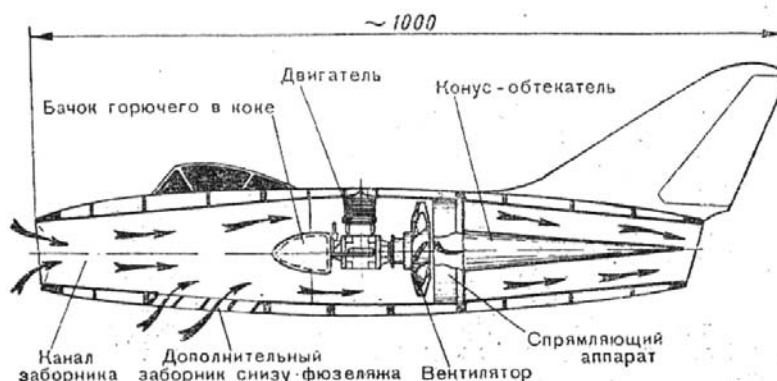
В 1965 году в СССР авиамоделисты – любители экспериментов и реактивных полетов получили информацию к размышлению над созданием новых проектов моделей реактивных самолетов.

Статья Ю. Данченко «На реактивных двигателях», опубликованная в альманахе «Юный моделист-конструктор» №11, 1965г., стр. 34 – 40, подробно описывала реальный опыт создания авиамоделей-копий с импеллерной силовой установкой, их конструкцию (Фиг.7) [5], (Фиг.8) [5] с улучшенными характеристиками.

Предлагаемую конструкцию импеллера можно было представить в виде системы, состоящей из многолопастного вентилятора и спрямляющего аппарата, т.е. одноступенчатого осевого компрессора с осевым входом потока и постоянной циркуляцией. Предварительный расчет его параметров мог реализовываться следующим алгоритмом:



Фиг. 6



Фиг. 7

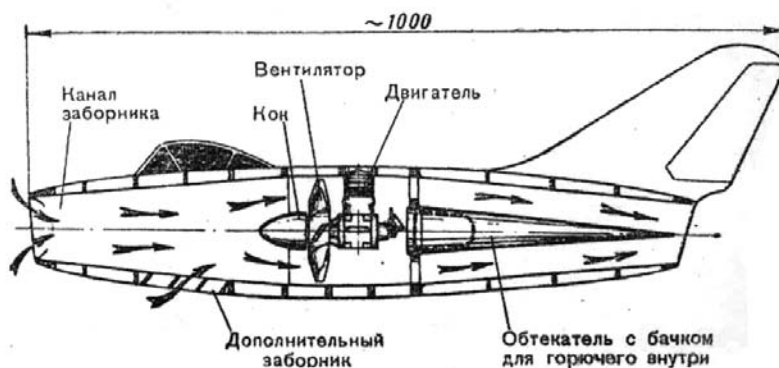
1. Рассчитывалась скорость полета модели;
2. Определялись (или задавались) габариты импеллера;
3. Выбирались профили сечений по длине лопасти и ее конфигурация;
4. С учетом оборотов двигателя рассчитывались окружные скорости на конце лопасти и у её основания, составлялись графики скоростей по её длине;
5. Рассчитывались углы атаки лопастей (крутка) с оговоркой, что у корня диапазон углов 6 – 8 градусов, а на конце 2 – 4 градуса. Изменение углов отражалось в виде графика;
6. Определялись углы установки профилей по всей длине лопасти. Расчет проводился для ряда сечений, в том числе корневого и концевого. По результатам строился график.
7. Фиг. 8.

На основе опыта строительства импеллеров была отработана конструкция и их

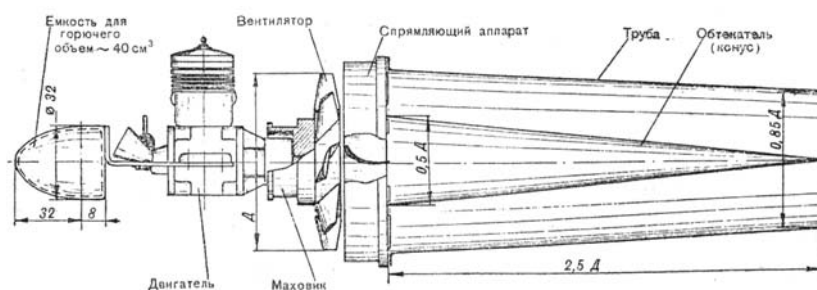
геометрические параметры, которые представлены на (Фиг.9) [5].

В настоящее время ряд зарубежных фирм поставил производство импеллеров на поток и предлагает огромный выбор импеллерных силовых установок из самых современных высокомодульных материалов.

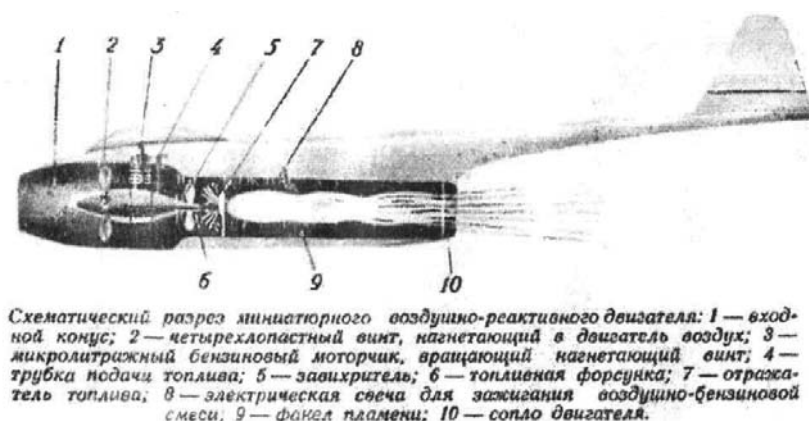
Возникали и другие схемы реактивных двигателей для авиационных моделей (Фиг.10) [2]. Конструкторам-авиамоделистам не всегда было известно о результатах проведения подобных работ в (настоящей) пилотируемой авиации в довоенное и послевоенное время. Этот тип силовых установок назывался мотокомпрессорным воздушно-реактивным двигателем (МКВРД). При сложности постройки, эксплуатации и малоэффективности таких силовых агрегатов было установлено, что они являются тупиковой ветвью развития реактивных двигателей в авиации, а перспектива была отведена развитию турбореактивных двигателей (ТРД).



Фиг. 8



Фиг. 9



Фиг. 10

3. Программа «Рубикон»

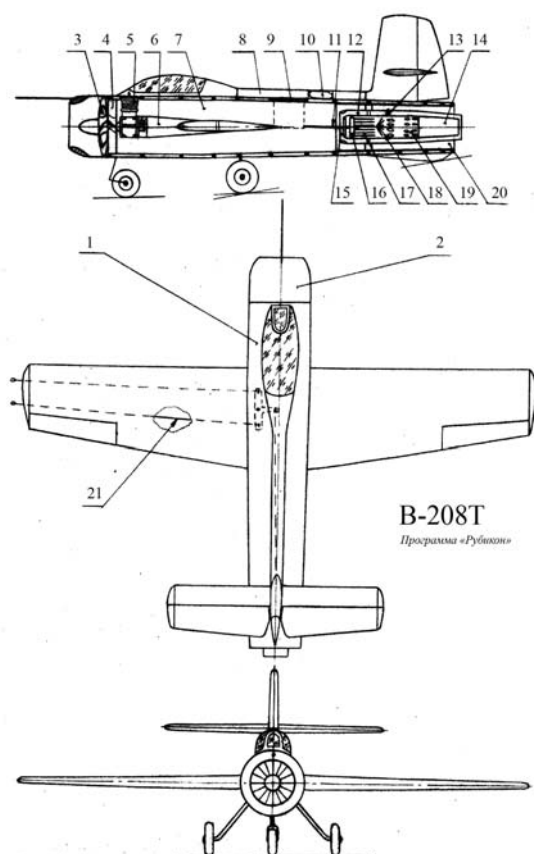
3.1. Летающая модель «В-208т»

В результате изучения довоенного и послевоенного опыта постройки реактивных авиамоделей и их двигателей одним из авторов в 1969 году была разработана программа «Рубикон», которая предусматривала самостоятельное проведение экспериментов, проектирование, постройку и испытания летающих моделей с реактивными силовыми установками, а также создание образцов авиамоделей реактивных двигателей. В соответствии с программой без информации о результатах испытаний МКВРД в авиации и о существовании схемы на (Фиг.10) [2], при наличии только вышеназванных сведений об импеллерных силовых установках началось создание реактивной летающей модели самолета. Модель получила обозначение «В-208т» с мотокомпрессорным реактивным двигателем МКРД – 1 (Фиг.11).

Этот миниатюрный летательный аппарат выполнялся по схеме среднеплана с трехопорным неубираемым шасси с носовой стойкой. Оснащен он был трапециевидным в плане крылом и трапециевидным оперением. Фюзеляж 1 модели цилиндрической формы, переходящей в усеченный конус, каркас которого был изготовлен из деревянных реек и фанерных шпангоутов. В носовой части фюзеляжа 1 размещался лобовой воздухозаборник со съёмным капотом 2. Капот 2 закрывал восьмилопастной вентилятор 3 диаметром 100 мм. и неподвижно установленный девятилопастной спрямляющий аппарат 4. Там же, в носовой части, был установлен авиамоделейный поршневой компрессорный двигатель 5, на валу которого и был установлен вентиля-

тор 3. В зоне аэродинамической тени за двигателем 5 был установлен бак 6 для питания компрессорного поршневого двигателя. Внутри фюзеляжа был проложен с небольшим сужением воздуховод 7. В верхней части фюзеляжа 1 и в горгrote были установлены баки 8 и 9, обеспечивающие горючим камеру сгорания реактивного двигателя. Там же был закреплен и газовый баллончик системы вытеснения 10. Установленный между обшивкой и воздуховодом бак 9 для горючего являлся расходным. Из бака 8 в бак 9 обеспечивалась подача горючего вытеснением и далее, по трубопроводу 11, к форсункам камеры сгорания.

В хвостовой части фюзеляжа 1 внутри воздуховода 7 была закреплена на пилонх камера сгорания, состоящая из корпуса 12, жаровой трубы 13, реактивного насадка 14, завихрителя 15, коллектора 16 с 8-ю испарительными трубками и форсунками 17. Конструкция камеры сгорания позволяла осуществлять предварительный подогрев и испарение горючего в зоне горения. После распыла форсунками 17 топливовоздушной смеси последняя, сгорая, обтекала стабилизаторы пламени 18, которые предотвращали срыв пламени в камере сгорания. Перфорация 19 в стенках жаровой трубы 13 обеспечивала поступление вторичного воздуха для некоторого понижения температуры в камере сгорания и улучшала сгорание топливовоздушной смеси. Все детали камеры сгорания были выполнены из тонких листовых жаропрочных сплавов. Холодный контур установки и сопло 20 были покрыты специальной термостойкой изоляцией на основе стекловолокна. На модели была установлена система управления 21 рулем высоты посредством корды.



Фиг. 11

Сложность эксплуатации отечественных поршневых компрессионных микродвигателей, а также довольно скромный выбор номенклатуры применяемых материалов в то время не позволили дать объективную оценку работе всей установки. Высокотемпературная работа камеры сгорания МКРД – 1 отрицательно влияла на всю деревянную конструкцию хвостовой части фюзеляжа, несмотря на её теплоизоляцию. Возникала пожароопасная ситуация, устранять которую приходилось не единожды. Установка в носовой части фюзеляжа поршневого компрессионного микродвигателя явно себя оправдала. Двигатель нормально работал и охлаждался. На холодном режиме обеспечивалась нормальная работа всего воздушного тракта. Съемный носовой капот совместно с открывающимся фонарем позволяли свободно заводить двигатель рукой. Запуск и работа двигателя иногда осложнялись производственными недостатками конкретного компрессионного двигателя.

В соответствии с программой «Рубикон» были также спроектированы и построены летающие модели-копии с различной конструкцией импеллерной силовой установки, выполненные по различной технологии (Фиг.12, летающая модель-копия самолета МиГ-15, 1980 год), (Фиг.13, летающая модель-копия самолета МиГ-15, 2013 год), (Фиг.14, летающая модель проектируемого самолета-мишени «Ястреб», 2003 год).



Фиг.12



Фиг.13



Фиг.14

3.2. Авиамодельный турбореактивный микродвигатель ТД-01.

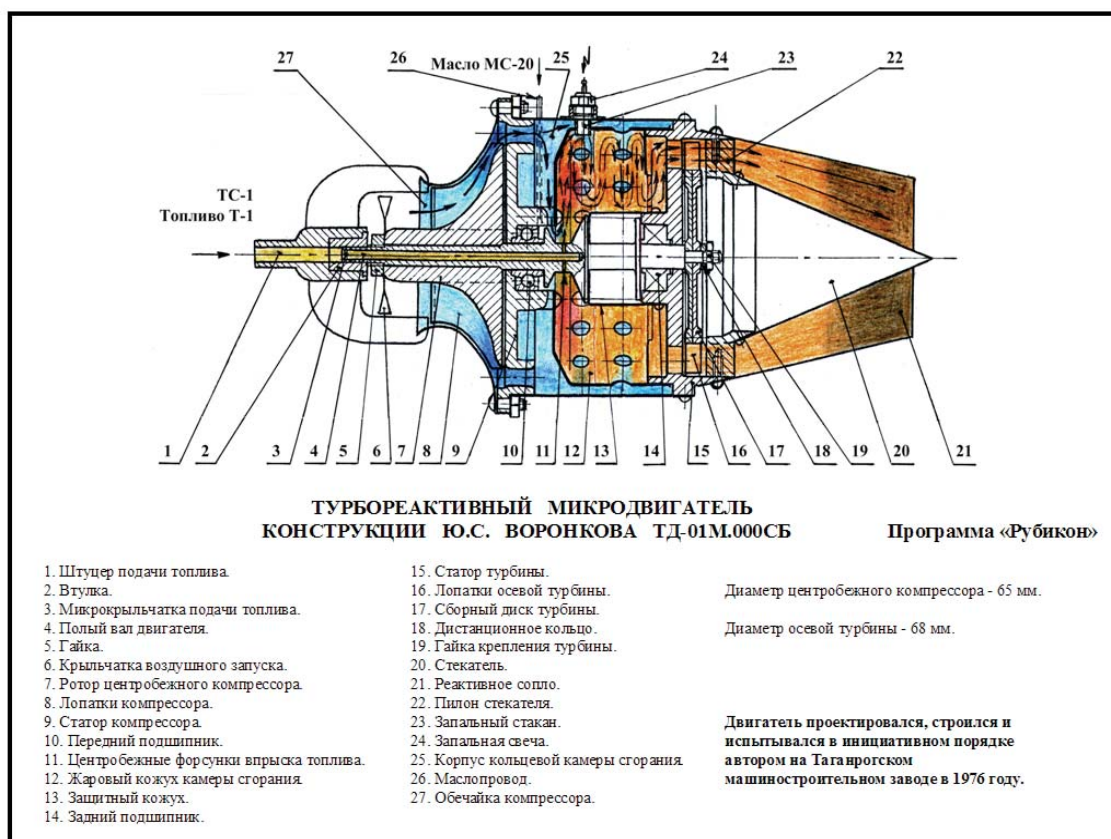
В 1976 году в соответствии с программой «Рубикон» одним из авторов была реализована неоднократная попытка спроектировать и выполнить в металле турбореактивный микродвигатель. Такой микродвигатель под обозначением ТД-01М.000СБ, (ТД-01) был построен.

ТД-01М.000СБ (Фиг.15) представлял собой один из простых вариантов турбореактивного двигателя. Двигатель был оснащен центробежным компрессором, осевой турбиной, кольцевой камерой сгорания с центробежным впрыском топлива через полый вал. Преимуществом двигателя являлось отсутствие насосной системы подачи топлива в камеру сгорания. Топливо засасывалось через полый вал двигателя и распылялось форсунками в камере сгорания за счет действия на него центробежных сил при вращении вала. У таких двигателей сопловой аппарат

газовой турбины заперт, а в выходном устройстве реализуется критический перепад. Поэтому газовая турбина работает с постоянной степенью понижения давления.

Конструктивно двигатель состоял из следующих деталей и узлов и был выполнен из следующих материалов.

Штуцер-1 подачи топлива выполнялся из материала АК6 токарной обработкой. В него запрессовывалась втулка 2 из бронзы БрАЖМц10-3-1,5, выполненная токарной обработкой. К наружной поверхности штуцера 1 приваривались специальные профилированные пилоны из материала АМг2 для установки штуцера 1 на обечайке компрессора 27. Обечайка 27 выполнялась методом выдавливания из листа АМц токарным способом на специальной оправке с последующим отрезанием доньшка заготовки и развальцовкой кромки. Обечайка компрессора 27 со штуцером 1 представляла собой сборочную единицу.



Фиг. 15

Вал 4 двигателя изготавливался токарным способом из материала типа 40ХНМА. При помощи специального приспособления по оси вала на глубину 62 мм в нем было просверлено отверстие диаметром 3 мм. На входе внутри отверстия полого вала 4 была установлена и закреплена пайкой микрокрыльчатка подачи топлива 3 диаметром 3 мм. из латуни ЛС59-1. С этим отверстием сообщались просверленные в валу центробежные форсунки впрыска топлива 11 диаметром 0,5 мм. Шейки вала под подшипники шлифовались, и на их поверхности напрессовывались подшипники НУ980077Ю из нержавеющей стали, превращая вал 4 с подшипниками и микрокрыльчаткой в сборочную единицу.

Компрессор состоял из ротора 7, выполненного токарным способом по шаблону из материала АК6, и 12-ти лопаток 8. Все лопатки компрессора изготавливались слесарным способом из материала АМг2 и обрабатывались в пакете. В роторе 7 дисковой фрезой прорезалось 12 радиальных пазов, и туда с натягом вставлялись лопатки 8. С тыльной стороны ротора 7 производилась сварка ротора с лопатками в среде аргона. После сварки входным кромкам лопаток по шаблону придавался необходимый установочный угол.

Статор компрессора 9 был выполнен из материала АК6 токарным способом. По окружности на диаметре, несколько большем диаметра компрессора, были выполнены 24 конических отверстия, образующих диффузор компрессора. На торцевой поверхности статора 9 над гнездом подшипника закреплен посредством винтов жаровой кожух камеры сгорания 12, выполненный из материала типа ХН78Т. Формообразование жарового кожуха 12 производилось из листа после отжига на токарном станке выдавливанием. Статор компрессора 9 в сборе с жаровым кожухом камеры сгорания 12 образовывал сборочную единицу.

Статор турбины 15 был выполнен из материала типа 30ХМЮА токарным способом. На периферии статора по окружности имелись косонаправленные отверстия, являющиеся соплами, направляющими газовый поток из камеры сгорания на лопатки турбины. Посредством винтов к статору 15 были прикреплены защитный кожух 13, выполненный из листового материала типа 12ХН10Т, и корпус кольцевой камеры сгорания 25, выполненный из того же материала 12ХН10Т. Формообразование данных деталей производилось гнутьем и контактной сваркой.

Сборный диск турбины 17 состоял из 3-х деталей. Лопаточный диск 16, выполненный из листовой жаропрочной стали типа ЭИ867, размечался на 32 лопатки. Для устранения концентраторов напряжений в местах смежных лопаток в диске выполнялись отверстия, затем между лопатками перемычки разрезались, и лопаткам придавались на специальной оправке нужный профиль и нужный угол установки. К лопаточному диску с двух сторон стыковались диски ступицы, выполненные из стали типа 12ХН10Т. При установке на вал 4 сборного диска турбины 17 все детали центрировались, занимая нужное положение, и скреплялись.

Стегатель 20 выполнялся из двух деталей. Обод выполнялся токарным способом из материала типа 30ХМЮА в виде кольца, затем фрезерованием и слесарным способом выбирался металл между пилонами крепления обода в статоре турбины 15. Пилонам придавался удобообтекаемый профиль. К конической части обода газовой сваркой был приварен конус, выполненный гнутьем из листа Х18Н10Т и по шву соединенный контактной сваркой.

Сборка двигателя производилась следующим образом.

Более длинная часть вала 4 с подшипниками вставлялась в гнездо статора компрессора 9, а короткая – в гнездо статора турбины 15. При этом жаровой кожух камеры сгорания 12 охватывал проточку на статоре турбины 15, а защитный кожух 13 подходил к коническому фланцу полого вала 4. Когда оба статора компрессора 9 и турбины 15 выставлялись на нужной дистанции, можно было корпус кольцевой камеры сгорания 25 прикреплять винтами к фланцу статора компрессора 9, а другую сторону корпуса 25 закреплять на статоре турбины 15. В результате получалась жесткая конструкция, позволяющая вести проверку работоспособности подшипников 10, 14 и выполнять притирку рабочего колеса компрессора к обечайке компрессора 27.

На более короткую часть вала 4 насаживался сборный диск турбины 17, который размещался внутри статора турбины 15. Он закреплялся через специальное дистанционное кольцо 18 гайкой 19 и стопорился. Во внутреннюю полость статора турбины 15 вставлялся стегатель 20, а на коническую поверхность статора 15 надевалось реактивное сопло 21, и все это фиксировалось винтами. Вставлялись трубки маслопровода 26, запальный стакан 23, и крепилась свеча зажигания 24.

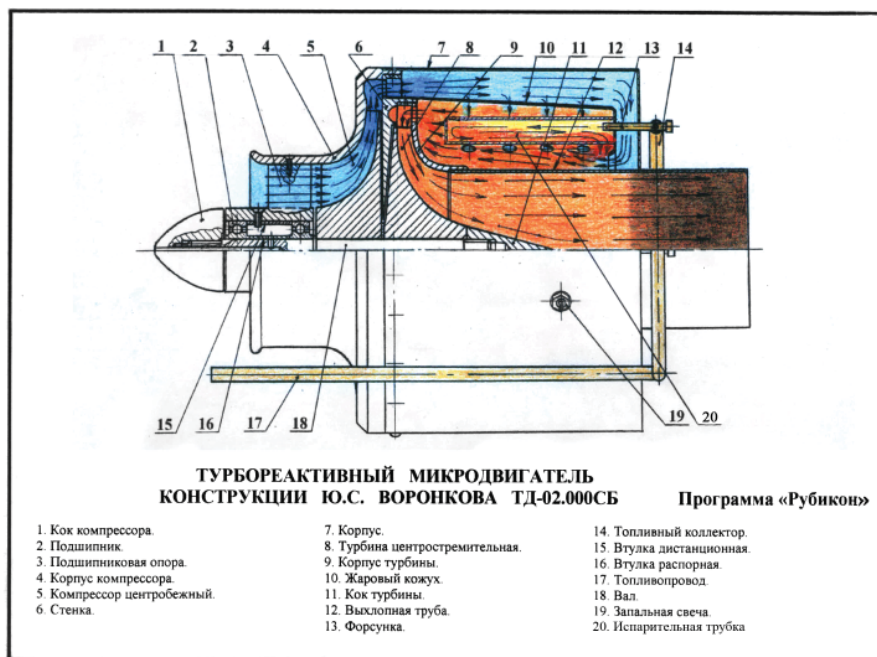
При испытаниях микродвигателя выяснилось, что он может работать в очень узкой области режимов. Расширение диапазона режимов работы двигателя требовало финансовых затрат для доработки его деталей и узлов.

3.3. Проект авиамодельного турбореактивного микродвигателя ТД-02

По результатам испытаний микродвигателя ТД-01 было принято решение о разработке авиамодельного турбореактивного микродвигателя с центростремительной турбиной и центробежным компрессором, объединенными в моноротор. Двигатель должен был оснащаться камерой сгорания испарительного типа, подшипниковым узлом, вынесенным в холодную зону. Проект получил обозначение ТД-02.000СБ., (ТД-02) (Фиг.16).

4. Выводы

Опыт реализации программы «Рубикон» в 1968 – 1978 г.г. выявил наиболее перспективную разработку – авиамодельный турбореактивный микродвигатель ТД-02.000СБ. (ТД-02). С точки зрения теории маломощных лопаточных машин при таких размерностях ТРД сочетание центростремительной турбины с центробежным компрессором в комплексе с камерой сгорания испарительного типа является наиболее оптимальным. Применения такого двигателя в наши дни возможно не только в авиамоделизме, но и в беспилотных летательных аппаратах, в энергетических установках малой мощности и даже в пилотируемых летательных аппаратах с распределенной тягой.



Фиг.16

Список литературы

- Шур «Штаб юных техников» // Техника молодежи. – 1948. – №3. – С. 9, 11.
- Инженер В. Гусев «Микро – РД» // Техника молодежи. – 1949. – №10. – С.10.
- Максимов Ю. Модель истребителя // Юный техник. – 1962. – №7. – С. 78-80.
- Моделист-конструктор. – 1966. – №3. – С.47.
- Данченко Ю. На реактивных двигателях // Юный моделист-конструктор. – 1965. – №11. – С. 34-40.
- Макаров Ю.В. Летательные аппараты МАИ. – М.: Изд. МАИ, 1994.
- Ханцев Ф. Основы общей методики конструирования (Систематизация конструирования). – Л.: Машиностроение, 1962.

- Бородин Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели. – М.: Изд-во ДОСААФ, 1968.
- Бабаев Н., Гаевский О., Кудрявцев С., Микиртумов Э., Хухра Ю. Авиационный моделизм. – М.: Изд-во ДОСААФ, 1956.
- Гаевский О.К. Авиамодельные двигатели. – М.: Изд-во ДОСААФ, 1973.
- Эльштейн П. Конструктору моделей ракет / пер. с польского. – М.: Изд-во Мир, 1978.
- Журналы: «Техническая информация» ЦАГИ; «Изобретатель и рационализатор»; «Техника-молодежи»; «Знание-сила»; «Science News» (США); «Изобретения стран мира» Кп. В64С.
- Воронков Ю.С. Мои микро – ТРД // АэроМастер. №13-14. – Новосибирск, 2009. С.38-43.