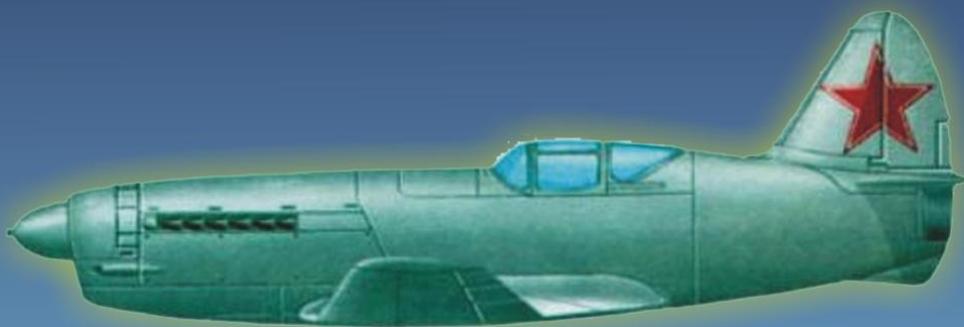


А. Райгородецкий

# ПОЛУРЕАКТИВНЫЕ. НА СТЫКЕ ЭПОХ



## «Полуреактивные. На стыке эпох».

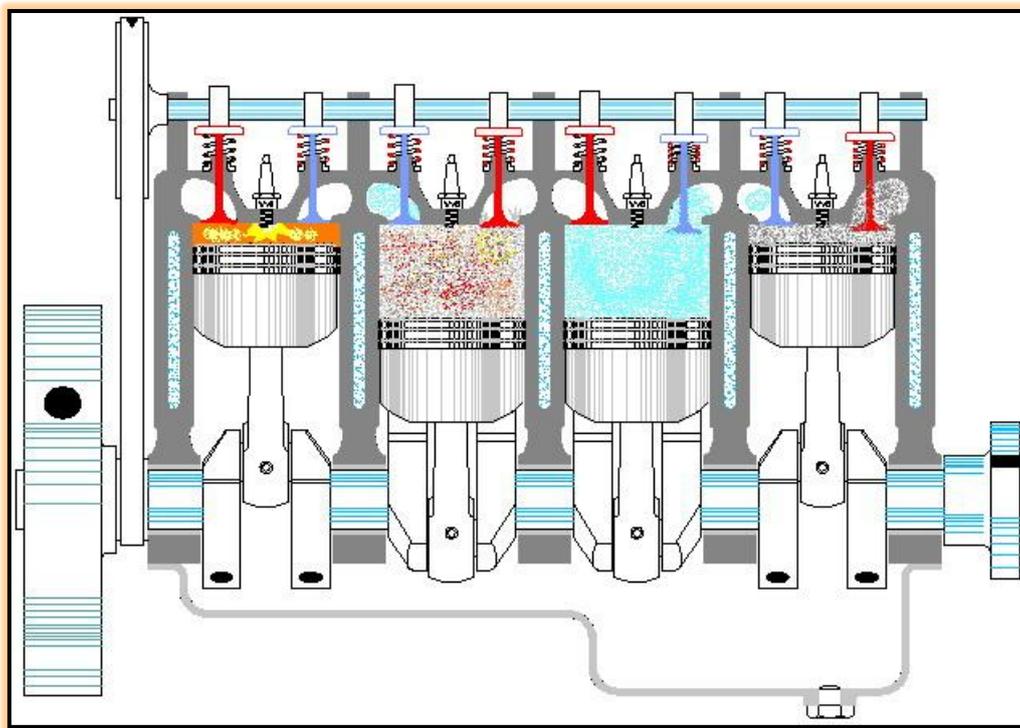
(посвящается памяти моего старшего друга *Юрия Григорьевича Пахомова*)

В этой работе будет идти речь о самолётах со смешанной силовой установкой, то есть такой, в которой применялись два разных типа двигателей. В принципе разговор пойдёт о трёх разных (в плане силовых установок) группах самолётов. **Первое и основное** внимание будет уделено группе самолётов с так называемой *мотокомпрессорной* силовой установкой, где роль привода турбины компрессора выполняет *поршневой* двигатель. **Вторая группа** - это самолёты с поршневыми двигателями, где в качестве ускорителя или дополнительного движителя использовались *жидкостно-ракетные (ЖРД)* или *прямоточные воздушно-реактивные (ПВРД)* двигатели. **И третья группа** - это самолёты с *поршневыми* или *турбовинтовыми* двигателями в качестве основных и полноценными *турбореактивными* двигателями в качестве дополнительных. Подобные самолёты, опытные и серийные, проекты, оставшиеся только на бумаге появились тогда, когда подобно классикам, «верхи ещё не могли, а низы уже не хотели». То есть в тот момент когда реактивная авиация только начиналась, а винтовая сдавать позиции ещё не хотела. Винтовой двигатель должен был использоваться в крейсерском режиме полёта (таким образом экономя горючее и увеличивая радиус действия), а реактивный включаться только кратковременно в нужный момент, например для увеличения скорости или потолка во время атаки противника или ухода от преследования.

\*\*\*\*\*

Для наглядности и общего примера, я посчитал, что будет правильно сначала сделать **краткое** описание типов авиационных двигателей, которые так или иначе будут упомянуты далее.

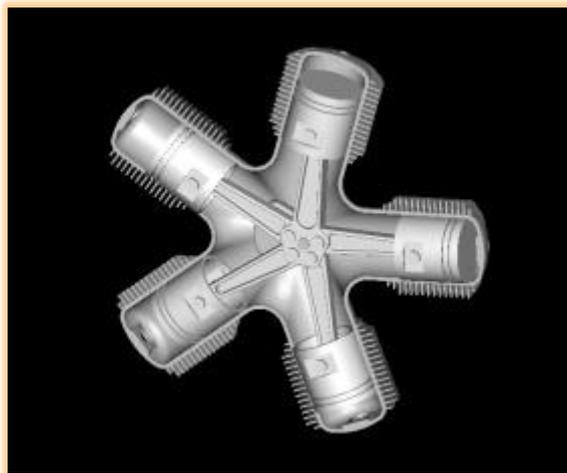
**Поршневой двигатель.** По расположению цилиндров поршневые двигатели делятся на рядные и радиальные (звездообразные).



*Рядный поршневой двигатель*

Поршневые авиационные двигатели представляют собой четырехтактные двигатели, работающие на бензине. Охлаждение цилиндров поршневых двигателей выполняется, как правило, воздушным, хотя в авиации находили применение поршневые двигатели и с водяным охлаждением цилиндров. Поршневые двигатели различают по способу смесеобразования топлива с воздухом. Образование смеси осуществляется либо непосредственно в цилиндрах, либо в специальном устройстве, называемом карбюратором, откуда в цилиндр поступает готовая смесь. В зависимости от способа смесеобразования

поршневые авиационные двигатели подразделяются на карбюраторные и двигатели с непосредственным впрыском.

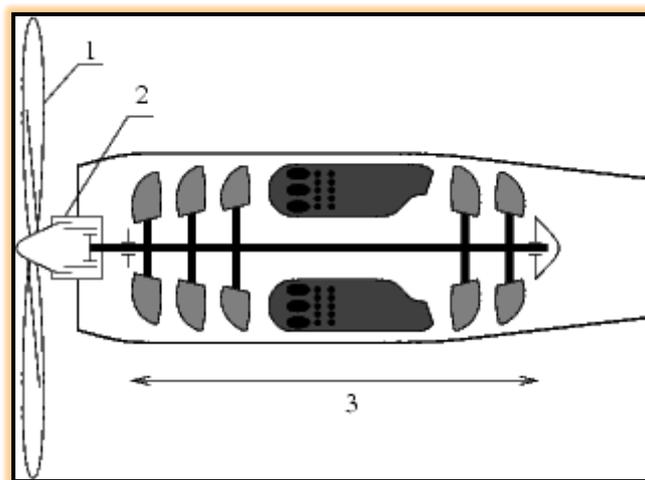


*Радиальный (звездообразный) поршневой двигатель*

Сгорание топлива в поршневом двигателе осуществляется в цилиндрах, при этом тепловая энергия преобразуется в механическую, так как под действием давления образующихся газов происходит поступательное движение поршня. Поступательное движение поршня в свою очередь преобразуется во вращательное движение коленчатого вала двигателя через шатун, являющийся связующим звеном между цилиндром с поршнем и коленчатым валом.

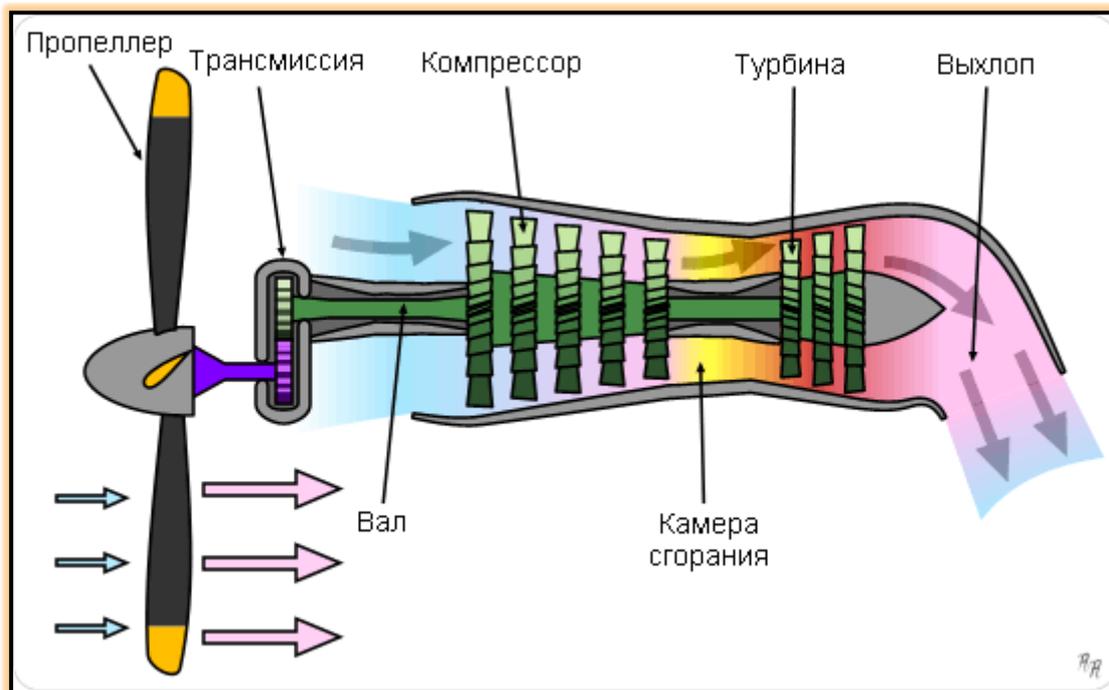
**Турбовинтовой двигатель.** Первый турбовинтовой двигатель в середине 30-х годов разработал (будучи профессором Технического университета в Берлине), будущий глава отдела планёров самолетов на «Junkers Flugzeugwerke» А. С. Гребенг Вагнер.

Турбовинтовой двигатель это тип газотурбинного двигателя, в котором основная часть энергии горячих газов используется для привода воздушного винта через понижающий частоту вращения редуктор, и лишь небольшая часть энергии составляет выхлоп реактивной тяги. Наличие понижающего редуктора обусловлено необходимостью преобразования мощности: турбина - высокооборотный агрегат с малым крутящим моментом, в то время как для вала воздушного винта требуются относительно малые обороты, но большой крутящий момент.



Турбовинтовой двигатель состоит из тех же узлов и агрегатов, что и турбореактивный. Однако в отличие от ТРД на турбовинтовом двигателе дополнительно смонтированы воздушный винт и редуктор. Для получения максимальной мощности двигателя турбина должна развивать большие обороты (до 20000 об/мин). Если с этой же скоростью будет вращаться воздушный винт, то КПД последнего будет крайне низким, так как наибольшего значения КПД винта на расчетных режимах полета достигает при 750-1500 об/мин. Для уменьшения оборотов воздушного винта по сравнению с оборотами газовой турбины в турбовинтовом двигателе устанавливается редуктор. На двигателях

большой мощности иногда используют два винта, вращающихся в противоположные стороны, причем работу обоих воздушных винтов обеспечивает один редуктор. В некоторых турбовинтовых двигателях компрессор приводится во вращение одной турбиной, а воздушный винт - другой. Это создает благоприятные условия для регулирования двигателя. Тяга у ТВД создается главным образом воздушным винтом (до 90%) и лишь незначительно за счет реакции газовой струи.



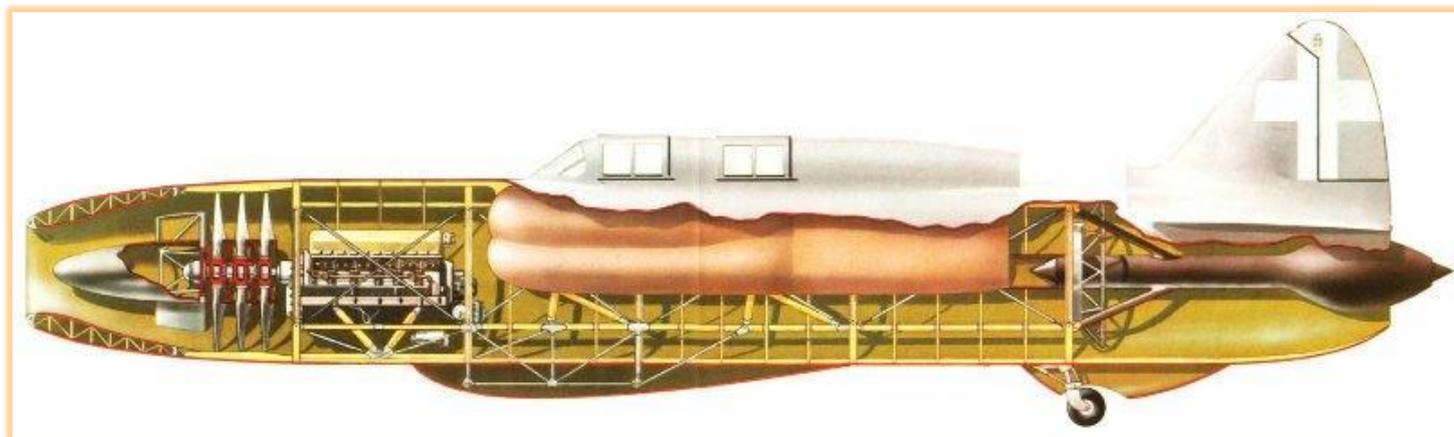
Назначение основных элементов ТВД ничем не отличается от назначения тех же элементов ТРД. Рабочий процесс ТВД также аналогичен рабочему процессу ТРД. Так же, как и в ТРД, воздушный поток, предварительно сжатый во входном устройстве, подвергается основному сжатию в компрессоре, и далее поступает в камеру сгорания, в которую одновременно через форсунки впрыскивается топливо. Образовавшиеся в результате сгорания топливоздушные газы обладают высокой потенциальной энергией. Они устремляются в газовую турбину, где, почти полностью расширившись, производят работу, которая затем передается компрессору, воздушному винту и приводам агрегатов. За турбиной давление газа практически равно атмосферному.

**Мотокомпрессорный двигатель.** Мотокомпрессорный двигатель нашёл небольшое применение на некоторых экспериментальных самолётах конца 30-х и 40-х годов XX века (И-250, Caproni-Campini N.1, Су-5 и другие проекты) и явился переходным этапом от поршневых двигателей с винтомоторной установкой к настоящим турбореактивным двигателям. Применение отдельного компрессора позволило исключить из конструкции двигателя сложную в производстве, дорогостоящую и ещё не вполне исследованную в те годы газовую турбину, а также внутренний компрессор.

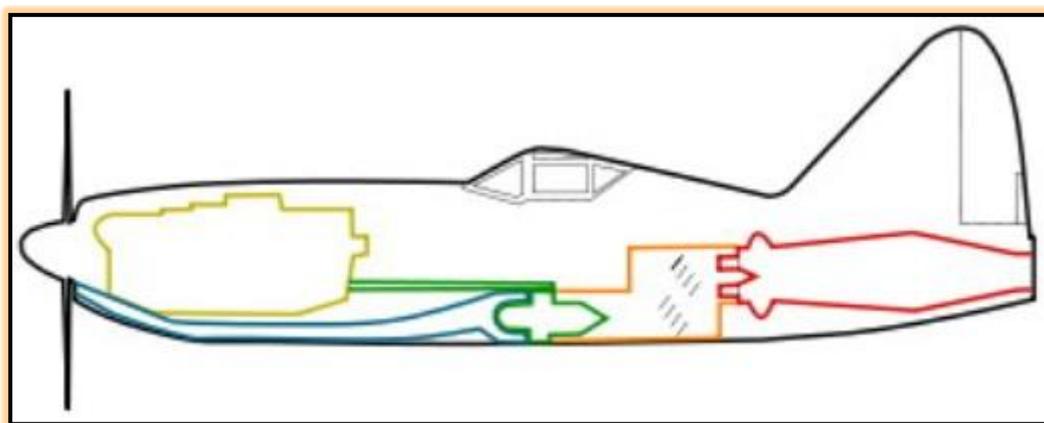
Мотокомпрессорная установка может быть, собственно говоря, двух видов: когда часть мощности поршневого двигателя отбирается для привода турбины компрессора, а часть (большая) тратится на вращение воздушного винта (Су-5, И-250, F1R «Fireball» и другие) и когда мощность поршневого двигателя полностью расходуется на вращение турбины, а воздушный винт, как таковой отсутствует вообще (самый первый в мире самолёт взлетевший на реактивной тяге в 1910 году - Coanda 1910, Caproni-Campini N.1, проект Caproni Ca.183bis и некоторые другие).

Самолёты, оснащённые таким типом силовой установки, зачастую превышали по скоростным характеристикам винтовые самолёты с поршневыми двигателями. Однако невысокий КПД комбинированной силовой установки и большая масса отдельного поршневого двигателя - наряду с быстрым развитием чисто турбореактивных двигателей в годы Второй Мировой войны, привели к отказу от мотокомпрессорной схемы в конце 40-х годов XX века.

Основным недостатком такого двигателя являются его значительно больший вес и большие габариты по сравнению с турбореактивным двигателем, развивающим ту же тягу. Кроме того, у такого двигателя с большой тягой для привода компрессора необходима очень большая мощность, которую поршневой двигатель в настоящее время не может обеспечить. Поэтому двигатель мотокомпрессорный воздушно-реактивный не получил распространения в авиации.



*Caproni-Campini N.1*



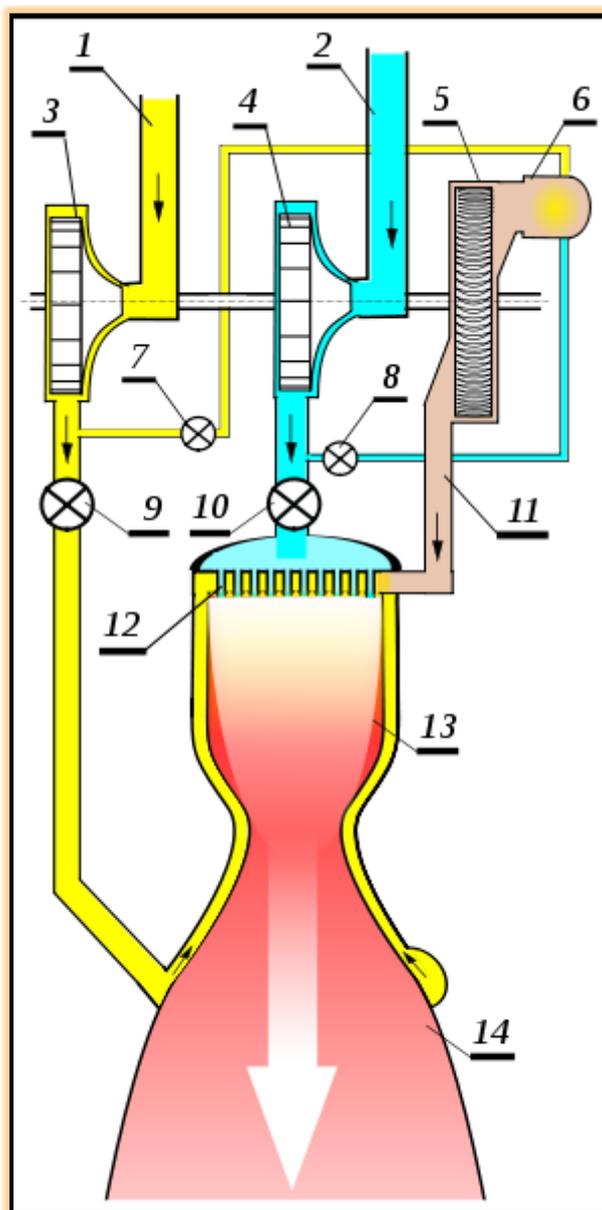
*I-250*

Мотокомпрессорный двигатель, это, как было сказано, двигатель у которого для привода компрессора используется поршневой двигатель. Воздух входит через специальное отверстие в передней части фюзеляжа в трубу переменного сечения, где поджимается компрессором, который получает вращение от расположенного позади звездообразного поршневого авиамотора. Затем поток сжатого воздуха омывает этот поршневой мотор воздушного охлаждения и несколько нагревается. Перед поступлением в камеру сгорания воздух смешивается с выхлопными газами от этого мотора. В камере сгорания, куда впрыскивается топливо, в результате его сжигания температура воздуха повышается еще больше. Газовоздушная смесь, вытекающая из сопла в хвостовой части фюзеляжа, создает реактивную тягу этой силовой установки. Площадь выходного сечения реактивного сопла регулируется посредством конуса, способного перемещаться вдоль оси сопла. Таким образом, у мотокомпрессорного двигателя нет собственного внутреннего компрессора и турбины для его привода: их роль выполняет отдельный (и приводимый отдельным двигателем) компрессор. **В описательном смысле такие двигатели можно назвать «полуреактивными» и именно это определение я вынес в общий заголовок работы.**

**Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД).** Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) - химический ракетный двигатель, использующий в качестве ракетного топлива жидкости, в том числе сжиженные газы. По количеству используемых компонентов различаются одно-, двух- и трёхкомпонентные ЖРД. В авиации нашли в своё время применение двухкомпонентные ЖРД, использующие в качестве горючего два компонента - топливо и окислитель.

Схема ЖРД предложена К. Э. Циолковским в 1903. Первые ЖРД были разработаны и испытаны в США Р. Годдардом в 1922, в Германии Г. Обертом в 1929. Первые отечественные ЖРД ОРМ-1 и ОРМ разработаны и испытаны В. Л. Глушко в 1930-1931, ОР-2 и двигатель 10 разработаны и испытаны Ф. А.

Цандером в 1931-1933. В 1942 лётчик Г. Я. Бахчиванджи совершил полет на первом советском реактивном самолете БИ с ЖРД тягой 10,8 кН. В 1943-1946 были проведены лётные испытания вспомогательного авиационного ЖРД, созданных под руководством Глушко. Во второй половине 40 х и в 50 е гг. за рубежом строились экспериментальные самолёты с ЖРД и опытные самолёты с комбинированными силовыми установками (ТРД + ЖРД). Однако широкого применения ЖРД в авиации не получил из-за большого удельного расхода топлива. С 1940-х годов в СССР и за рубежом разработано большое количество типов ЖРД, нашедших широкое применение на ракетах различного назначения и на некоторых самолётах. В 1943-46 на самолётах В. М. Петлякова, С. А. Лавочкина, А. С. Яковлева и П. О. Сухова были проведены лётные испытания вспомогательных авиационных ЖРД, созданных в Опытно-конструкторском бюро.



***Схема двухкомпонентного ЖРД***

- 1 — магистраль горючего***
- 2 — магистраль окислителя***
- 3 — насос горючего***
- 4 — насос окислителя***
- 5 — турбина***
- 6 — газогенератор***
- 7 — клапан газогенератора (горючее)***
- 8 — клапан газогенератора (окислитель)***
- 9 — главный клапан горючего***
- 10 — главный клапан окислителя***
- 11 — выхлоп турбины***
- 12 — смешительная головка***

ЖРД состоит из одной или нескольких основных камер, агрегатов подачи топлива, элементов автоматики, устройств для создания управляющих усилий и моментов, рамы, магистралей и вспомогательных устройств и агрегатов. Высокотемпературные газообразные продукты сгорания топлива, образующиеся в камере двигателя, разгоняются в реактивном сопле и истекают наружу, создавая реактивную тягу двигателя. Система подачи топлива ЖРД вытеснительная или насосная. В вытеснительной системе топливо подаётся в камеру путём вытеснения из баков газами, давление которых превышает давление в камере сгорания, в насосной системе подачи обычно применяется турбонасосный агрегат (ТНА). ЖРД с турбонасосными агрегатами бывают двух основных схем: без дожигания и с дожиганием генераторного газа в камере двигателя. ЖРД с дожиганием не имеют потери удельного импульса тяги, обусловленной приводом ТНА.

**Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД).** Реактивный двигатель, приводящий в движение летательный аппарат с помощью скоростного потока воздуха, сжимаемого в приемном устройстве и используемого при топлива. Единственная подвижная часть двигателя - это приемное устройство (или диффузор) с изменяющимся диаметром, для изменения объема и, следовательно, давления поступающего воздуха. Кроме приемного устройства, двигатель состоит из камеры сгорания в виде удлиненной трубки. Этот тип реактивного двигателя, является самым простым в классе воздушно-реактивных двигателей по устройству. Относится к типу ВРД прямой реакции, в которых тяга создается исключительно за счёт реактивной струи истекающей из сопла. Необходимое для работы двигателя повышение давления достигается за счёт торможения встречного потока воздуха. ПВРД неработоспособен при низких скоростях полёта, тем более при нулевой скорости, для выхода его на рабочую мощность необходим тот или иной ускоритель.

В 1913 году француз Рене Лорен получил патент на прямоточный воздушно-реактивный двигатель. ПВРД привлекал конструкторов простотой своего устройства, но главное-своей потенциальной способностью работать на гиперзвуковых скоростях и в самых высоких, наиболее разреженных слоях атмосферы, то есть в условиях, в которых ВРД других типов неработоспособны или малоэффективны. В 1930-е годы с этим типом двигателей проводились эксперименты в США (Уильям Эвери), в СССР (Ф. А. Цандер, Б. С. Стечкин, Ю. А. Победоносцев). В 1937 году французский конструктор Рене Ледюк получил заказ от правительства Франции на разработку экспериментального самолёта с ПВРД. Эта работа была прервана войной и возобновилась после её окончания. 19 ноября 1946 года состоялся первый в истории полёт аппарата с маршевым ПВРД, Leduc 010.

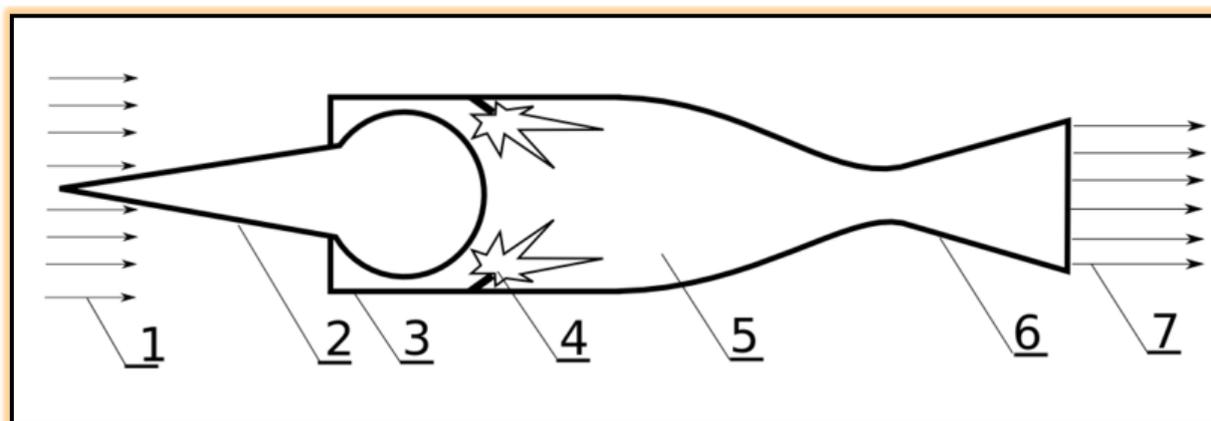
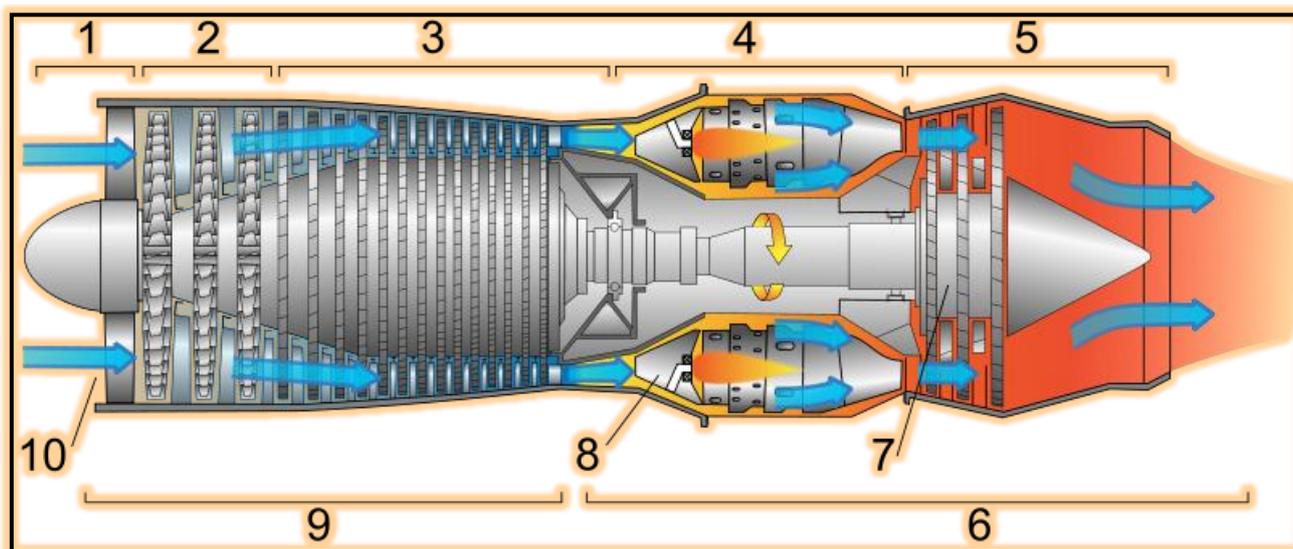


Схема устройства ПВРД на жидком топливе.

1. Встречный поток воздуха;
2. Центральное тело.
3. Входное устройство.
4. Топливная форсунка.
5. Камера сгорания.
6. Сопло.
7. Реактивная струя.

Зависимость тяги ПВРД от скорости полёта, может быть представлена следующим образом: пока скорость полёта значительно ниже скорости истечения реактивной струи, тяга растёт с ростом скорости полёта (вследствие повышения расхода воздуха, давления в камере сгорания и термического КПД двигателя), а с приближением скорости полёта к скорости истечения реактивной струи, тяга ПВРД падает, миновав некоторый максимум, соответствующий оптимальной скорости полёта.

**Турбореактивный двигатель (ТРД).** Турбореактивный двигатель (ТРД) - двигатель в котором сжатие рабочего тела на входе в камеру сгорания и высокое значение расхода воздуха через двигатель достигается за счёт совместного действия встречного потока воздуха и компрессора, размещённого в тракте ТРД сразу после входного устройства, перед камерой сгорания. Компрессор приводится в движение турбиной, смонтированной на одном валу с ним, и работающей на том же рабочем теле, нагретом в камере сгорания, из которого образуется реактивная струя. Во входном устройстве осуществляется рост статического давления воздуха за счёт торможения воздушного потока. В компрессоре осуществляется рост полного давления воздуха за счёт совершаемой компрессором механической работы.



**Схема работы ТРД:**

- 1. Забор воздуха**
- 2. Компрессор низкого давления**
- 3. Компрессор высокого давления**
- 4. Камера сгорания**
- 5. Расширение рабочего тела в турбине и сопле**
- 6. Горячая зона;**
- 7. Турбина**
- 8. Зона входа первичного воздуха в камеру сгорания**
- 9. Холодная зона**
- 10. Входное устройство**

Впервые идея использования турбокомпрессора в двигателе для ЛА изложена русским инженером Н. Герасимовым в 1909. Основы теории ВРД в СССР были опубликованы в 1929 Б. С. Стечкиным. Начало работ по созданию ТРД относится к 1930-37. В этот период в СССР начал работы по ТРД А. М. Люлька, в Великобритании Ф. Уиттл запатентовал схему ТРД с центробежным компрессором, во Франции теорией ТРД занимался М. Руа, в Германии с 1936 над созданием ТРД работал Х. Охайн. Создание первых ТРД относится к 1937. В Германии на фирме «Хейнкель-Хирт» был испытан созданный по проекту Охайна двигатель тягой 2500 Н; в Великобритании на фирме «Пауэр джетс» прошёл испытания разработанный по проекту Уиттла двигатель U. В 1939 в Германии состоялся полёт самолёта He-178 с двигателем HeS3B тягой 4900 Н, а в 1941 в Великобритании - полёт самолёта Глостер E28/39 с двигателем W тягой 3820 Н. В годы 2-й мировой войны начаты работы над ТРД в США и Японии. В СССР первый этап работы вплоть до окончания Великой Отечественной войны связан с работами Люльки, приведшими к созданию первых двигателей из семейства АЛ. После войны к созданию ТРД подключились коллективы КБ, возглавляемые В. Я. Климовым и А. А. Микулиным. Существенный

вклад в теорию ТРД внесли В. В. Уваров, Н. В. Иноземцев, К. В. Холщевников и др. учёные ЦИАМ, ЦАГИ, ВВИА. В разработке отечественных ТРД последующих поколений большая роль принадлежит коллективам КБ под руководством В. А. Добрынина, А. Г. Ивченко, С. П. Изотова, Н. Д. Кузнецова, В. А. Лотарева, П. А. Соловьёва, С. К. Туманского.

В конце 1930-х - начале 1940-х годов поршневые двигатели винтовых самолётов уже не обеспечивали роста тяги, требовавшегося в связи с ростом скоростей полёта, что дополнительно усугублялось падением КПД винта. На смену ПД пришли ТРД. Масса ПД требуемой мощности с увеличением расчётной скорости полёта возрастает до неприемлемых значений, в то время как увеличение массы ТРД с ростом расчётной максимальной скорости полёта оказывается небольшим, так как в лопаточных машинах повышение мощности турбокомпрессора сопровождается увеличением главным образом изгибающих напряжений в лопатках турбокомпрессора, что влияет на увеличение массы ТРД незначительно. Поэтому удельная масса, представляющая собой отношение массы двигателя к тяге, у ПД резко увеличивается, а у ТРД уменьшается при увеличении скорости полёта. Возрастание тяги ТРД при увеличении скорости полёта объясняется непрерывным ростом расхода воздуха через двигатель, однако при постоянной температуре газа перед турбиной с ростом скорости полёта одновременно уменьшается работа термодинамического цикла и соответственно удельная тяга двигателя; взаимное влияние расхода воздуха и удельной тяги определяет вид тяговых характеристик. При малых скоростях полёта, приблизительно до 300 км/ч, вследствие слабого вначале увеличения расхода воздуха абсолютная тяга несколько снижается, а затем возрастает, особенно резко у форсированных ТРД.

ТРД был первым типом газотурбинного двигателя, получившим широкое практическое применение в авиации. Постоянная потребность увеличивать тягу, особенно с ростом скорости полёта, привела к появлению класса форсированных ТРД (ТРДФ), в которых между турбиной и реактивным соплом располагается форсажная камера. ТРД разделяются: по числу роторов турбокомпрессора - на одно- и двухвальные; по типу компрессоров - на ТРД с центробежным и осевым компрессорами; по типу камеры сгорания - на ТРД с индивидуальными и кольцевыми камерами; по типу реактивного сопла - на ТРД с осесимметричным или плоским, нерегулируемым или регулируемым соплами, с управлением вектором тяги, с реверсивным устройством. В 1960 - 1980-х годах широкое распространение получили турбореактивные двухконтурные двигатели, в том числе с форсажной камерой.

\*\*\*\*\*

**И прежде, чем начать рассказ о конкретных типах самолётов, являющихся предметом данной работы, следует уйти немного в историю** и сказать о первом самолёте, взлетевшем на реактивной тяге, самолёте с первой в мире мотокомпрессорной силовой установкой, сконструированном румынским инженером Анри Коанда и взлетевшем в 1910 (!!!) году на Парижском авиасалоне. А также вторым самолётом с силовой установкой подобного типа - итальянском самолёте Caproni-Campini СС.1 совершившим первый полёт 28 августа 1940 года.

Анри Коанда был тем самым, в хорошем смысле, безумцем, который ещё в 1910 году замахнулся на саму основу, как тогда казалось, авиации - воздушный винт. Именно тогда знаменитый Густав Эйфель сказал ему следующие слова : «Вы опередили время на тридцать, а то и на все пятьдесят лет!».

**Анри Коанда** (7 июня 1886 - 25 ноября 1972) румынский учёный в области аэродинамики, первооткрыватель эффекта Коанды. Один из пионеров авиации, создатель первого в мире проекта самолёта на реактивной тяге, Coandă-1910. Родился в Бухаресте, второй ребёнок в большой семье. Отцом Генри Коанды был известный политик (позже премьер-министр Румынии), генерал Константин Коанда, профессор математики в Национальной школе мостов и дорог. Мать, Аида Дане, была урождённой француженкой, дочерью врача Гюстава Дане.

С 1896 года учился в Национальном коллеже святого Саввы, через три года, в 1899 году, отец, желавший видеть его военным, перевёл Анри в военное училище в Яссы. В 1903 году Анри Коанда окончил военное училище в звании сержант-майора (прапорщика) и продолжил обучение в Бухаресте в Школе артиллерийских, военных и флотских инженеров. В 1904 году он вместе со своим

артиллерийским полком был командирован в Германию, где поступил в Высшую техническую школу в Шарлоттенбурге.

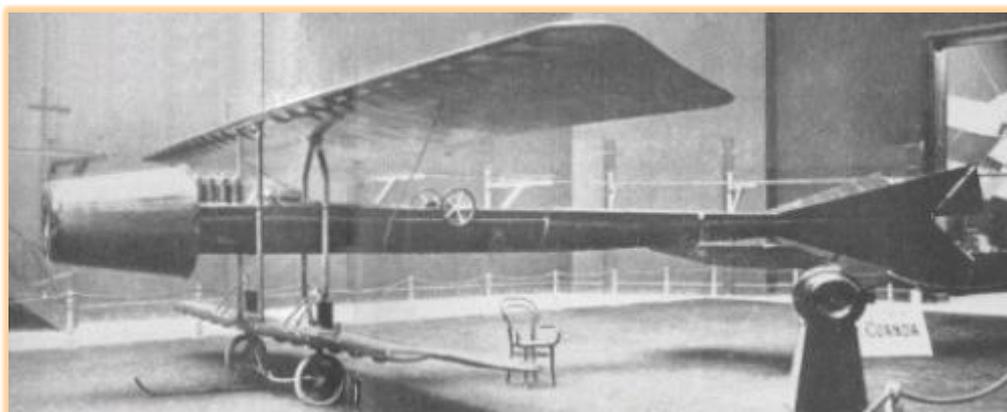
Хотя по образованию Коанда был инженером-артиллеристом, он больше интересовался проблемами воздухоплавания. В 1905 году он сконструировал самолёт для румынской армии. В 1907-1908 годах он продолжил обучение в Институте Монтефиори в Льеже, где познакомился с Джанни Капрони. В 1908 году Коанда вернулся в Румынию для прохождения службы офицером во Втором артиллерийском полку. Однако вскоре он обратился за разрешением выйти в отставку, и, после получения разрешения, совершил автомобильный рейд в Исфахан и далее в Тибет. По возвращении в Европу поступил в Париже во вновь открывшуюся Высшую Национальную Школу Инженеров и Авиаконструкторов (сейчас Высшая Национальная Школа Авиации и Космоса). В 1910 году он закончил её, став первым в своём классе и получив специальность авиаконструктора.

При поддержке инженера Гюстава Эйфеля и математика и пионера авиации Поля Пенлеве, Коанда начал эксперименты по аэродинамике. Так, в одном из экспериментов он прикрепил измерительное устройство к поезду, идущему со скоростью 90 км/ч, чтобы изучить аэродинамику на такой скорости. В другом эксперименте он использовал аэродинамическую трубу для оптимизации профиля крыла самолёта. Позже этот эксперимент привёл к открытию эффекта Коанды.

В 1910 году в мастерской Джанни Капроне Коанда сконструировал первый прототип реактивного самолёта - самолет Coandă-1910 и представил его на Втором Воздухоплавательном салоне в Париже. Самолёт использовал четырёхцилиндровый поршневой двигатель для привода компрессора, который должен был приводить в движение самолет за счет всасывания воздуха на входе в компрессор и создания потока воздуха на выходе. Коанда запатентовал эту технологию во Франции в 1910 году и в Великобритании и Швейцарии в 1911 году. Тем не менее, аппарат оказался неспособным к полёту, и технология не получила дальнейшего развития. Тем не менее Coandă-1910 считается одним из предшественников реактивной авиации.

С 1911 по 1914 годы Коанда работал в должности технического директора Bristol Aeroplane Company в Великобритании. Там он сконструировал ряд самолётов, известных как Bristol-Coanda Monoplanes. В 1912 году один из самолётов получил первый приз на Международном конкурсе военных самолётов. В 1915 году, во время Первой мировой войны, Коанда снова переехал во Францию и работал в компании Делоне-Бельвиль в Сен-Дени. Там он сконструировал три поршневых самолёта, включая Coandă-1916, пропеллеры которых были расположены близко к хвосту. Позже аналогичный дизайн был использован в самолётах Capavelle, при конструировании которых Коанда был техническим консультантом. После Первой мировой войны он продолжал заниматься изобретениями, среди которых были аэросани и аэродинамический поезд. В 1934 году он запатентовал во Франции эффект Коанда. Во время Второй мировой войны Анри Коанда оставался в оккупированной Франции, а в 1969 году принял решение вернуться в социалистическую Румынию, где был назначен директором Института научного и технического творчества. В 1971 году он, вместе с Элие Карафоли, создал кафедру авиационной техники в Бухарестском Политехническом Университете.

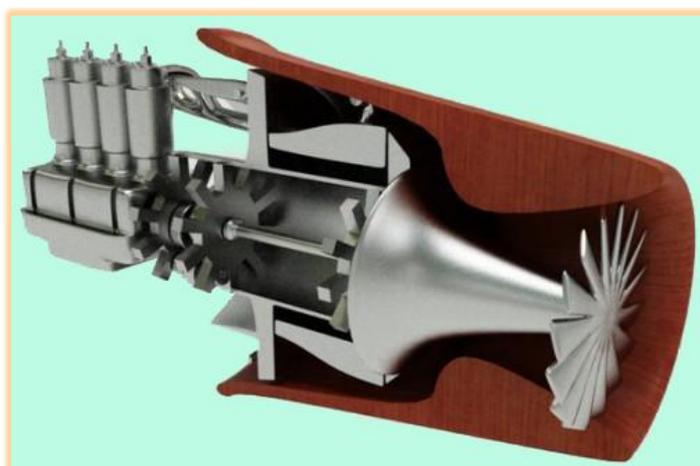
Анри Коанда умер в Бухаресте 25 ноября 1972 года в возрасте 86 лет.



В 1910 году на Парижском авиасалоне Анри Коанда продемонстрировал попытку полёта на первом в мире самолёте на реактивной тяге. Самолет обладал следующими характеристиками: ширина - 10,3 м; длина - 12,5 м; площадь крыла - 32,7 м<sup>2</sup>; вес - 420 кг; тяга двигателя - 220 кгс. Впервые силовые элементы крыла и конструкция их крепления к фюзеляжу были выполнены из стали вместо дерева. Крыло впервые в мире было оборудовано механизацией для увеличения подъемной силы, которая представляла из себя отклоняемые поверхности, увеличивающие подъёмную силу и критический угол атаки крыла. Воздушно-реактивный двигатель, спроектированный и построенный Коандой, состоял из четырехцилиндрового поршневого мотора водяного охлаждения мощностью 50 лошадиных сил, выдававшего 1000 об/минуту.



Главная особенность самолёта это двигатель-компрессор, который работая от 4-цилиндрового 50-сильного бензинового мотора *Clerget*, нагнетал воздух в две камеры сгорания, расположенные по бокам фюзеляжа, в которых воздух смешивался с топливом и сгорал. Топливные баки размещались в верхней паре крыльев, которая была по площади больше нижней и несколько выдвинута вперёд относительно неё.



Аппарат совершил свой первый и последний полёт в октябре 1910, при огромном стечении публики (ранее в этом же месяце Коанда продемонстрировал своё изобретение на Парижском авиасалоне). За штурвалом находился сам конструктор. Для защиты хвоста от выхлопа крайне неудачно расположенного двигателя, Коанда применил закругленные дефлекторы, и на испытании, дефлекторы отклонили пламя из двигателя на хвост самолёта, и, после сгорания хвоста, потерявший управление самолёт врезался в амбар. Конструктор вывалился из кабины и получил серьёзные увечья.

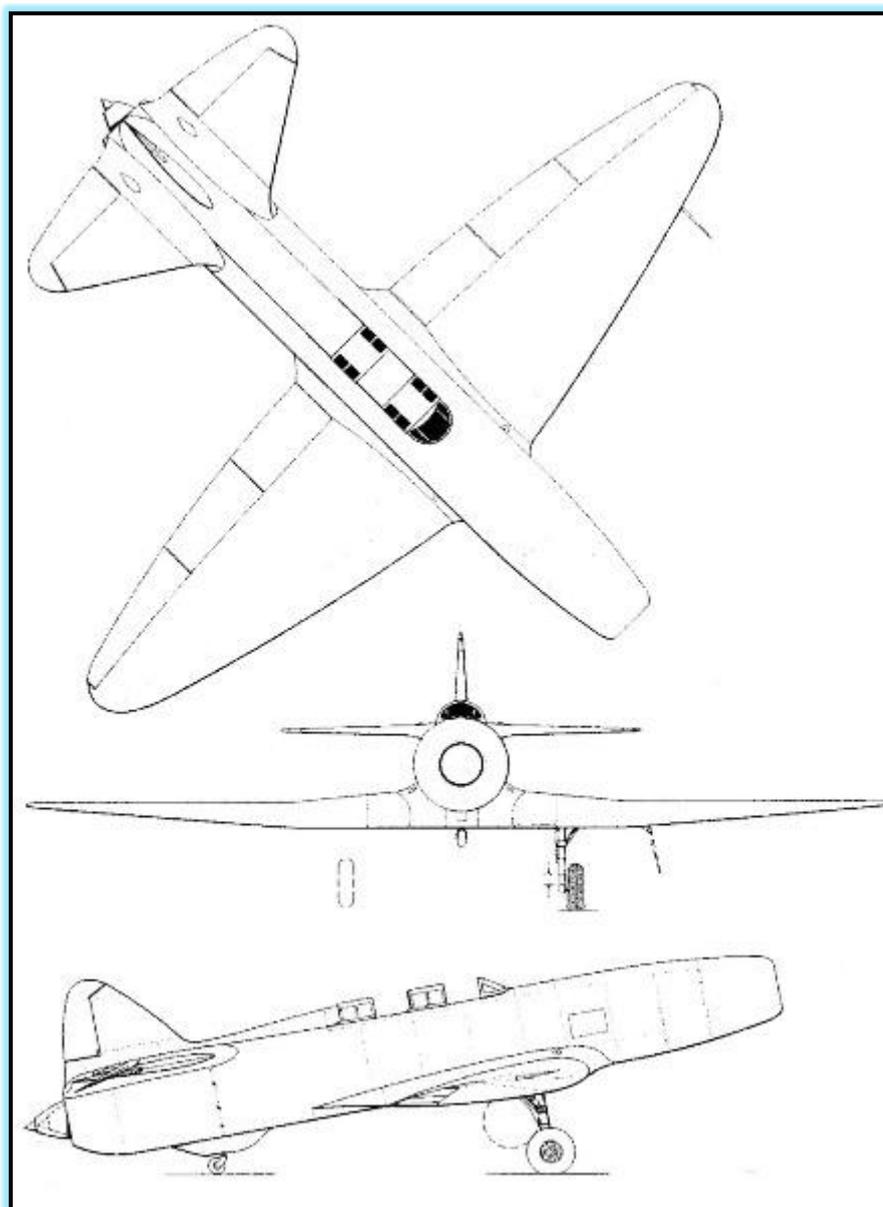
Через тридцать лет идея подобной силовой установки была подхвачена итальянцами и фирма «Caproni» в сотрудничестве с инженером Секондо Кампини построила самолёт Caproni-Campini N.1.



В 1931 году инженер Секондо Кампини основал компанию для исследования реактивного движения, а в 1939 году он изготовил силовую установку, которую установили на самолете, собранном фирмой "Caproni" для летных испытаний. Машина, названная *Caproni Campini N.1* (иногда неверно обозначается *CC.2*), представляла собой свободонесущий низкоплан с большим фюзеляжем и убирающимися наружу стойками основного шасси. Первый полет он совершил на аэродроме фирмы в Талиедо, пригород Милана, 28 августа 1940 года. Цельнометаллический самолет имел двухместную кабину с тандемным расположением членов экипажа и оснащался звездообразным двигателем «Isotta-Fraschini», установленным в передней части фюзеляжа и приводившим в движение компрессор с переменным углом установки лопаток, подающий воздух высокого давления в камеру сгорания, где происходило смешение сжатого воздуха с топливом, его последующее воспламенение, сгорание и истечение через реактивное сопло переменного сечения. Использование такого примитивного форсажа (фактически впервые в мире была применена пусть и примитивная форсажная камера) обеспечивало самолету скорость 375 км/ч.



В силовой установке этого самолета (автор Секондо Кампини), как было сказано, использовался поршневой двигатель «Isotta Fraschini» модели L.121/RC.40 мощностью 900 л. с., который приводил в движение компрессор, подающий воздух высокого давления в камеру сгорания (где происходили смешение сжатого воздуха с топливом, его последующее воспламенение, сгорание и истечение через реактивное сопло). По сути Caproni-Campini N.1 был двухдвигательным самолетом, но для создания тяги использовался только один двигатель.



Первый полет самолета был осуществлён 28 августа 1940 года, но он был воспринят всего лишь как любопытный эксперимент. В условиях отсутствия интереса со стороны официальных властей и военных дальнейшие работы над самолетом были прекращены. Этот двухместный самолет имел размах 15,85 м, площадь крыла 36 м<sup>2</sup> и взлетную массу 4195 кг. Максимальная скорость полета составляла лишь 375 км/ч, что совершенно не характерно для настоящих реактивных самолетов.

И все же Caproni-Campini N.1 внес свою лепту в развитие авиации, которая, возможно, и не всеми осознается. В этом самолете впервые в мире была использована форсажная камера, в которой дополнительное топливо сгорает в потоке, создавая дополнительную тягу. До использования форсажной камеры максимальная скорость самолёта составляла всего 330 км/ч. Форсажные камеры реактивных двигателей нашли широкое применение на боевых самолетах, начиная с 1950-х годов. Поэтому, хотя и судьба самолета оказалась неудачной, следует отметить тот вклад, который он внес в прогресс авиации.



Caproni-Campini N.1 стал одним из пионеров реактивной авиации, хотя и оказался техническим тупиком. Сегодня он хранится в Музее науки и техники в Милане.

\*\*\*\*\*

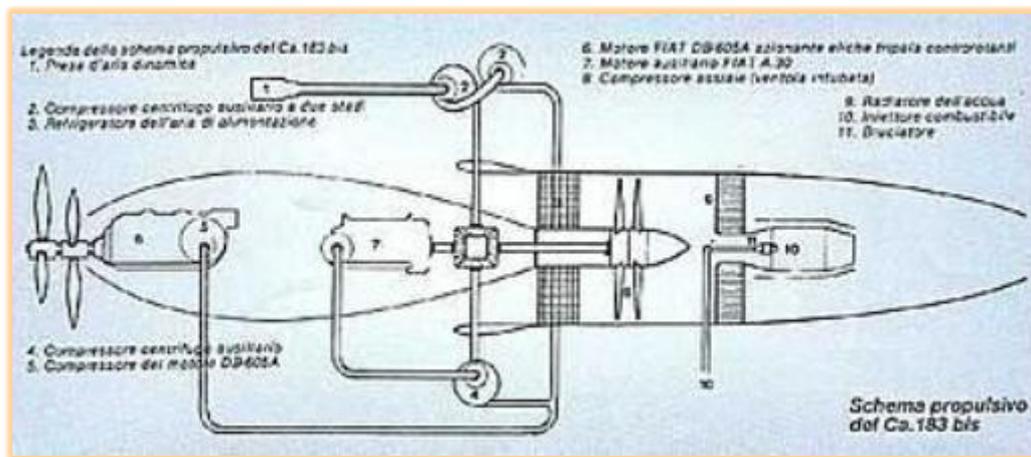
**Первая группа самолётов**, о которой пойдёт речь далее, и о первых представителях которой было сказано выше, это самолёты с мотокомпрессорной силовой установкой. Наиболее широко работы по подобной тематике были проведены в Италии и Советском Союзе. Есть сведения, что советские конструкторы использовали итальянский опыт полученный с помощью военно-технического шпионажа.

Расскажем же ещё об **Италии**. Кроме вышеупомянутого самолёта Caproni-Campini N.1 известно по меньшей мере ещё три итальянских проекта самолётов с мотокомпрессором в качестве двигателя.

Неудача с разработкой боевого варианта СС.1 оказала сильное влияние на дальнейшие разработки самолётов на реактивной тяге в Италии, заставив конструкторов более не возвращаться к схеме предложенной Секондо Кампини. Тем не менее, СС.1 послужил основой проекта не менее интересного боевого самолёта.



В 1942 года, когда над Италией стали появляться американские и британские стратегические бомбардировщики, идущие на большой высоте, конструкторы фирмы Caproni предложили проект **перехватчика Ca.183bis**, в котором использовались наработки по СС.1. В частности, на больших высотах обычные поршневые двигатели становились малоэффективными, но использование турбокомпрессора исправляло этот недостаток. Так и возникла идея объединить обычный двигатель и турбину Кампини. В носовой части фюзеляжа разместили 1250-сильный немецкий двигатель Daimler-Benz DB-605, вращавший два соосных трёхлопастных винта. В средней части фюзеляжа был установлен двигатель Fiat A.30 мощностью 700 л.с., вращавший компрессор.

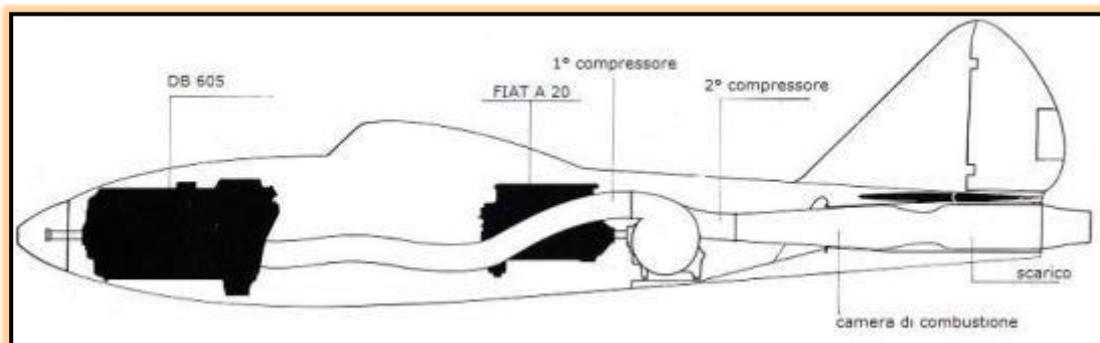


Воздух к нему подавался через два воздухозаборника расположенных по обеим бортам фюзеляжа. Согласно предварительным расчетам, при полной массе 7500 кг, турбина Кампини позволила бы увеличить скорость на 96 км/ч, что позволило бы Ca.183 развить скорость 740 км/ч на расчетной высоте. Дальность полёта при этом составляла 1 998 км. Вооружение Ca.183 состояло из четырех крыльевых и одной мотор-пушки, размещённой в развале цилиндров двигателя, калибра 20 или 30 мм.

Расчётные тактико-технические характеристики самолёта были следующими: взлётный вес-7500 кг, максимальная скорость-740-750 км/ч, боевая дальность-1900 км, потолок-11300 м, экипаж-1 человек.

До реализации проекта в металле дело так и не дошло. В сентябре 1943 года Италия капитулировала и большинство проектов, в том числе и этот, были закрыты.

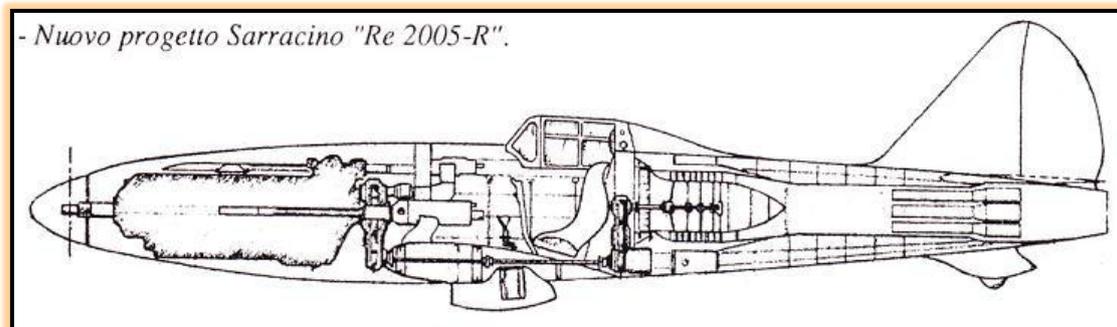
В конце 1942-начале 1943 года взяв за основу поршневой истребитель *Reggiane Re-2005 «Sagittario»* фирма «Reggiane» совместно с фирмой «Caproni» пытались спроектировать его «полуреактивный» вариант *Caproni- Reggiane Re-2005R* с мотокомпрессорной силовой установкой.



В качестве основного двигателя на самолёте устанавливался Fiat RA.1050 RC.58 Tifone-лицензионный вариант немецкого Daimler Benz DB605A, имевший мощность 1475 л.с., а за кабиной пилота находился

ещё один поршневой мотор «Fiat-20» мощностью 370 л.с при 5500 оборотов в минуту. Его мощность передавалась на два центробежных компрессора, один из которых «кормил» воздухом основной мотор на больших высотах, а второй создавал дополнительную реактивную тягу. По расчётам максимальная скорость могла составить 730-760 км/ч, а максимальный взлётный вес-4000 кг.

Запаса топлива для вспомогательного реактивного двигателя хватало по расчётам на 12 минут работы. Радиус действия был на 20% ниже, чем у «нормальных» Re-2005 и составлял около 500 км. Вооружение должно было состоять из одной пушки калибра 20-мм и двух пулемётов калибра 12,7-мм.



Также был разработан вариант проекта истребителя с приводом компрессора от основного двигателя, позволив таким образом отказаться от дополнительного «фиата» за кабиной.

Силовая установка проходила стендовые испытания в начале 1943 года, а разработка проекта шла довольно хорошими темпами практически до капитуляции страны. Но в итоге и этот интересный проект так и не был реализован.

Пожалуй самым интересным итальянским проектом подобного рода был проект того же Секондо Кампини, который он в 1942 году представил для разработки и постройки фирме «Regia Aeronautica», имевший обозначение *Campini Caccia «42»*, который в некоторых источниках называется просто *Campini Fighter 1942*.



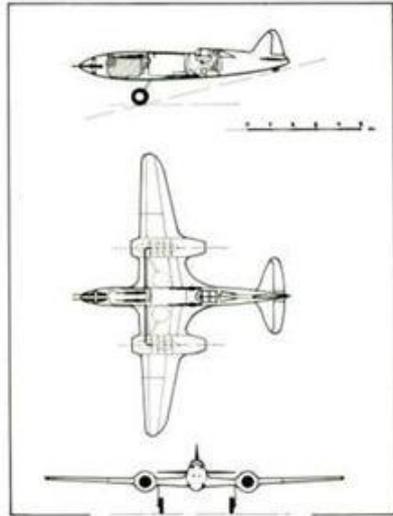
В качестве основного двигателя использовался всё тот же Fiat RA.1050 RC.58 Tifone мощностью 1475 л.с, но не вращавший воздушный винт, а использовавшийся для привода двух «турбин Кампини» размещавшихся на крыльях. В разных вариантах проекта поршневой мотор размещался в носу фюзеляжа или же за кабиной пилота. Тяга каждой из двух турбин должна была составить около 500 кг. Вооружение могло состоять из двух пушек калибра 20-мм размещавшихся в носу фюзеляжа и четырёх пулемётов калибра 12,7-мм размещавшихся в корневой части крыла.

Как и многие другие итальянские проекты, этот интересный самолёт не был принят к реализации вследствие выхода Италии из войны в 1943 году.

# CAMPINI FIGHTER 1942 EVOLUTION

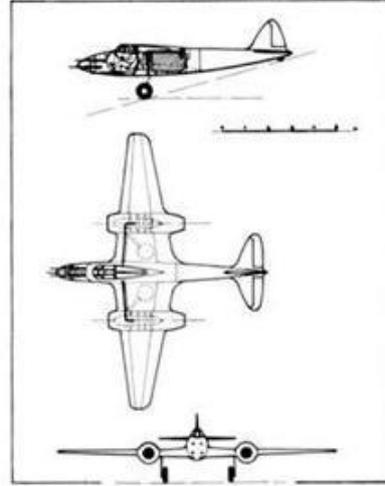
## 1) Rear Cabin (C.S.8)

Il progetto di massima del caccia a reazione Campini prevedeva inizialmente questa versione con abitacolo arretrato, armata di sei armi in posizione non proprio razionale e dall'inaccettabile visibilità in decollo (disegno di Franco Ragni).



## 2) Motor back (C.S.9)

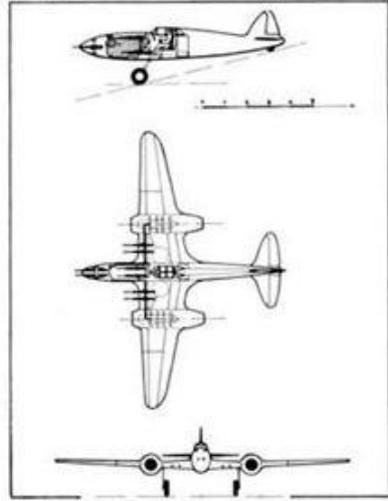
Del «Caccia 42» fu presentata anche una configurazione con motore dietro l'abitacolo, senz'altro più razionale (a parte qualche problema di baricentro), con cinque armi concentrate nel muso (disegno di Franco Ragni).



36 AERFI

## 3) FINAL SOLUTION Middle position (C.S.10)

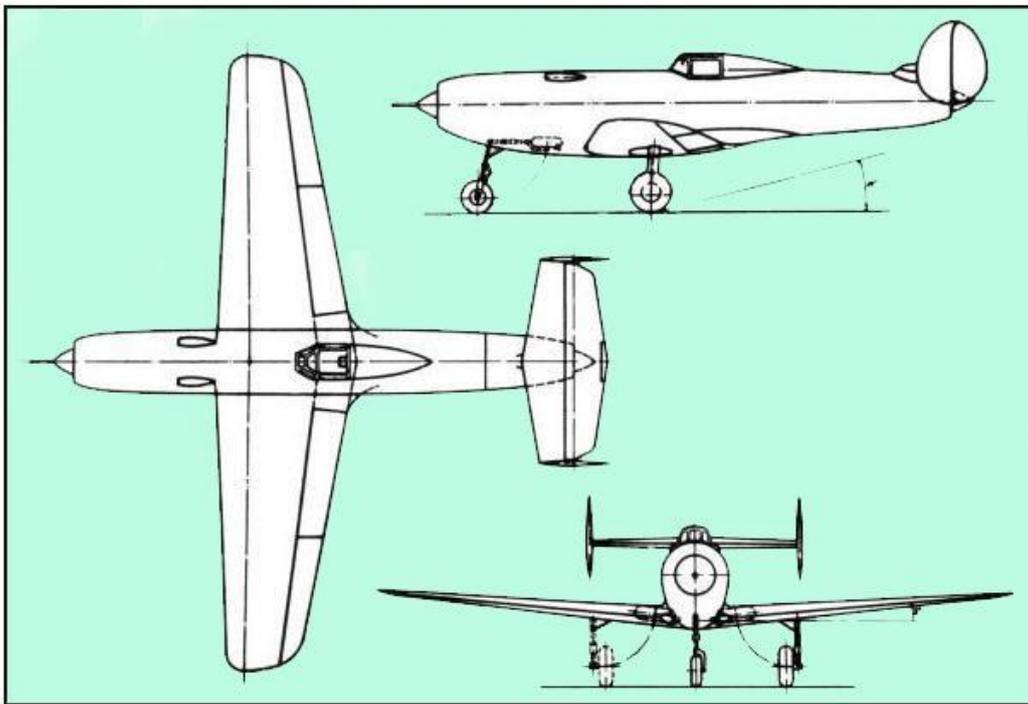
Il «Caccia 42» nella sua configurazione «definita» con motore anteriore e abitacolo mediano (disegno di Franco Ragni).



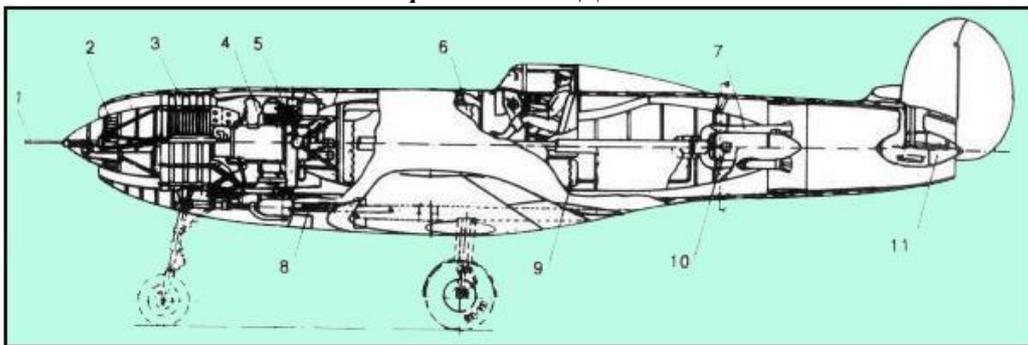
Самолёты с силовыми установками подобного типа проектировались и даже строились небольшими сериями в **СССР**. Есть сведения, что идею мотокомпрессорной установки впервые выдвинул именно русский инженер Горохов в начале 1900-х годов, независимо от румына Анри Коанда, о котором было рассказано выше. Но к практической реализации и проектированию двигательных установок подобного рода в СССР приступили в 1940-х годах.

К 1942 году центром работ по комбинированным силовым установкам стал ЦАГИ (Центральный аэрогидродинамический институт). Там с подачи доктора технических наук Генриха Наумовича Абрамовича при поддержке научного руководителя ЦАГИ академика С.А. Чаплыгина, который направил 16 марта 1942 года письмо в Наркомат авиационной промышленности. В нём он предложил определить основной научной задачей ЦАГИ создание самолетов с реактивными двигателями. Коллегия НКАП согласилась с предложением С.А. Чаплыгина, и в ЦАГИ был образован отдел реактивных систем под руководством Абрамовича. В этот отдел вошло и КБ ЦАГИ, в результате чего работы по ВРД развернулись широким фронтом. Уже через год, в марте 1943-го, Г.Н. Абрамович закончил обобщенную работу под названием «О перспективах использования реактивных двигателей в авиации». В этой работе, помимо рассмотрения вопросов о принципах регулирования параметров ВРД, содержалось и описание проектов самолетов **С-1ВРД-1** и **С-2ВРД-1**.

**С-1ВРД-1** представлял собой цельнометаллический свободнонесущий низкоплан с трапециевидным крылом с прямыми законцовками. Особенностью этого самолета было отсутствие пропеллера. Вместо него в носовой части фюзеляжа располагался осесимметричный воздухозаборник с центральным телом, в котором находилась пушка ШВАК с боезапасом 60 патронов. За входным конусом стоял четырехступенчатый осевой компрессор диаметром 1300 мм с направляющим аппаратом, приводимым во вращение звездообразным мотором М-82 с соосным редуктором. В предыдущих работах Абрамович показал, что оптимальной степенью сжатия для компрессора ВРД является  $\Sigma=1,3 - 1,4$  (когда в ЦАГИ стали известны подробности о самолете Кампини-Капрони, то стало ясно, почему этот реактивный самолет летал намного хуже поршневого – при  $\Sigma=4$  мощность приводного мотора Изотта-Фраскини «Ассо» использовалась непродуктивно). После компрессора воздух обтекал цилиндры мотора, нагреваясь о них. Дополнительный нагрев давали выхлопные газы, смешиваясь с которыми воздух по двум бортовым каналам поступал в камеру сгорания в хвостовой части фюзеляжа.



*Проект С-1ВРДК-1*



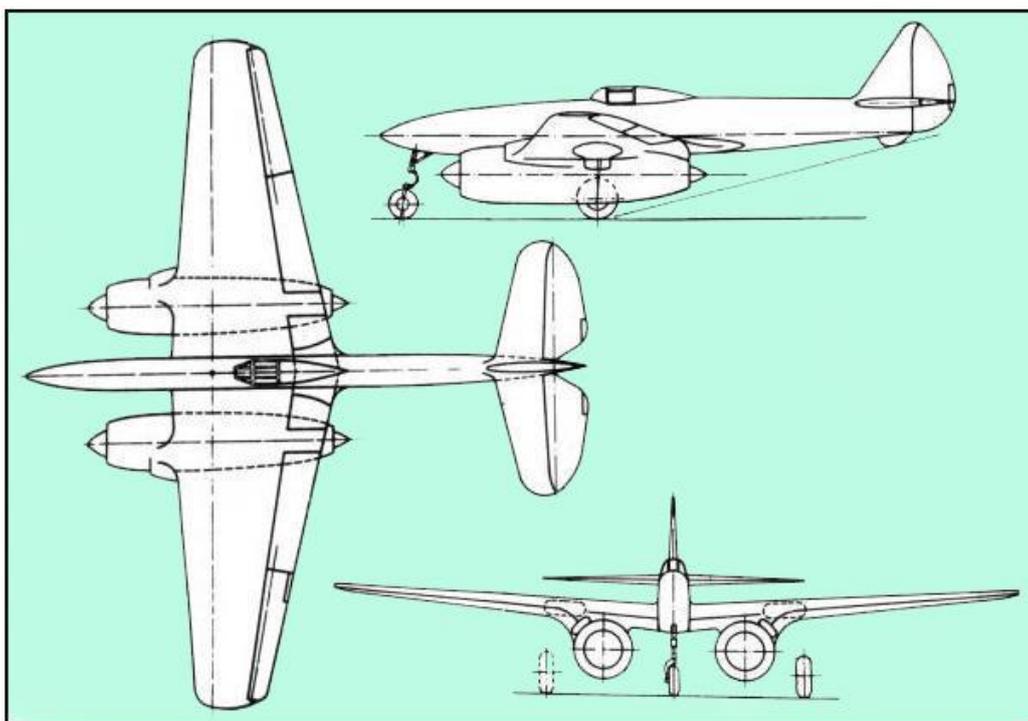
*1 – 20-мм пушка ШВАК; 2 – патронный ящик; 3 – осевой компрессор; 4 – двигатель М-82; 5 – выхлопной коллектор; 6 – центральный бензобак; 7 – форсунки; 8 – пулемёт БС; 9 – дополнительный бензобак; 10 – пожарный кран; 11 – подвижный конус сопла.*

В качестве горючего для реактивного двигателя использовали тот же бензин, что и для поршневого мотора. Он впрыскивался в «топку» (по терминологии тех лет) через форсунки-испарители и воспламенялся запальными свечами. Расчетный расход бензина в ВРДК составлял 1,1 кг/с, поэтому доля горючего во взлетной массе была больше, чем у традиционных истребителей того времени. Камера сгорания представляла собой тонкостенную конструкцию, образуемую двумя соосными обечайками, между которыми имелся проток для охлаждающего воздуха. Расчетная температура горения бензо-воздушной смеси определялась равной 1500°С, что согласно расчетам руководителя группы процессов горения Д.А. Франк-Каменецкого являлось оптимальным значением. Реактивная тяга регулировалась подачей бензина, оборотами приводного мотора и продольным перемещением хвостового конуса. Сложную задачу для конструкторов представляла собой хвостовая часть самолета, полностью занятая камерой сгорания больших размеров (ее диаметр составлял 1,5 м, длина - 4,2 м). Конструктивную схему этой части фюзеляжа в виде ажурной кольцевой фермы с несущей обшивкой разработал профессор А.Н. Путилов. Необычным для отечественного самолетостроения тех лет было трехопорное шасси с носовой стойкой. Горизонтальное оперение располагалось над фюзеляжем на специальном пилоне, что делало хвост более жестким и исключало попадание на стабилизатор горячих выхлопных газов. Сложности с обеспечением прочности вызвала необходимость выполнения вертикального оперения в виде двух шайб. На одноместном одномоторном самолете это смотрелось довольно странно, но В. Кузнецов опасался, что в условиях отсутствия обдувки оперения струей от пропеллера недостаточна будет эффективность органов управления. По этой же причине переразмеренным выглядит и стабилизатор. Расчетная максимальная скорость самолета С-1ВРДК-1 составляла примерно 800 км/ч, поэтому В.А. Федулов, определявший аэродинамический облик машины в целом, выбрал для крыла профиль ЦАГИ

1В-10, имеющий меньшее волновое сопротивление, чем традиционные профили НАСА. Крыло проектировалось двухлонжеронным с дополнительной стенкой. Между лонжеронами размещались топливные баки по 200 л и купола основных стоек шасси. Основной бензобак емкостью 1200 л конструкторы расположили между мотором М-82 и кабиной пилота. Дополнительный бензобак на 300 л уложили в центроплан. Общий вес горючего, таким образом, составил 1800 кг. Взлетный вес самолета должен был составить 6800 кг, из которых на конструкцию приходилось 2200 кг, силовая установка «весила» 2100 кг, причем вес собственно реактивного двигателя составлял 800 кг. Расчетная нагрузка на крыло, равная 200 кг/м<sup>2</sup>, делала самолет с ВРДК менее маневренным, чем, скажем, Ла-5 с тем же мотором, зато по скороподъемности и по разгонным характеристикам он мог намного опередить любой поршневой истребитель. На высоте 7600 м максимальная скорость получалась равной 820 км/ч, на 4500 м — около 800 км/ч. Характерной особенностью самолета с ВРДК оказалась стабильность максимальной скорости в широком диапазоне высот, в то время как на истребителе Ла-5 с таким же поршневым мотором М-82 наблюдалось ее резкое падение уже на высоте 6500 м. Лучше оказалась и скороподъемность, особенно на больших высотах.

Достичь приемлемого взлетного веса для самолета с ВРДК можно, ограничив полет на максимальной скорости 15-20 минутами, в противном случае потребуется чрезмерно большой запас горючего. Между тем, ВРДК обладает одной очень интересной особенностью, в силу которой продолжительность нахождения в воздухе самолета с ВРДК при средних скоростях получается во много раз больше, чем при  $V_{max}$ . Это связано с тем, что даже без подачи бензина в камеру сгорания создается реактивная тяга за счет использования тепла от охлаждения мотора и, главное, тепла его выхлопных газов в зоне высокого давления без компрессора. В этом случае самолет С-1ВРДК-1 может находиться в воздухе 3-3,5 часа. Расчетные данные определили тактическое назначение самолета как барражирующего истребителя-перехватчика.

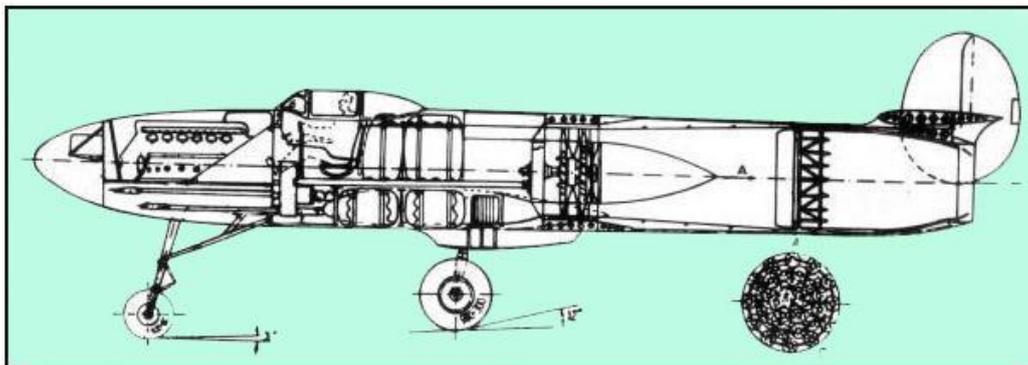
В ЦАГИ рассчитывались и характеристики двухдвигательного самолета **С-2ВРДК-1**. Проектные данные показали, что он может иметь дополнительный выигрыш в скорости порядка 50 км/ч. по сравнению с С-1ВРДК-1 при взлетной массе 11 900 кг.



*Проект С-2ВРДК-1(обратите внимание на очень тонкий, обжатый буквально по лётчику, фюзеляж)*

Параллельно с описанными выше вариантами рассматривался проект истребителя с ВРДК, имеющего в качестве приводного мотора двигатель водяного охлаждения АМ-34, который обладал большей по сравнению с М-82 высотностью. Такой самолет по расчетам мог достичь скорости 850 км/ч на высоте 8000 м. Однако время барражирования ограничивалось полутора часами. Такая разница определялась

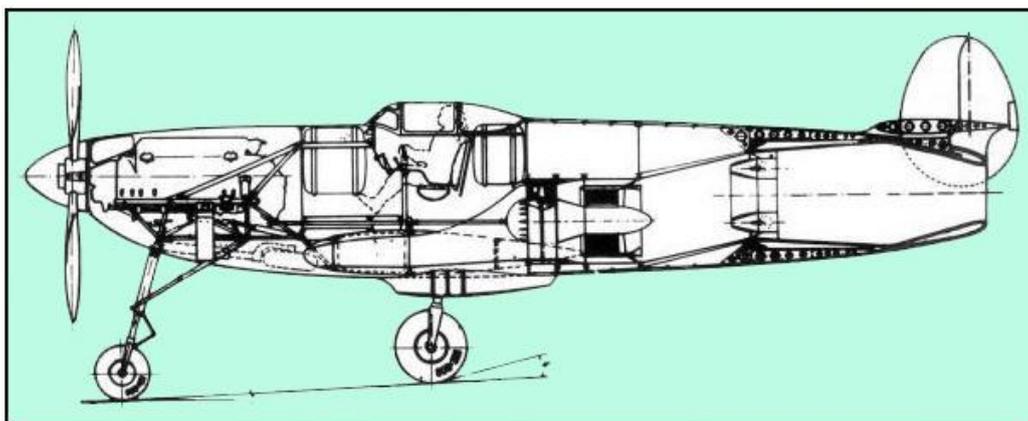
тем, что у самолета С-1ВРДК-1 выхлоп мотора осуществлялся непосредственно в воздуховодный тракт ВРДК, за счет чего воздух подогревался и выходящая из сопла струя совершала определенную работу, увеличивая тягу по сравнению с «холодным» ВРДК с АМ-34, у которого выхлопные газы выходили в атмосферу.



*Проект истребителя с двигателем АМ-34 и ВРДК*

Проделанные в ЦАГИ расчеты показали, что при отборе на компрессор 30% мощности авиамотора можно получить от ВРДК дополнительную тягу, равную тяге винта. Это дало бы возможность увеличить максимальную скорость на 120-150 км/ч при одновременном увеличении взлетной массы на 800-1000 кг. Такую схему иначе, как промежуточной, назвать нельзя, но при ней сохранялись такие же, как у серийных истребителей, взлетные и маневренные качества.

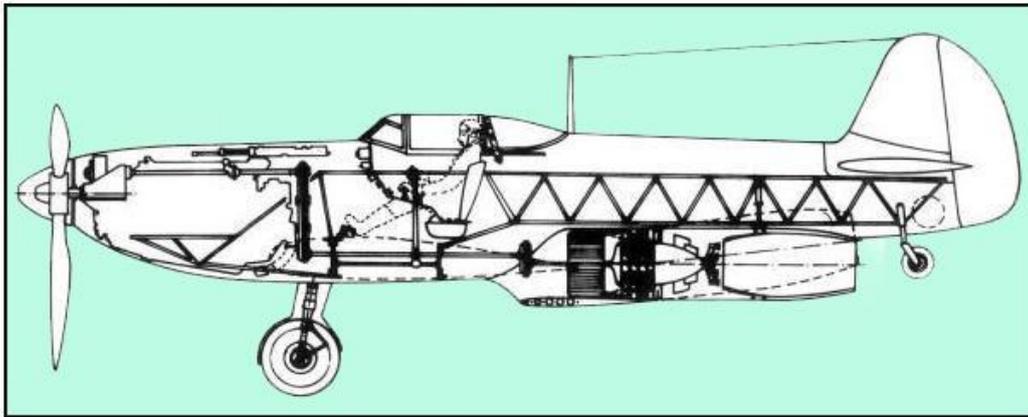
Более высокие результаты можно было бы получить, совместив мощный высотный мотор АМ-39Ф (1620 л.с.) со встроенным в хвостовую часть ВРДК. Проект такого гибрида был разработан в ЦАГИ к октябрю 1943 г. Вооруженный двумя пушками ШВАК и двумя крупнокалиберными пулеметами, этот цельнометаллический самолет при взлетной массе 5500 кг мог достичь скорости 830 км/ч на высоте 8000 м и имел расчетное время полета порядка 2,5 часов. Использовать его предполагалось как истребитель-перехватчик.



*Проект истребителя с двигателем АМ-39 и ВРДК*

Наименее радикальной попыткой можно назвать датируемый февралем 1943 г. проект установки ВРДК на истребитель Як-9. Для его реализации существовал уже испытанный ранее мотор М-105 РЕН, аналогичный штатному М-105Ф, но имеющий дополнительный редуктор на 250 л. с. Этот мотор конструктор А.Д. Надирадзе предлагал использовать на бомбардировщике Пе-2, оборудованном шасси на воздушной подушке. Такой самолет был создан, в ЛИИ приступили к его испытаниям, но начавшаяся война перечеркнула эту и множество других интересных работ. Мотор М-105РЕН с полностью доведенной системой редукторов и механизмов их включения остался невостребованным. Через два года им заинтересовались В.А. Кузнецов и его сотрудники В. Федулов и В. Черенков. Предложенная ими схема требовала незначительной переделки силовой фермы фюзеляжа Як-9 для подвески камеры сгорания ВРДК и снятия некоторых элементов вооружения. Предполагалось использовать трехступенчатый компрессор  $\varnothing$  600 мм, приводимый во вращение двумя валами через два

промежуточных редуктора. Провести напрямую вал от мотора к компрессору было невозможно из-за того, что в диаметральной плоскости крыла располагалась силовая нервюра и ее надо было обходить. Перед компрессором размещался водяной радиатор маршевого мотора. Впоследствии от такого расположения отказались из-за неэффективного охлаждения, и в последующих проектах радиатор занял место позади компрессора. Задняя часть ВРДК с блоком форсунок и охлаждаемой камерой сгорания  $\varnothing$  620 мм крепилась к корпусу на сильфонном ободе, так как при посадке и взлете ее необходимо было поднимать на  $7^\circ$  вверх, чтобы не задевать за грунт.

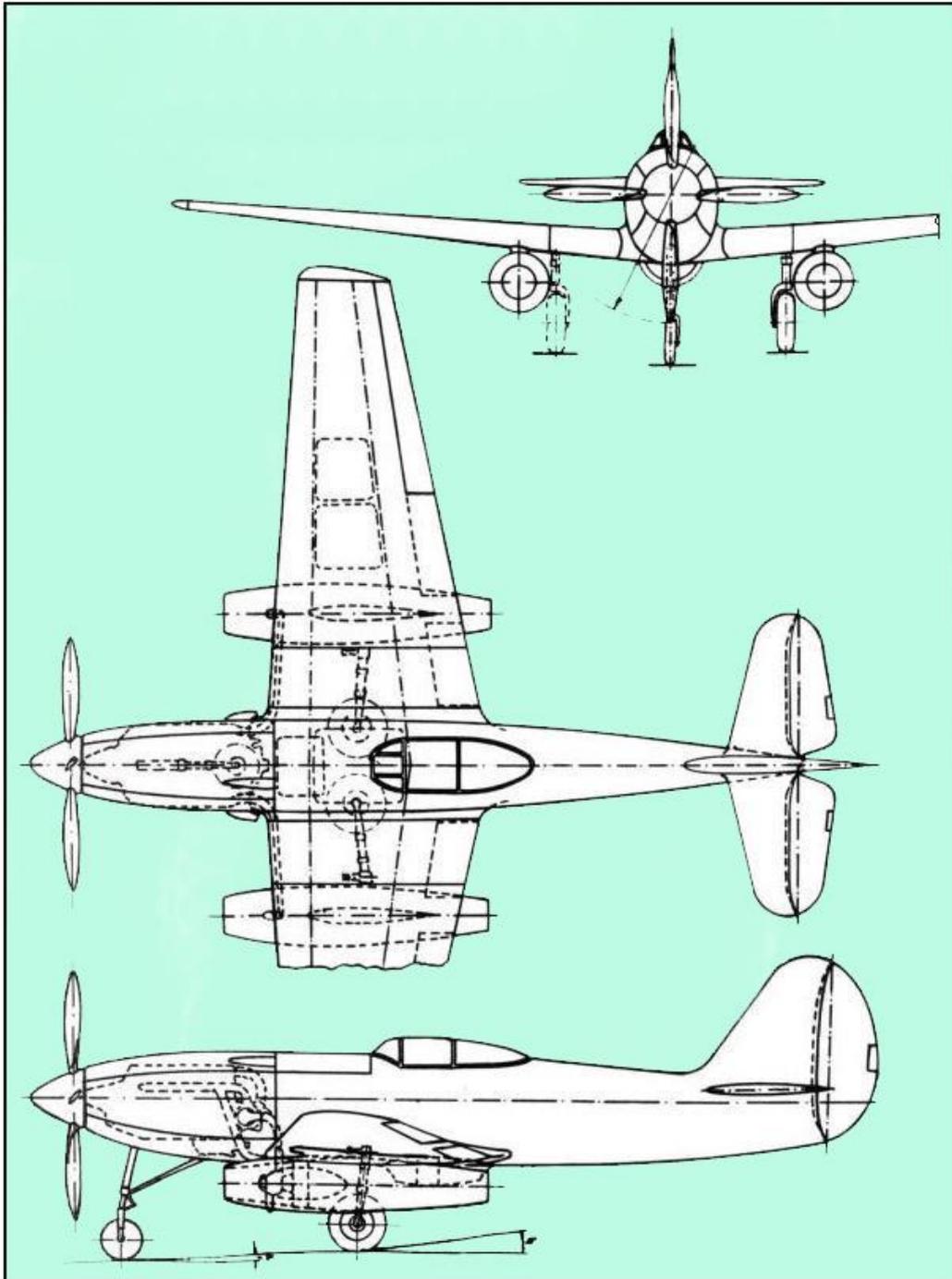


*Проект Як-9ВРДК*

Установка редуктора на М-105 требовала демонтажа 20-мм пушки ШВАК, что снижало боевые возможности, истребителя, а утяжеление на 115 кг за счет установки ВРДК и его привода ухудшало вертикальный маневр. Мощности М-105 РЕН, равной 1100 л. с. против 1250 л.с. у М-105Ф, явно не хватало для работы «на два фронта» и, в результате, расчетная максимальная скорость Як-9ВРДК получалась всего на 80 км/ч больше, чем у серийного Як-9. Эффект получался незначительным и авторы проекта честно написали в отчете, что реализация проекта нецелесообразна. Пожалуй, наиболее ценным выводом из этой работы было то, что под комбинированную силовую установку с самого начала надо создавать новый самолет.

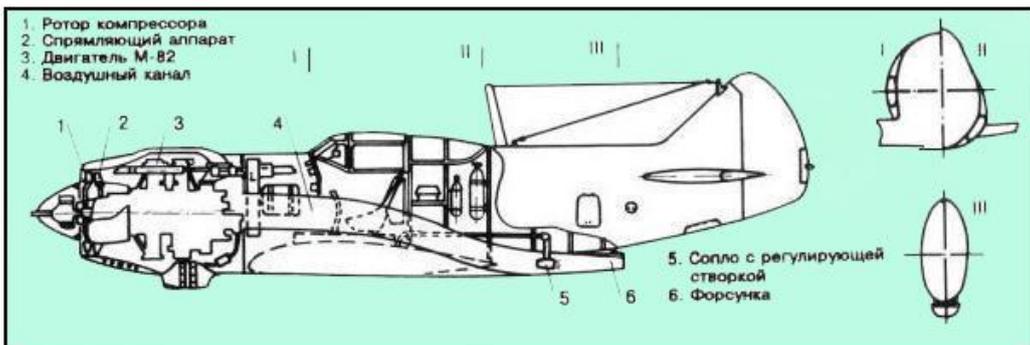
Октябрем 1943 г. датируется еще один проект ЦАГИ, существенно отличавшийся от предыдущих. Это был высотный фоторазведчик без вооружения, на котором для ухода от истребителей противника стояли под крыльями два почти что турбореактивных двигателя. Турбина, вращавшая компрессор, приводилась в действие выхлопными газами поршневого мотора АЧ-30Б. Этот мотор был дизельным, использовавшимся на бомбардировщиках Пе-8 и Ер-2. Экономичность дизеля и возможность высокого противодавления на выхлопе позволили осуществить новую схему ВРДК. Выхлопные газы по теплоизолированным трубам в носках крыльев подводились к размещенным в обтекаемых гондолах ВРДК. Компактность компоновки обеспечивала малые потери скоростного напора в воздухозаборнике, а короткая выхлопная труба гарантировала низкое гидравлическое сопротивление. За счет отсутствия массивного редуктора и валов самолет мог иметь хорошую весовую отдачу. Имея запас горючего 890 литров, фоторазведчик должен был держаться в воздухе почти три часа, а в случае атаки истребителей противника летчик включал реактивные двигатели и на скорости 800 км/ч с набором высоты самолет уходил от преследования.

В феврале 1944 г. в ЦАГИ состоялась представительная конференция, на которой с докладом о выполненной работе выступил Г.Н. Абрамович. В числе приглашенных на конференцию присутствовали и главные конструкторы А.И. Микоян и П.О. Сухой, для которых доклад Абрамовича, был, вероятно, важнее, чем для остальных. Их КБ не занимались в то время серийными машинами и, вследствие этого, могли позволить себе роскошь заниматься экспериментальными самолетами с ВРДК. Кратчайший и наименее рискованный путь к созданию таких самолетов сулила комбинированная схема «ВМГ + реактивный ускоритель», и именно на ней остановили свой выбор проектанты Сухого и Микояна, создавшие впоследствии опытный истребитель Су-5 (И-107) и строившийся малой серией МиГ-13 (И-250).



*Проект разведчика с дизелем АЧ-30 и двумя ВРДК*

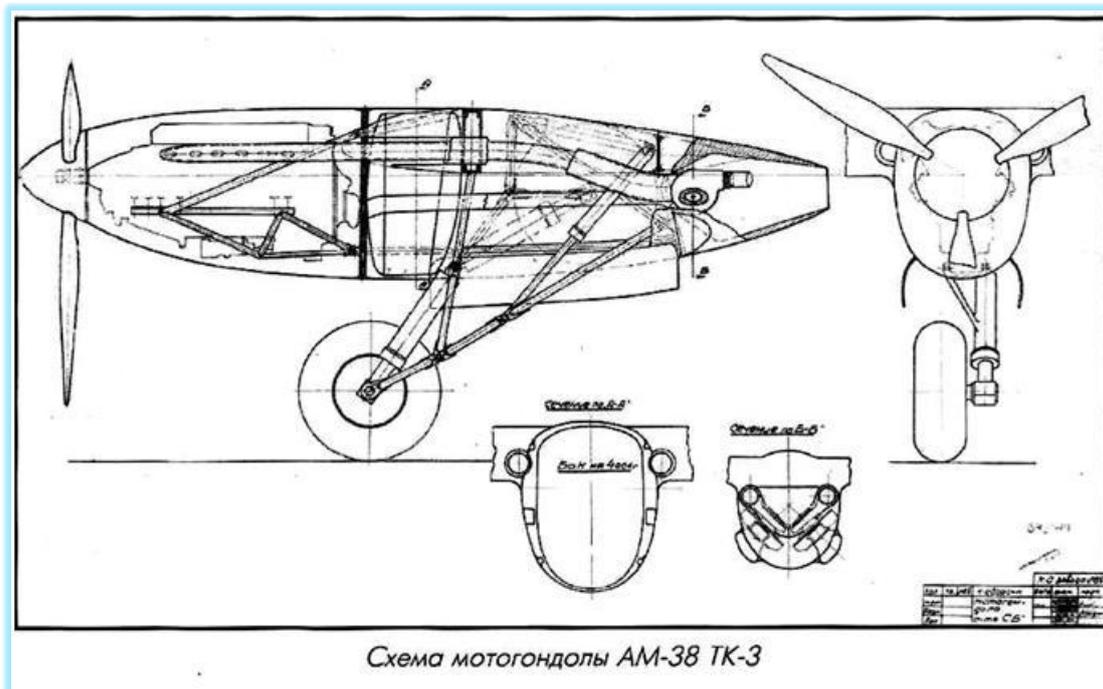
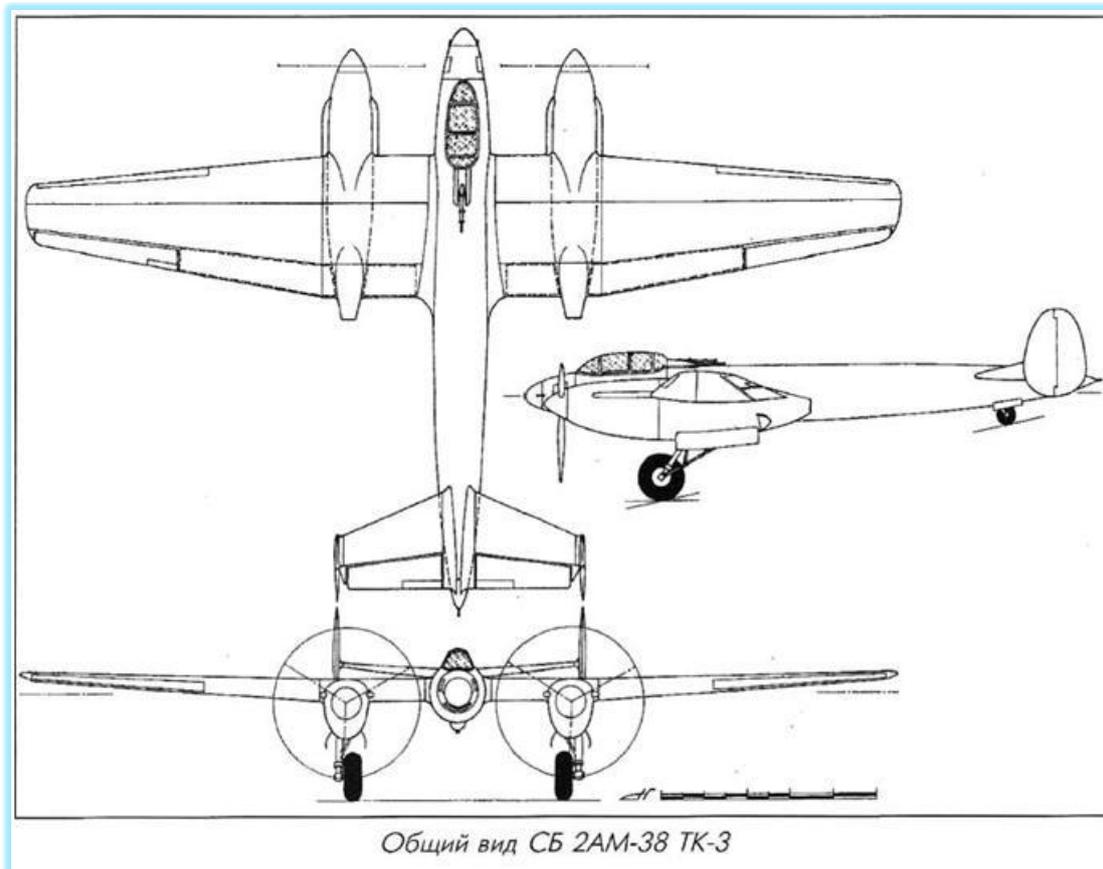
Последним проектом стала попытка установить ВРДК на Ла-5, оборудовав его вентилятором на манер BMW-801. По уровню проработки это предложение было явно ниже всех предыдущих.



*Проект установки ВРДК на Ла-5*

Однако несмотря на широкую теоретическую и проектную базу, в металле были воплощены лишь два самолёта с подобной силовой установкой. Это были истребители Су-5 (И-107) конструкции П.Сухого и И-250 (МиГ-13) А.Микояна и М.Гуревича.

Пожалуй первым проектом ОКБ Сухого, в котором использовалась дополнительная реактивная тяга был разрабатываемый в марте-апреле 1941 года проект **двухмоторного высотного бомбардировщика СБ** с гермокабиной.



Самолет по схеме представлял собой цельнометаллический моноплан со среднерасположенным крылом и разнесенным хвостовым оперением. Фюзеляж-типа монокок, в передней части которого

располагалась гермокабина. В средней части фюзеляжа размещался бомбовый отсек, а в хвостовой - спецоборудование. Крыло однолонжеронное, с дополнительной стенкой. Профиль крыла ЦАГИ-В с относительной толщиной у корня 15% и на концах - 9%. Механизация крыла включала элероны типа «Фриз» и посадочные щитки типа «Нортроп». Шасси трехколесное с хвостовым колесом. Уборка и выпуск осуществлялись при помощи гидросистемы, рабочее давление в которой создавалось электроприводным гидронасосом. Силовая установка включала в себя два поршневых двигателя жидкостного охлаждения АМ-38 (по 1700 л.е.). Каждый двигатель имел по два турбокомпрессора (ТК), размещенных в хвостовой части мотогондолы, причем турбинные части ТК крепились внутри специальной камеры (в эскизном проекте «камера реактора» или «камера дожигания»), куда поступали выхлопные газы, совершившие работу на лопатках турбин ТК и затем, истекая через отверстие в хвостовой части, создавали силу тяги. Выхлопные коллекторы каждого двигателя на участке от передней кромки крыла до камеры сгорания заключались в кожухи, в результате чего через образовавшиеся кольцевые каналы атмосферный воздух, под действием скоростного напора поступал в камеру, причем с повышенным теплосодержанием. Проект предусматривал и возможность подачи в камеру дополнительного топлива, что в свою очередь способствовало увеличению силы тяги. Вся установка ТК была выполнена в виде отдельного блока. Топливные баки располагались в центроплане крыла и в мотогондолах. Герметическая кабина регенерационного типа обеспечивала избыточное давление 0,3 кг/см<sup>2</sup>, при этом на высоте 1000 м давление в кабине соответствовало высоте полета 5000 м. Стрелковое вооружение состояло из передней, средней и хвостовой стрелковых установок. Передняя - два пулемета ШКАС, установленных неподвижно в носовой части фюзеляжа, с боезапасом по 500 патронов. Стрельба производилась летчиком. Средняя дистанционная подвижная установка с пулеметом калибра 12,7 мм с боезапасом 140 патронов и хвостовая дистанционная подвижная установка с пулеметом ШКАС с боезапасом 500 патронов управлялись стрелком. Бомбовая нагрузка размещалась в бомбовом отсеке. В перегрузочном варианте допускалась наружная подвеска.

Расчётные ГТХ машины были следующими : максимальный взлётный вес-10150 кг, мощность двигателя-2х1700 л.с, скорость максимальная-630 км/ч, практический потолок-11700 м, дальность полёта (при скорости 500 км/ч, на высоте 8000 м)-2000 км, экипаж-2 человека.

Проект был направлен для рассмотрения в НИИ ВВС КА и в мае возвратился со следующим заключением: «...Предъявленный эскизный проект двухмоторного высотного дневного бомбардировщика с моторами АМ-38 2ТК-3, конструктора т. Сухого не может быть утвержден из-за:

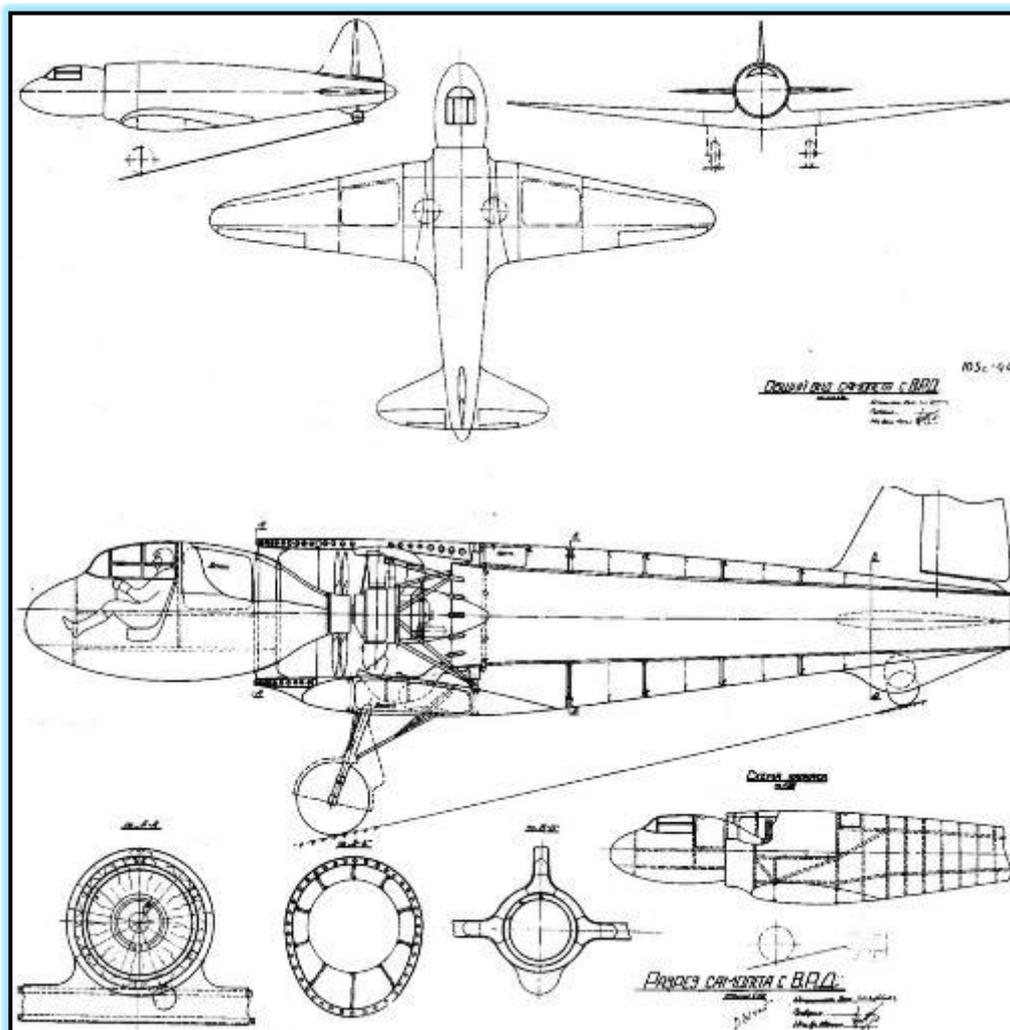
- а) плохого обзора и необеспеченности экипажу наводки на цель и прицельного бомбометания;
- б) слабого переднего стрелкового вооружения;
- в) недостаточной по калибрам бомбовой нагрузки;
- г) несоответствия спецоборудования ГТТ, как по объему, так и по размещению;
- д) не обеспечения условий работы экипажа в герметической кабине».

Вместе с тем, в выводах отмечалось, что: «... Полученную в проекте максимальную скорость самолета на расчетной высоте 8500 м, равной 630 км/ч можно считать реальной при условии использования реактивного эффекта выхлопных газов. Необходимо довести максимальную скорость полета до 650 км/ч...»

**В октябре 1942 года Сухим был разработан проект экспериментального самолёта с мотокомпрессорной силовой установкой, принципиально весьма схожей с таковой итальянского самолёта Caproni-Campini N.1.** У этого самолёта потребная тяга создавалась работой ВРДК, в котором наружный воздух поступающий в реактивный двигатель, предварительно сжимался осевым компрессором, приводимым поршневым мотором.

Самолёт Сухого по схеме представлял собой моноплан с низкорасположенным трапециевидным крылом, однокилевым хвостовым оперением и убирающимся шасси. Носовая часть представляла собой эллиптическую гондолу с кабиной пилота, бортовым оборудованием и топливным баком. Она крепилась к фюзеляжу на шести стойках, образуя кольцевую щель воздухозаборника. Внутри фюзеляжа размещался девятицилиндровый поршневой двигатель воздушного охлаждения (преположительно это был М-62 или М-63), приводящий во вращение двухступенчатый осевой компрессор. За поршневым

двигателем располагался ВРД, состоящий из завихрителя (турбулизатора), топливного коллектора с форсунками и камеры сгорания с нерегулируемым реактивным соплом.

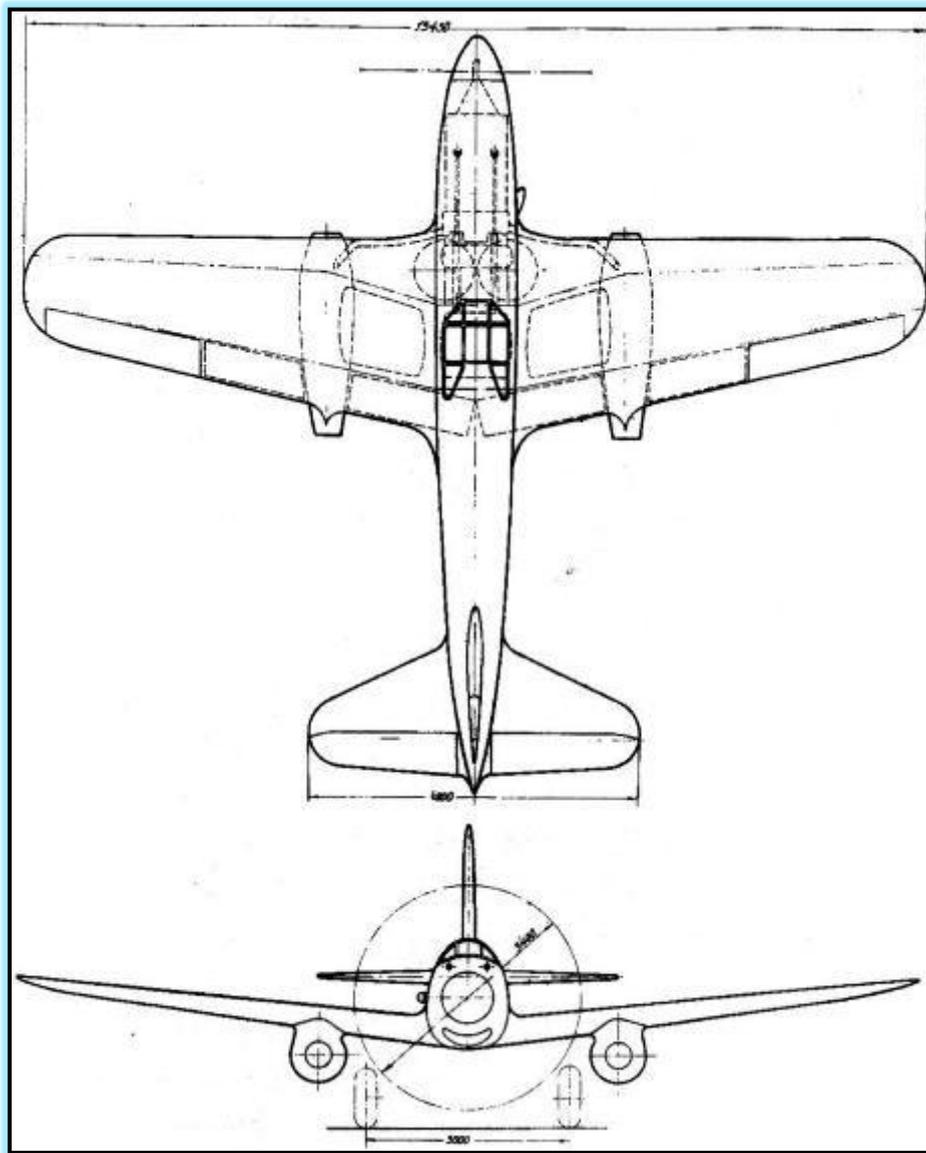


К сожалению подробные данные по проекту отсутствуют, сохранились лишь общий вид и компоновочная схема ВРД. Однако известно, что проект был передан на рассмотрение в реактивный отдел ЦАГИ и получил там отрицательное заключение.

**В 1943 году в КБ Сухого велись проектные проработки одноместного истребителя с комбинированной силовой установкой, выполненной по схеме А.И.Толстова.** Особенностью явилось использование авиационного дизеля АЧ-30Б с воздушным винтом в качестве основного двигателя самолёта и двух ВРДК, расположенных под консолями крыла, как ускорителей, необходимых для кратковременного увеличения скорости полёта.

В данной схеме, турбина ВРДК, вращавшая компрессор, приводилась в действие выхлопными газами основного двигателя самолёта. По предварительным расчётам самолёт должен был иметь следующие ТТХ: максимальная скорость (на высоте 8000 м) - 770 км/ч, взлётный вес - 5800 кг, вес пустого - 4100 кг, длина самолёта - 11,28 м, размах крыла - 13,45 м, площадь крыла - 30 м<sup>2</sup>.

К началу 1944 года работы по этому проекту были прекращены в связи с большими трудностями, возникшими при реализации данной схемы ВРДК. Но справедливости ради следует отметить один интересный факт : в начале 1945 года Сухой вернулся ещё раз к подобной схеме. Но уже применительно к дальнему бомбардировщику Ер-2.



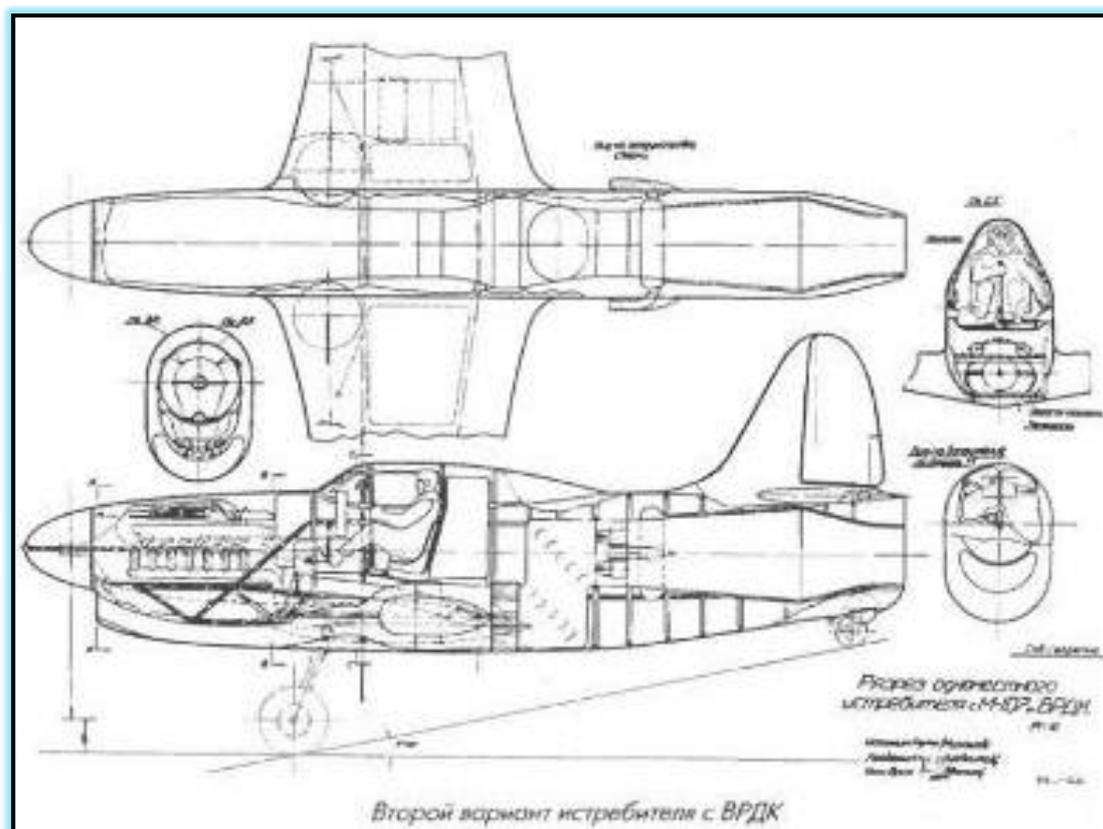
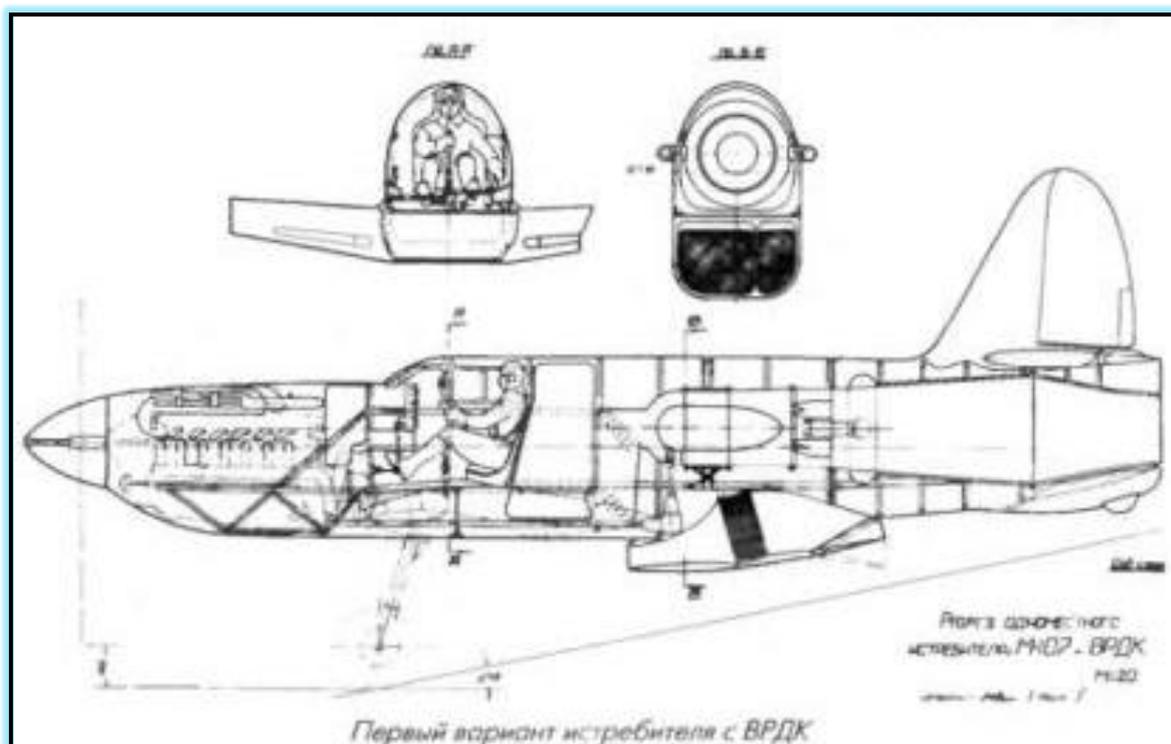
*Проект истребителя Сухого с дизелем и двумя ВРДК под крылом*

*В январе 1944 года, в КБ завода №289 в инициативном порядке приступили к проектированию одноместного истребителя с комбинированной силовой установкой конструкции А.А.Фадеева и К.В. Холщевникова. К середине февраля был готов первый вариант проекта. Самолёт по схеме представлял собой свободнонесущий моноплан цельнометаллической конструкции, с однокилевым оперением и убирающимся в полёте шасси.*

Комбинированная силовая установка состояла из основного поршневого двигателя М-107А с воздушным винтом и дополнительного ВРДК, игравшего роль ускорителя. Компрессор приводился во вращение двигателем М-107А с помощью двух валов и промежуточного редуктора. Забор воздуха для ВРДК осуществлялся двумя воздухозаборниками, которые располагались в носках центроплана. Воздушные каналы пролегли внутри центроплана крыла, затем входили в фюзеляж и объединялись в один общий канал, который подводил воздух к осевому одноступенчатому компрессору и затем воздух поступал в передней части камеры сгорания с установленными в ней форсунками. Задняя часть камеры сгорания переходила в нерегулируемое реактивное сопло.

В начале марта 1944 года был завершён эскизный проект второго варианта истребителя. Данный вариант имел ряд существенных отличий от предыдущего. Учитывая то, что крыльевые воздухозаборники имеют значительные потери давления, связанные с многочисленными изгибами воздушных каналов, а также с увеличенными скоростями потока из-за малых размеров проходных сечений, во втором варианте приняли решение разместить воздухозаборник под коком воздушного винта. В связи с этим изменилась компоновка самолёта. Изменения также коснулись мест размещения

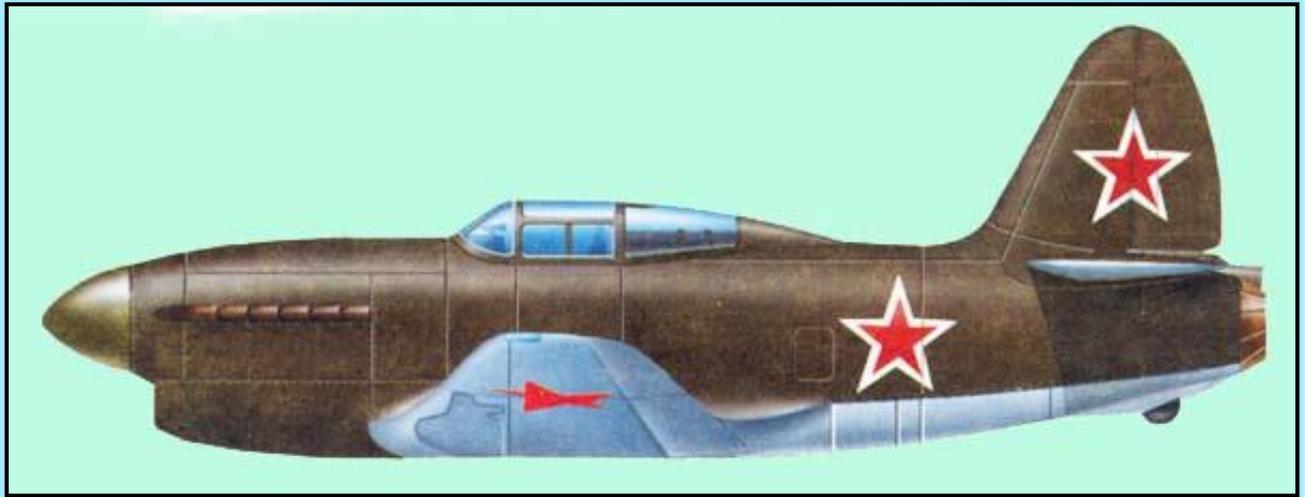
маслорадиатора и радиатора системы охлаждения, упростилась трансмиссия привода компрессора ВРДК.



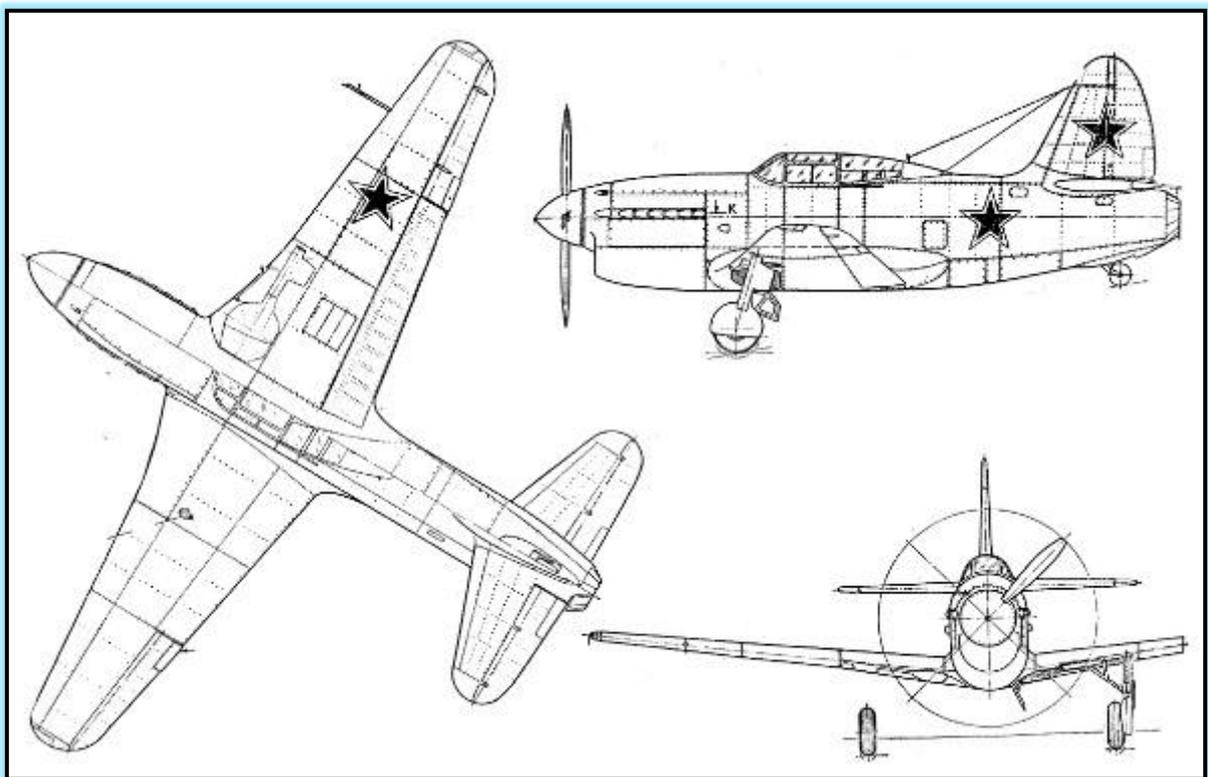
По завершению проектирования 2-й вариант проекта был направлен для ознакомления в НКАП СССР и там включён в проект плана опытного строительства самолётов ВВС Красной Армии на 1944 год.

22 мая 1944 года Государственный Комитет Обороны принял постановление, послужившее началом нового этапа в развитии реактивной авиации в СССР. Это постановление и приказ НКАП СССР №31 от 30 мая 1944 года обязывали главных конструкторов Яковлева, Лавочкина, Поликарпова, Микояна, Гуревича и Сухого приступить к созданию реактивных самолётов.

*В начале июня 1944 года в КБ Сухого приступили к проектированию самолёта, изначально получившего обозначение И-107 или «Д», и только в процессе прохождения заводских лётных испытаний-Су-5. За основу приняли второй вариант эскизного проекта.*

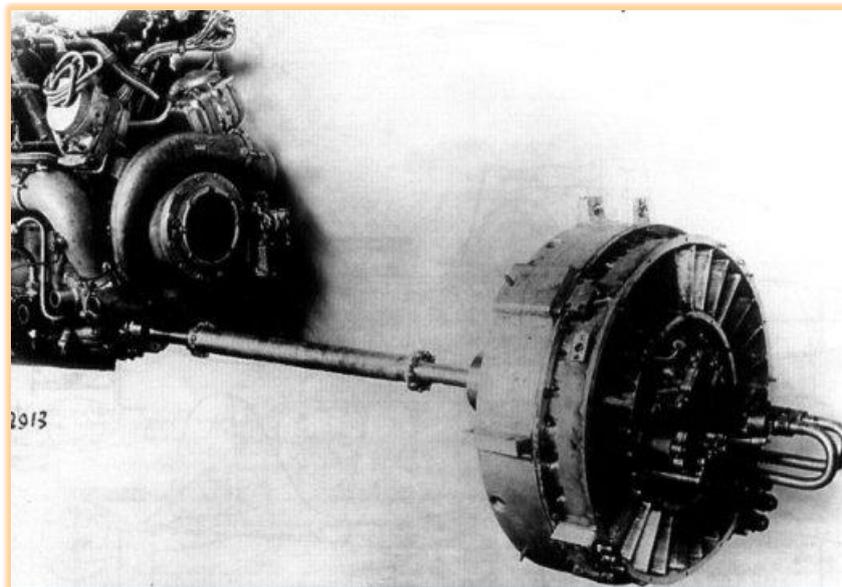


Утверждение заключения по эскизному проекту и протокола макетной комиссии совпало с завершением работ по статическому экземпляру самолета, который был передан на испытания в ЦАГИ. Постройка летного экземпляра сильно затянулась из-за несвоевременной поставки силовой установки. Первый полет на самолете, получившем обозначение Су-5, заводской летчик-испытатель Г.Н. Комаров выполнил 6 апреля 1945 г. Заводские испытания с перерывом продолжались до конца октября. За этот период было выполнено 42 полета, из них - одиннадцать с включением ВРДК. Полученная максимальная скорость оказалась на 18-20% ниже расчетной. Поэтому второй летный экземпляр самолета по завершению постройки передали в ЦАГИ для аэродинамических исследований в трубе Т-101. В ноябре 1946 г. постановлением правительства были прекращены работы по ряду самолетов, потерявших актуальность, среди них оказался и Су-5.



Новый самолёт резко отличался от своих современников такого же боевого назначения: короткий толстый фюзеляж, тупой нос с воздухозаборником, «обрубленный» хвост. Его силовая установка состояла из поршневого двигателя жидкостного охлаждения **ВК-107А** мощностью 1650 л.с. и ВРДК **Э-30-20** с тяговой мощностью до 950 л.с. Ускоритель ставился с компрессором, который имел

специальный привод от основного двигателя. Воздух в ВРДК поступал по каналу, проходившему под ВК—107А, кабиной лётчика и топливным баком, расположенным за кабиной. По пути воздух попадал в центробежный компрессор, который сжимал его, затем он охлаждался водяным радиатором и оказывался в камере сгорания, имеющей семь форсунок впрыска топлива. За камерой сгорания размещалось выходное сопло с регулируемыми створками.



*Силовая установка*



*Камера сгорания*

Самолет Су-5 представляет собой одноместный моноплан цельнометаллической конструкции с дюралюминиевой обшивкой толщиной 1-2 мм.

Однолонжеронное крыло у корня имеет профиль ЦАГИ 1В10 с относительной толщиной 16,5%, на концевой части крыла профиль НАСА 230 с относительной толщиной 11%. Крыло - двухконсольное. Консоли стыкуются с фюзеляжем по бортовым нервюрам. Стык убран под зализ. На истребителе применены элероны типа «Фрайз» с весовой и аэродинамической компенсацией. На левом элероне - управляемый триммер. Щитки и элероны - цельнометаллические.

На самолете предусматривалась установка пушки Н-23 калибра 23 мм с боезапасом 100 снарядов. Пушка размещалась в развале V-образного двигателя и стреляла через втулку пропеллера. Над двигателем были установлены два пулемета УБС калибра 12,7 мм с боезапасом по 200 патронов. Стрельба из пулеметов велась через плоскость винта и поэтому была синхронизирована с его вращением.

Четырехлопастный воздушный винт изменяемого шага - цельнометаллический. Защита кабины состоит из бронеспинки толщиной 10 мм, козырька и заголовника из бронестекла.



Конструкция фюзеляжа типа «монокок», выполнена из дюралюминия. По всей длине фюзеляжа проходит воздушный канал, в котором последовательно размещаются компрессор (с приводом от двигателя), водяной радиатор и форсуночная камера. Хвостовая часть канала, изготовленная из жаропрочной стали, является камерой сгорания с регулируемым отверстием выхода. Форсуночная часть канала и камера сгорания имеют двойную стенку, в полости которой проходит воздух для охлаждения. Маслорадиатор находится в тоннеле левой консоли крыла с выходом на нижней поверхности крыла. Питание горючим основного двигателя и ВРДК производится из двух бензобаков, расположенных в фюзеляже за кабиной пилота и в правой консоли крыла.

Свободнонесущий металлический нерегулируемый стабилизатор и металлический киль укреплены над фюзеляжем. Места заделки закрыты заплатами. Рули имеют весовую и аэродинамическую компенсацию, а также снабжены металлическими управляемыми триммерами.

Шасси убирается вдоль размаха в носок крыла с помощью гидравлического управления. Размер колес - 650X200 мм. Стойки шасси и колеса в убранном положении закрыты створками. Убираемое в полете костыльное колесо и его механизм уборки располагаются под камерой сгорания. Костыльное колесо без протектора, размером 300X125 мм.



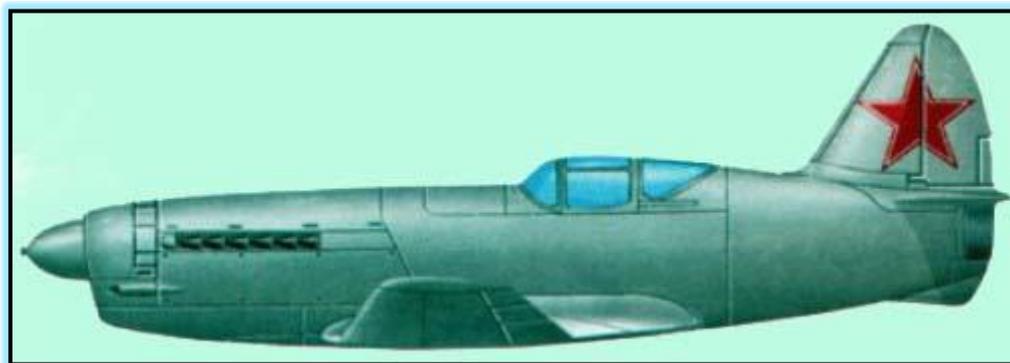
Первый этап заводских летных испытаний проходил в апреле - июне 1945 года. Их проводил летчик-испытатель Г. Комаров. По расчетам, включение ВРДК увеличивало скорость самолета у земли на 90 км/ч, а на высоте - на 110 км/ч. Во время испытаний на высоте 4350 м была достигнута скорость 793

км/ч против расчетной - 768 км/ч. Максимальная расчетная скорость на высоте 7800 м с включением ВРДК - 810 км/ч.

*Тактико-технические характеристики были следующими* : размах крыла-10,56 м, длина самолёта-8,51 м, высота- 2,97 м, площадь крыла- 17м<sup>2</sup>, вес пустого-2940 кг, вес взлётный-3804 кг, мощность двигателя : ВК-107А-1650 л.с. + ВРДК-950 л.с., скорость крейсерская-640 км/ч, скорость максимальная- 810 км/ч, практическая дальность-600 км, потолок-12000 м, экипаж-1 человек, вооружение : 1 пушка 23-мм и 2 пулемёта 12,7-мм.

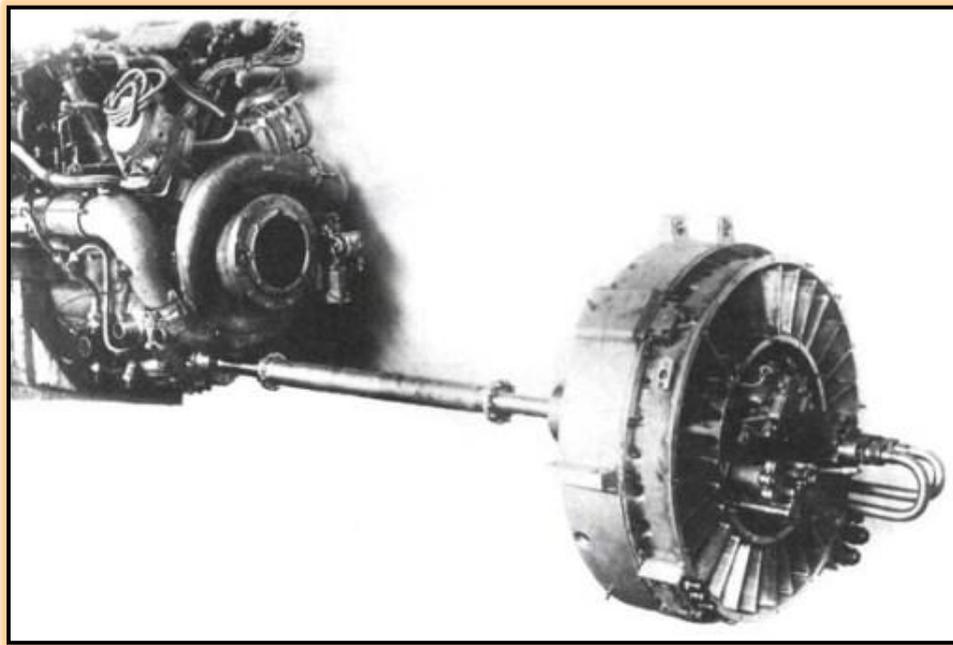
Испытания были прерваны в связи с аварией двигателя. Дальнейшие работы над самолетом не проводились, так как к этому времени стало ясно, что комбинированные установки с отбором мощности на компрессор от двигателя неперспективны.

**Работы над истребителем, получившим наименование И-250 и заводской шифр "Н" в ОКБ Микояна начали еще в феврале 1944 года.** К моменту выхода Постановления №5946 уже полным ходом шло эскизное проектирование, а 22 мая главный инженер ВВС генерал-полковник А.К.Репин утвердил тактико-технические требования к новой машине. По расчетам максимальная скорость истребителя И-250, с применением ВРДК, должна была составить 825 км/ч на высоте 7000 м. В сентябре в НКАП и ВВС был утвержден эскизный проект, а 26 октября 1944 года рассмотрен макет самолета.



Кроме прочего, это был первый цельнометаллический самолет разработки ОКБ Микояна и Гуревича. Ведущим инженером на время его проектирования и постройки назначили А.Андреева. Главной задачей конструкторов стал выбор наиболее рациональной компоновки самолета, обеспечивавшей эффективную работу комбинированной силовой установки, а также уменьшение вероятности возникновения пожара. В результате была принята компоновка с водяным радиатором, расположенным в воздушном канале сразу за компрессором для большей равномерности поля скоростей на входе в камеру сгорания. При этом для плавного протекания воздуха по каналу на компрессор спереди и сзади установили обтекаемые коки. За радиатором расположили решетку, которая также спрямляла воздушный поток, закрученный лопатками компрессора. Это уменьшило потери на трение воздуха о стенки канала. Немало внимания уделили и поиску рациональной формы камеры сгорания.

Предназначенный для И-250 мотор ВК-107А отличался от обычного наличием коробки привода компрессора, смонтированной на задней части картера, на которую, в свою очередь, устанавливали центробежный нагнетатель мотора. Забор воздуха к нему производился из канала ВРДК за компрессором, что позволяло поднять высотность ВК-107А почти на 1000 м. Предусматривалось применение винта ВИШ-105СВ. Топливо решили разместить подальше от зоны высоких температур в трех мягких топливных баках: фюзеляжном, расположенном между кабиной пилота и мотором, и двух крыльевых.

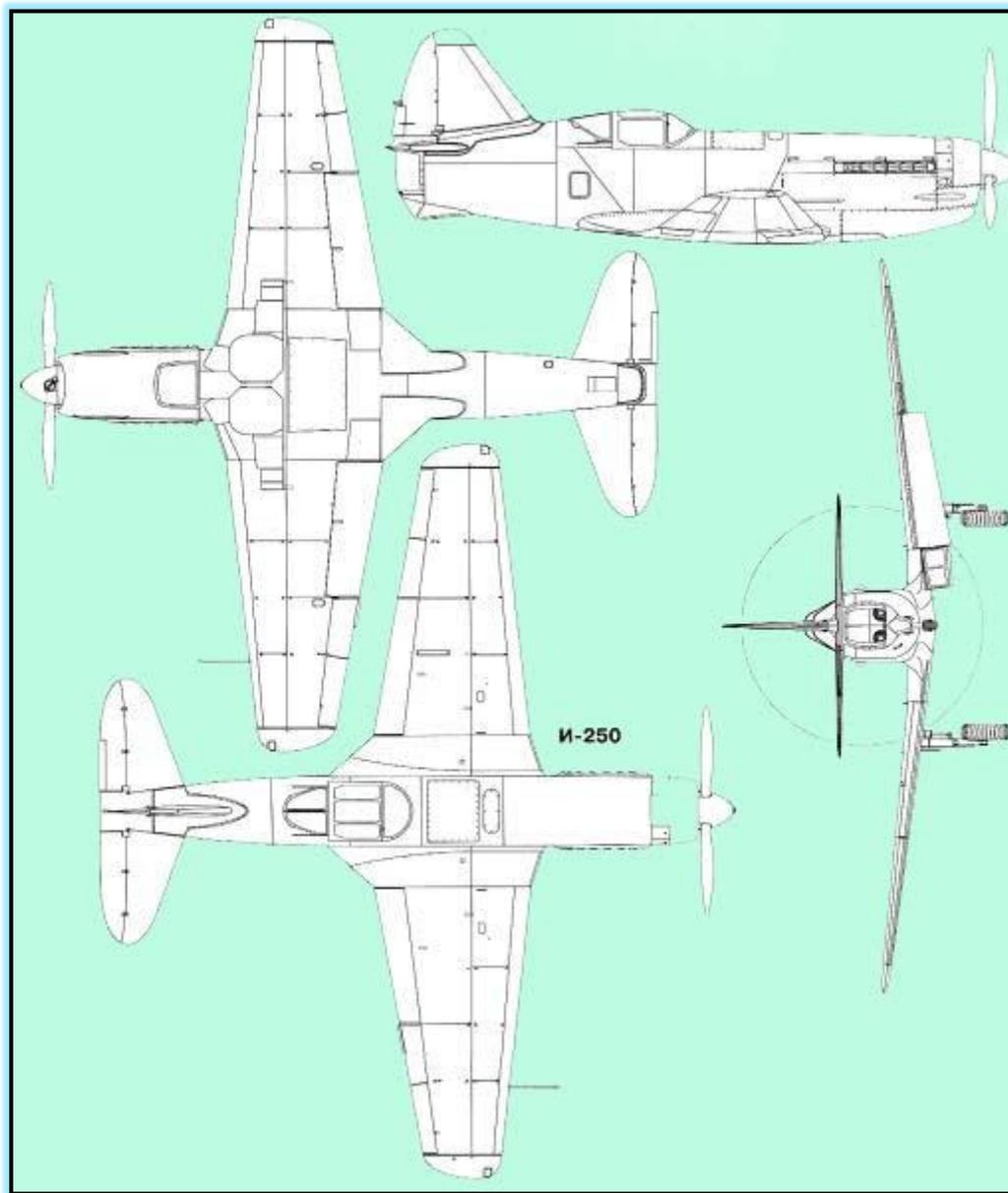


При выборе габаритов И-250 исходили из условия получения максимальной скорости при минимальной взлетной массе. Исследования показали, что для этого наиболее целесообразно крыло площадью 15 м<sup>2</sup> с относительной толщиной у корня 12%, а на конце - 10%. По результатам испытаний профилей ТВ-10 и RAF-38 выбор пал на последний. В конструкции И-250 использовали и многие другие конструктивные решения, отработанные микояновцами ранее на истребителях серии А. Так, киль и стабилизатор для удобства клепки выполнили разъемными по плоскости хорд. Каждую из половин собирали и обшивали отдельно, а далее их просто стягивали между собой болтами. Основные стойки шасси были выполнены по рычажной схеме с качающейся полувилкой и выносным амортизатором. Такая схема позволила вынести колеса вперед без ущерба для работы амортизатора. Кроме того, при обжатии последнего ось колеса уходила вперед, увеличивая противокapotажный угол. Ниши колес имели щитки, автоматически закрывающиеся как в убранном, так и в выпущенном положениях шасси. Убираемый костыль выполнили по схеме, аналогичной примененной на МиГ-3, с той лишь разницей, что колесо с учетом температурных условий сделали металлическим.

Вместо заданных ТТТ одной 23-мм пушки и двух 12,7-мм пулеметов истребитель вооружили тремя универсальными 20-мм пушками Ш-20, одна из которых - мотор-пушка МШ-20 - должна была стрелять через полый вал редуктора, а две синхронные СШ-20 расположили симметрично по обеим сторонам мотора. По расчетам, при полетной массе 3500 кг истребитель И-250 с использованием ВРДК должен был развивать максимальную скорость 825 км/ч на высоте 7000 м, а высоту 5000 м набирать за 3,9 минуты. Минимальное время виража с радиусом 253 м должно было составить 19,7 с. Благодаря столь высоким проектным данным и мощному вооружению, перечень тактических задач И-250 расширили, включив в него несение оперативной службы по прикрытие наземных частей с воздуха и воздушные бои на средних высотах.

К 30 ноября ОКБ-155 полностью завершило рабочий проект самолета. Все чертежи поступили в производство, а имевшийся задел позволил в декабре приступить к окончательной сборке первого летного экземпляра И-250. До окончания его постройки в ЦАГИ и ЦИАМ провели оптимизацию формы камеры сгорания, а также отладили работу форсунок. В соответствии с утвержденным графиком первый И-250 должен был поступить на аэродром 5 февраля, а второй - 7 марта 1945 года. При этом в период с 25 декабря по 25 января должна была состояться продувка фюзеляжа И-250 в аэродинамической трубе Т-101, после которой требовалось устранить выявленные дефекты, смонтировать шасси, хвостовое оперение и консоли крыла. В феврале 1945 года сборка первого экземпляра истребителя И-250 завершилась. Однако запланированный на 21 февраля вылет не состоялся, так как из-за отсутствия летного мотора на самолет пришлось временно поставить макетную силовую установку. Вместо предусмотренного проектом винта ВИШ-105СВ установили винт АВ-10П-60. Вообще стоит отметить, что для И-250 в ОКБ-120 разработали несколько вариантов винтов - конструкторам пришлось

учитывать требования, предъявленные к винту в отношении достижения высокой скорости полета, хороших взлетно-посадочных характеристик и скороподъемности, с одновременным ограничением его габаритов и массы. В результате, благодаря применению нового скоростного винтового профиля ЦАГИ ВС-6, правильному выбору основных параметров лопасти и удачной конструкции винт АВ-10П-60 оказался по своим качествам наиболее совершенным, простым, легким и надежным. По рекомендации ЦАГИ пришлось изменить и аэродинамическую компоновку крыла. Теперь его составляла комбинация профилей 1А10 в корневой части и 1В10 на конце с плавным переходом от одного к другому. Пушки Ш-20 заменили более легкими Б-20.

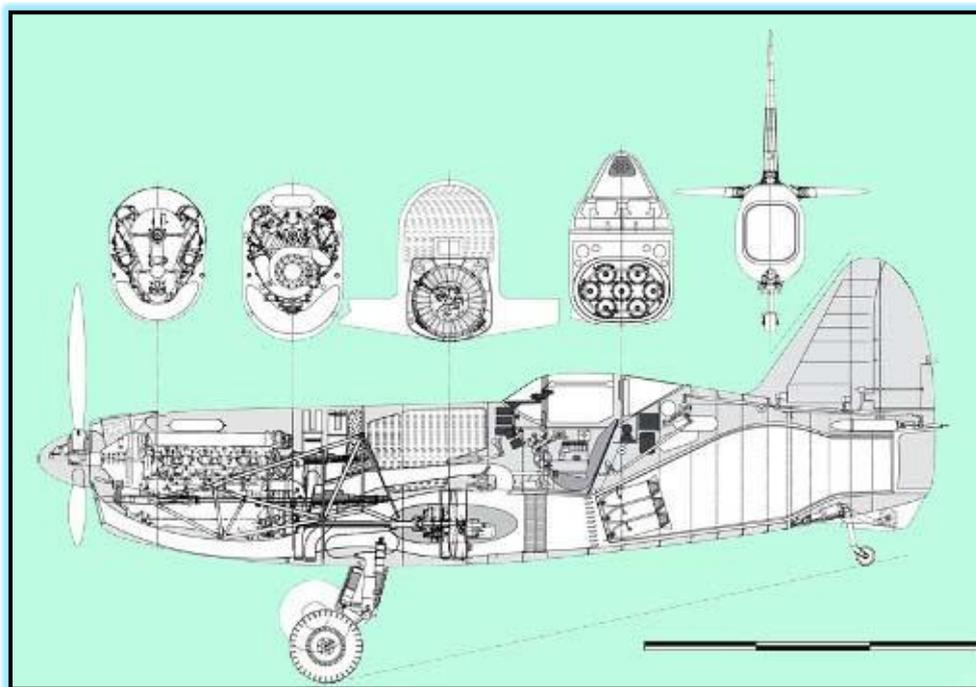


После получения 15 марта летного мотора первый опытный экземпляр самолета И-250 передали на заводские испытания. Ответственными за их проведение в соответствии с приказом НКАП №125 от 28 марта 1945 года назначили летчика-испытателя А.П. Дева, а также ведущих инженеров В.Н.Сорокина от ОКБ-155 (по самолету) и А.И.Комиссарова от ЦИАМа (по ВРДК). Истребитель И-250 №01 совершил первый полет 4 апреля 1945 года.

Самолет представлял собой одноместный скоростной истребитель цельнометаллической конструкции. По схеме - моноплан с низкорасположенным крылом и убирающимся шасси. Фюзеляж конструктивно был выполнен из трех частей: передней фермы, средней и хвостовой частей. Передняя ферма фюзеляжа сварной конструкции из хромансильевых труб. Средняя часть фюзеляжа клепаной конструкции. Она состояла из набора штампованных шпангоутов, четырех лонжеронов, стрингеров, пола пилотской кабины и дюралевой обшивки. Непосредственно под полом проходил отсек воздушного канала,

который входил в силовую конструкцию фюзеляжа. Хвостовая часть фюзеляжа по конструкции была выполнена как монокок, и состояла из набора штампованных шпангоутов, лонжеронов и стрингеров из нормальных пресованных профилей и дюралевой обшивки. Хвостовая часть заканчивалась стальным сварным шпангоутом, на котором крепилась сопловая рама камеры сгорания ВРДК.

Крыло трапецевидной формы, однолонжеронное. Имело местное расширение по хордам у бортов фюзеляжа для увеличения абсолютных высот профиля при малой относительной толщине. Профиль крыла был выбран из комбинации двух профилей ЦАГИ - 1А10 в корне и 1В10 на конце, с плавным переходом от одного к другому. Угол поперечного  $V$  -  $+7^\circ$ , угол установки крыла  $+1^\circ$ . Конструктивно крыло состояло из главного лонжерона, переднего и заднего усиленных стрингеров, нервюр и стрингеров. Обшивка дюралевая. Крыло крепилось к специальной стальной раме, расположенной внизу средней части фюзеляжа. Механизация крыла состояла из элеронов типа "Фрайз" и щелевого закрылка типа ЦАГИ. Для увеличения подъемной силы при посадке к закрылкам у бортов фюзеляжа были присоединены небольшие щитки типа "Шренк". Элероны и закрылки цельнометаллической конструкции с каркасом из дюрала и с электронной обшивкой. Углы отклонения закрылков  $15^\circ$  и  $55^\circ$ . Хвостовое оперение крепилось к хвостовой части фюзеляжа. Профиль вертикального и горизонтального оперения, симметричный - НАСА-0009. Рули высоты и направления имели 16% осевую аэродинамическую компенсацию и их снабдили триммерами. Набор дюралевый, обшивка электронная. Сопряжение между рулями направления и высоты было выполнено специальным съемным коком, нижняя поверхность которого также оформляла выходное сопло ВРДК. Комбинированная силовая установка Э-30-20, состоявшая из поршневого мотора ВК-107А и ВРДК, была разработана в ЦИАМ под руководством К.В.Холщевникова и А.А.Фадеева. Мощность, развиваемая поршневым двигателем, передавалась сразу двум потребителям: воздушному винту АВ-10П-60 диаметром 3,1 м и компрессору ВРДК. При взлете и во время полета без применения ВРДК основным потребителем мощности являлся воздушный винт, а компрессор ВРДК вращался на низшей передаче. Для сокращения разбега при взлете и увеличения скорости полета до максимальной включалась вторая, высшая, передача привода компрессора, а в камеру сгорания подавалось топливо.



Двухскоростной компрессор вращался от мотора с помощью специального привода, смонтированного на моторе, и длинного вала. Переключение скоростей обеспечивалось автоматом переключения Э-67ВП. Подвод воздуха к компрессору производился через входной канал, который был выведен в переднюю часть фюзеляжа. Камера сгорания ВРДК была выполнена в виде сварного кожуха из нержавеющей стали. В передней ее части монтировали блок из семи форсуночных камер расположенных по форме сечения канала. Выходное сопло камеры сгорания снабдили регулируемыми створками из нержавеющей жароупорной стали, дающими возможность получать разные площади

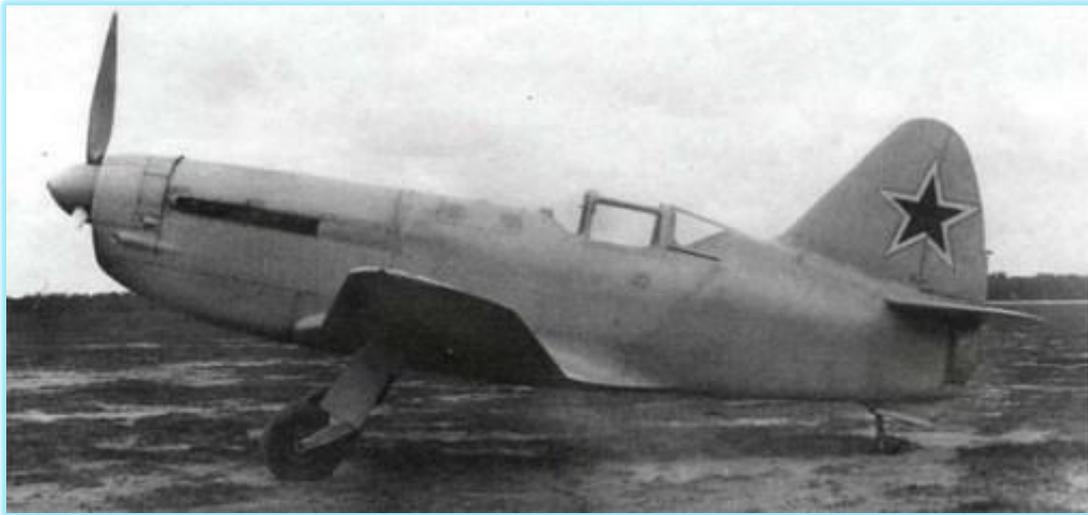
выходного сечения на разных режимах полета. Управление створками осуществлялось пневматическим цилиндром, и было автоматически связано с сектором включения ВРДК. Топливо разместили в трех топливных баках мягкой конструкции общей емкостью 570 л. Два крыльевых бака вмещали по 90 л, а один фюзеляжный - 390 л. Капот мотора имел съемные и несъемные панели. Передняя часть капота сверху оканчивалась щелью для выхода воздуха из канала маслорадиатора, а по бокам - регулируемые створками. Приборное оборудование состояло из 16 приборов. Источниками электроэнергии служили генератор ГС-15-500 и аккумулятор 12А5. Самолет оборудовали приемо-передающей радиостанцией, в комплект которой входили приемник РСИ-3 и передатчик РСИ-4Д. Для полетов на больших высотах устанавливали кислородный прибор легочного типа КП-12 и 4 литровый кислородный баллон. Вооружение состояло из трех 20-мм пушек Б-20 с боезапасом по 100 патронов. Одна пушка стреляла через полый вал редуктора. Две синхронные по бокам фюзеляжа. Максимальная скорость И-250 №01, полученная в процессе испытаний, составила 820 км/ч, превышая тем самым на 100-120 км/ч скорости истребителей того времени. Включение ВРДК на взлете сокращало дистанцию разбега до 400 м. В мае 1945 г. на заводские испытания поступил второй экземпляр истребителя И-250, который совершил первый полет 26 мая 1945 г. под управлением А.П.Деева. Однако 5 июля 1945 г. при выполнении очередного испытательного полета первый экземпляр И-250 потерпел катастрофу. Из-за большой перегрузки разрушился стабилизатор. Летчик-испытатель А.П.Деев покинул самолет, но из-за малой высоты купол парашюта наполнился слишком поздно.



После катастрофы первого экземпляра на И-250 №02 усилили стабилизатор. Для повышения путевой устойчивости на больших скоростях полета значительно увеличили площадь киля, а для компенсации реакции ВМГ, с целью устранения тенденции к развороту вправо, изменили установку киля сместив передний узел крепления на 1° вправо. К летным испытаниям И-250 подключились летчик-испытатель ЛИИ НКАП А.П.Якимов, а затем и летчики-испытатели ОКБ-155 А.Н. Чернобуров и И.Т.Иващенко. Одновременно с летными испытаниями второго опытного экземпляра в соответствии с приказом НКАП №311 от 27 июля 1945 г. на заводе №381 начали подготовку к выпуску опытной серии самолетов И-250. В конце 1945 г. завершились заводские испытания И-250. Однако передать самолет на госиспытания вовремя не получилось, так как государственные стендовые испытания силовой установки еще не были проведены. Кроме того, в течение первой половины 1946 г. на самолете несколько раз пришлось менять двигатель, а также дорабатывать маслосистему. 12 июля 1946 г. во время полета сгорела верхняя крышка блока мотора ВК-107, в результате чего была совершена вынужденная посадка на аэродроме Люберцы. Самолет при посадке получил повреждения. В связи с наличием выпущенных заводом №381 серийных истребителей И-250, опытный самолет было решено не восстанавливать.

Всего в 1946 г. на заводе №381 было построено 10 истребителей И-250, два из которых использовали для разного рода испытаний, а восемь были переданы в 176 ГВ.ИАП 324 ИАД ПВО для подготовки к участию в ноябрьском воздушном параде. Однако из-за отсутствия летной погоды воздушный парад не состоялся. Правда, несмотря на успешное освоение летным составом 176 ГВ.ИАП истребителей И-250, ВВС от них отказались, так как самолет был сложен в эксплуатации и уже успел морально устареть. В связи с этим была предпринята попытка использования И-250 в авиации ВМФ в качестве истребителя сопровождения торпедоносцев. Для этого на И-250 № 3810102 провели доработку фюзеляжного

бензобака и крыла с целью установки дополнительных баков для увеличения запаса топлива на 190 кг. В итоге 2 машины были переданы в НИИ как опытные образцы, а 30 октября 1946 г. все восемь оставшихся самолётов опытной серии, наконец, сдали представителями ВВС. Самолеты поступили на вооружение ВВС Северного и Балтийского флотов. Между тем в мае 1947 г. силовая установка Э-30-20 прошла в ГК НИИ ВВС госиспытания с ресурсом 35 часов, что позволило передать 19 сентября 1947 г. самолет И-250 №3810102 на государственные испытания. Испытания И-250 начали 9 октября 1947 г. в НИИ авиации ВМФ на аэродроме Скульте (г. Рига). Ответственными за их проведение назначили ведущего инженера А.К.Подторжнова и летчика-испытателя И.М.Сухомлина. Первый ознакомительный полет был выполнен 23 октября. Однако 21 января 1948 г., после проведения 6 полетов, госиспытания были прерваны, а 3 апреля И-250 сняли с испытаний вследствие большого количества выявленных дефектов и конструктивных недостатков. Таким образом путь в строевые части машине был закрыт. Это и неудивительно, к этому времени уже выпускали серийно истребитель МиГ-9 и полным ходом шли испытания истребителя МиГ-15.



Тем не менее трудно переоценить заслугу истребителя И-250 в становлении отечественной реактивной авиации и освоении больших скоростей полета. На нем были испытаны новые конструктивные решения, характерные для последующих реактивных самолетов - осевой компрессор, регулируемая площадь выходного сопла, жаропрочные материалы и другие. Его разработка, постройка, доводка и летная эксплуатация позволили накопить опыт, оказавшийся весьма полезным при последующем освоении самолетов с турбореактивными двигателями.

### **Хронология И-250 :**

- 30 ноября рабочий проект самолёта был полностью завершён на предприятии ОКБ-155.
- В феврале 1945 г. завершилась сборка первого экземпляра истребителя И-250 № 01.
- 3 марта 1945 г. первый И-250 впервые поднялся в воздух, пилотируемый лётчиком-испытателем А. П. Деевым.
- 8 апреля 1945 г. в третьем полёте на И-250 запустили ВРДК: на пикировании самолёт развил максимальную скорость 710 км/ч по прибору на высоте 5000 м. Однако несмотря на периодические успехи в испытаниях, с ещё большей периодичностью происходили всякого рода поломки.
- 13 мая 1945 г. в очередном полёте с включённым ВРДК на высоте 6700 м была достигнута максимальная скорость 809 км/ч, близкая к желаемой по заданию ГКО.
- 19 мая 1945 г. к испытаниям приступает второй экземпляр И-250 № 02, а И-250 № 01 удалось повторить достижение той же скорости на 7000 м.
- 3 июля 1945 г. в 24-м полёте И-250 на высоте 6600 м лётчик А. П. Деев на самолёте № 01 развил максимальную скорость 820 км/ч, а 4 июля на высоте 3000 м была достигнута скорость 750 км/ч. Таким образом в сравнении с лучшими истребителями того времени, установка ВРДК дала прирост скорости почти в 100 км/ч.
- В июле 1945 г. решено построить опытную серию из 10 машин И-250.

- 5 июля 1945 г. самолёт И-250 № 01 потерпел катастрофу над Центральным аэродромом им. М. В. Фрунзе. Лётчик А. П. Деев погиб. По спидобарограмме удалось выяснить, что по снижении с 600 м до 200 м самолёт И-250 № 01 развил 655 км/ч.
- 18 октября 1945 г. лётчик-испытатель А. Н. Чернобуров совершил вынужденную посадку в районе Кунцево-Фили. Самолёт И-250 № 02 удалось отремонтировать.
- 12 июля 1946 г. произошёл пожар из-за дефекта в двигателе, в результате чего лётчику пришлось в аварийном порядке садиться на аэродроме в Люберцах. Самолёт И-250 № 02 получил значительные повреждения и не был восстановлен.



**Тактико-технические характеристики самолёта И-250 (МиГ-13)** : размах крыла- 9,5 м, длина- 8,19 м, высота-2,81 м, площадь крыла- 15 м<sup>2</sup>, вес пустого- 2587 кг, вес взлётный-3680 кг, мощность двигателя : ВК-107Р 1650 л.с. + ВРДК Э-30-20 -910 л.с., максимальная скорость-825 км/ч, практическая дальность : с ВРДК-920 км и без ВРДК-1380 км, потолок-10500 (11960) м, экипаж-1 человек, вооружение- 3 пушки калибра 20-мм.

Самолёт И-250 был по всей видимости последним самолётом с силовой установкой подобного типа. Рассказом о нём пожалуй можно закончить рассмотрение этой группы самолётов и перейти к следующей.

\*\*\*\*\*

**Во второй группе** будут рассмотрены самолёты с поршневым двигателем в качестве основного и с жидкостно-ракетными двигателями (ЖРД) или прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД) в качестве дополнительных ускорителей для кратковременного включения во время боя или же ухода от преследования. Эти дополнительные реактивные двигатели должны были на короткое время (как правило на несколько минут-до пятнадцати) повышать лётные характеристики машины - скорость и потолок. В крейсерском полёте они не использовались. Проекты и опытные машины с подобной силовой установкой разрабатывались практически только в одной стране - **СССР**, со второй половины 1930-х годов и вплоть до 1946 года. Последними из них были опытные самолёты на базе последних советских поршневых истребителей – Ла-9 и Ла-11.

Первые попытки использования жидкостных и твердотопливных ракетных ускорителей в СССР начались в 30-е годы двадцатого века. Твердотопливные и жидкостные ракетные двигатели проходили испытания на истребителях **И-4**, **И-15**, бомбардировщике **ТБ-3** и других машинах. На истребителях **И-15бис** и **И-153** в 1940 году проходили испытания прямоточные воздушно-реактивные двигатели конструкции Меркулова. ПВРД Меркулова ДМ-4С в 1944 году в опытном порядке были установлены на модификации истребителя Як-7 – **Як-7Р**.

Здесь я хочу более подробно остановиться на наиболее интересных (с моей точки зрения) проектах с комбинированной (поршневой + жидкостно-ракетный или прямоточный двигатель) силовой установкой.

***В 1937 году А.Я. Щербаков предложил проект высотного скоростного истребителя ИВС, который 29 сентября 1940 года получил положительную оценку в ВВС.***

Но этот проект не получил практического воплощения в условиях тех лет. Истребитель одноместный по схеме «Аэрокобры» с дополнительным ПВРД в хвосте фюзеляжа для кратковременного увеличения скорости в бою. Поршневым двигателем ИВС был М-120 мощностью 1650 л.с. у земли и 1500 л.с. на высоте 6000 м. 18-ти цилиндровый трехрядный под 120 градусов. ПВРД разрабатывал И.А. Меркулов. Под фюзеляжем находился радиатор этиленгликолевого охлаждения. Нагревавшийся в нем воздух поступал к форсункам ПВРД, топливом для которого служил тот же бензин. Схема самолета, хороший обзор и рекордная скорость (расчетная) 700 км/ч, с включенным ПВРД - 825 км/ч, потолок 12 000 м, с ПВРД потолок достигал 14 000 м.

Все это вызвало интерес у ВВС, но с началом войны и в военное время осуществить такой проект не было возможности. ПВРД разрабатывался в ОСК под руководством И.А. Меркулова специально для ИВС. Рассматривался вариант ИВС вообще без ПД. Такой самолет методом «воздушной цепочки» должен был буксироваться на большую высоту, и после отцепки в планировании развивать скорость, обеспечивающую возможность включения и устойчивую работу ПВРД. После чего работающий ПВРД должен был развить тягу, достаточную для самостоятельного полета самолета с увеличением скорости и высоты полета. К сожалению рисунка или чертежа этого самолета найти не удалось.

***В 1940 году проходил испытания опытный истребитель конструкции Боровкова и Флёрова И-207, который создавался на основе более ранней работы- самолёта «7211» с мотором М-85.***

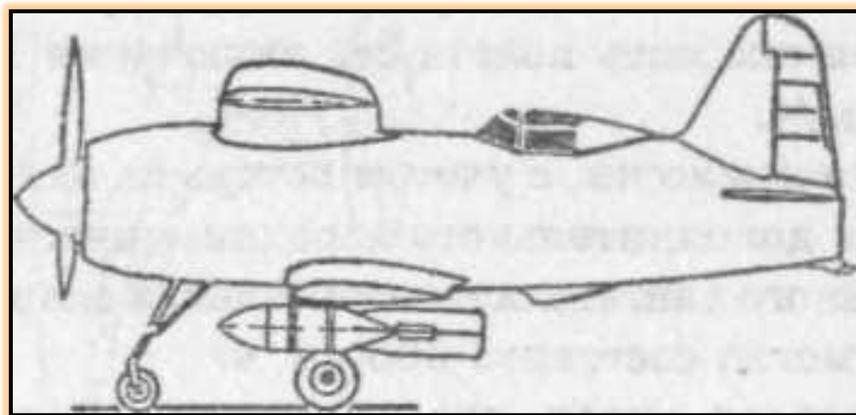
***И-207*** являлся маневренным истребителем воздушного боя и представлял собой свободнонесущий биплан смешанной конструкции с неубирающимся шасси. В конструкции самолета было использовано много оригинальных решений. Крылья свободнонесущие. Толщина в корне - 14%, на конце - 6%. Верхние и нижние крылья были одинаковыми по площади и по конструкции. Крылья неразрезные, дюралевые, моноблочной конструкции (без лонжеронов) со штампованными нервюрами. На верхнем крыле имелись закрылки, а на нижнем элероны и щитки. Силовым элементом крыла являлся передний блок, состоящий из параллельно идущих по своему размаху стенок и несущей обшивки из гофра и из гладкой обшивки. Гладкая обшивка по всему размаху крыла сверху и снизу из дюралья толщиной 1 мм, гофрированная обшивка, расположенная на верхней поверхности крыла в два слоя толщиной соответственно 1 и 0,8 мм. и на нижней оба слоя из дюралья толщиной 0,8 мм. При взвешивании в НИИ ВВС крыла дублера И-207 оказалось, что относительный вес крыла составляет всего 13,6 кг/м<sup>2</sup>, что было рекордным достижением. В дальнейшем планировалось использование более совершенных моторов М-64 и М-65, созданных как развитие М-63. Самолеты должны были обладать довольно высокой для бипланов максимальной скоростью полета. Но главной их особенностью была очень высокая скороподъемность, оцениваемая в эскизных проектах временем набора высоты 8000 м равным 8 минут. Это достигалось за счет обеспечения аэродинамически чистой поверхности бипланной коробки (отсутствовали стойки и расчалки), за счет использования моноблочной конструкции металлического крыла, обеспечивающей получение необходимого запаса прочности при минимальных затратах веса.

На его базе были созданы проекты скоростных истребителей ***И-207 № 10*** и ***И-207 № 11***. Эскизные проекты этих самолетов были представлены в НКАП летом 1940 года.

***Проект И-207 № 10*** был рассмотрен комиссией академика Б. Н. Юрьева 3 августа 1940 года, которая посчитала постройку самолета целесообразной. Конструкторы предусматривали использование самолета и в варианте пикирующего бомбардировщика.

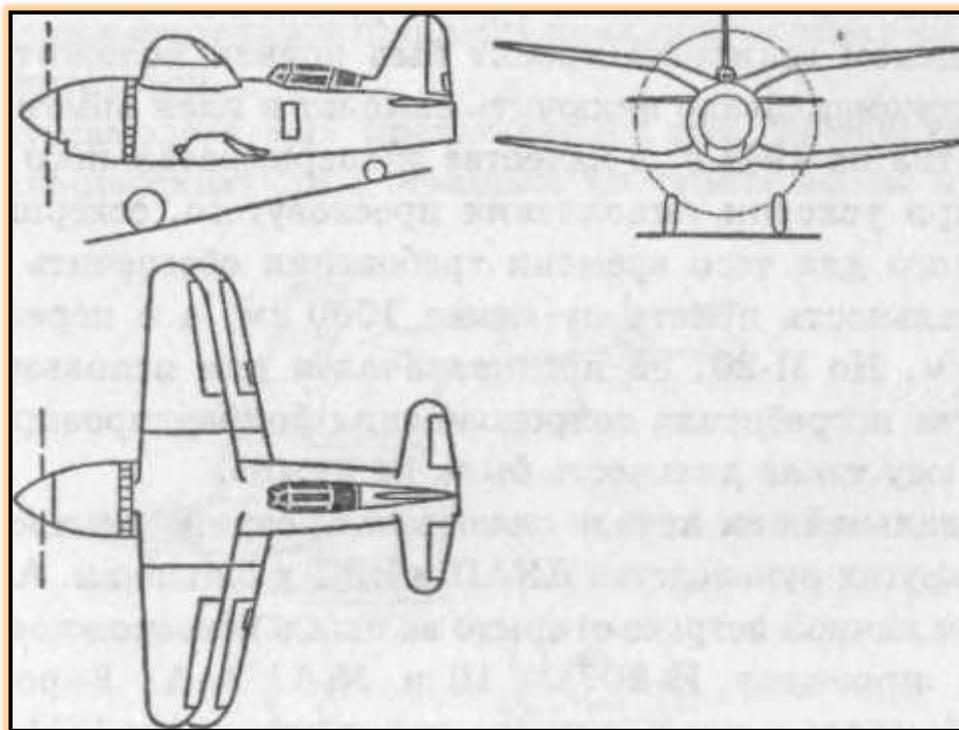
Конструктивные отличия от предыдущих вариантов сводились к тому, что верхние и нижние крылья были изогнуты в виде «чайки». Хвостовая часть фюзеляжа вместо деревянной представляла дюралевый монокок с работающей обшивкой. В хвостовой части предусматривалась установка прямоточного

двигателя И. А. Меркулова. Шасси было трехколесным убирающимся с носовым колесом. В качестве мотора конструкторы выбрали М-71. Максимальная бомбовая нагрузка составляла 1000 кг (2x500 или 4x250). Стрелковое вооружение включало два пулемета калибра 12,7 мм и 2 пулемёта калибра 7,62 мм.



Предусматривалась подвеска 8 РС-82. Бронирование предусматривало использование бронеспинки из цементированной брони толщиной 8,5 мм и бронесиденья толщиной 4-4,5 мм. На самолёте предусматривалась установка одного ПВРД конструкции Меркулова. Максимальная скорость полета без включения ПВРД по проекту - 658 км/ч. По мнению комиссии с учетом потерь на охлаждение мощного мотора и дополнительного аэродинамического сопротивления реактивного двигателя максимальная скорость без включения ПВРД могла быть 605 км/ч. В № 10 конструкторы предусмотрели установку ПВРД внутри фюзеляжа, за кабиной летчика. В обычном полете он не мешал, но когда требовалось резко увеличить скорость, например, догнать врага, открывались прикрывающие створки, и двигатель включался. Расчетная скорость с ПВРД составляла 800 км/час. С более реальным мотором М-82А максимальная скорость полета без ПВРД могла быть не менее 520 км/ч.

**Проект И-207 № 11** являлся переработкой самолета № 10 под основное назначение по требованию комиссии. Основные отличия сводились к тому, что на самолете устанавливались два двигателя Меркулова в боковых выемках фюзеляжа. В этой машине вернулись к схеме шасси с хвостовым колесом. Мотор М-71 предполагалось использовать с удлинненным валом.



В целом эскизный проект был оценен положительно, и было рекомендовано включить самолет в план опытного строительства на 1941 г. в качестве экспериментального истребителя при условии

выполнения пресловутого, совершенно нереального для того времени требования обеспечить скоростную дальность полета не менее 1000 км, а в перегрузку 1400 км. Но И-207 не предназначался для использования в качестве истребителя сопровождения бомбардировщиков, поэтому ему такая дальность была не нужна.

Бомбовое вооружение включало 2 бомбы по 250 кг. Вместо бомб предусматривалась подвеска двух пушек ПТБ-23 калибра 23 мм. Кроме того на самолете устанавливались 2 синхронных пулемета калибра 12,7 мм и 2 нормального калибра. Максимальная скорость на высоте 5830 м без включения ПВРД - 654 км/ч. По проекту максимальная скорость с бомбовой нагрузкой составляла 611 км/ч. Время набора высоты 5000 м, соответственно - 3,7 и 4,5 мин. Яковлев согласился включить работу в план экспериментальных работ. Эскизный проект самолета И-207 № 11 был рассмотрен в октябре 1940 года. Неправильная позиция ГУАС, трудности с доводкой моторов М-63Р, М-64, М-65 и М-71, а также начавшаяся война привели к тому, что работы по этому перспективному самолету были свернуты.

*Также Боровков и Флёрв в конце 1940 года начали разработку самолета с комбинированной силовой установкой, состоящей из поршневого двигателя М-71 и двух прямоточных двигателей Меркулова ДМ. Эскизный проект, получивший условное обозначение «Д», был закончен в начале 1941 года.*

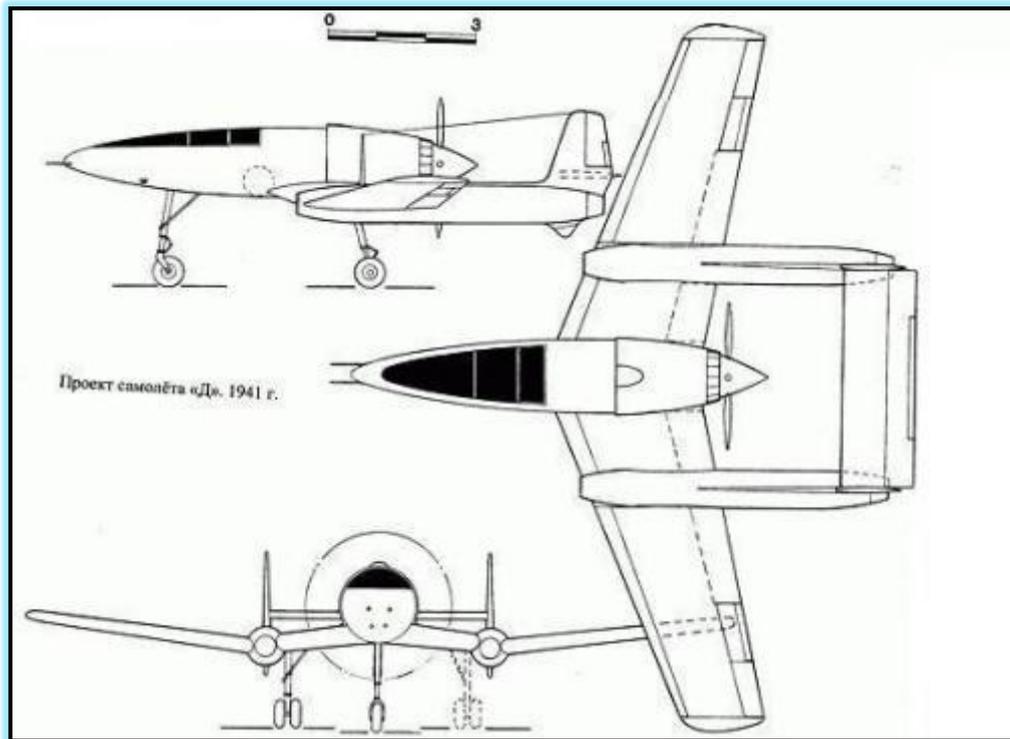
В короткий срок проект был одобрен экспертным советом НКАП, перспективную разработку решено было продолжать. Нужно отметить, что авторами было рассмотрено большое количество вариантов и схем, прежде чем они остановили свой выбор на одной из них. Наиболее целесообразной признали схему одномоторного двухбалочного моноплана с толкающим воздушным винтом, балки-фюзеляжи при этом являлись корпусами реактивных двигателей.



Проект «Д» представлялся как перспективный истребитель-перехватчик с мощным наступательным пушечным вооружением. Задуманный самолет воплощал в себе все достижения аэродинамики предвоенного периода. Вытянутый как пуля фюзеляж, ламинарный профиль стреловидного крыла, мощнейший двигатель М-71 (его мощность 2000 л. с. развивалась тогда только на бумаге) в сочетании с ДМ – все эти факторы должны были, по замыслу разработчиков, позволить новому истребителю разогнаться до фантастической по тем временам скорости – 850 км/час. Весной 1941 года был закончен аэродинамический и весовой расчет проекта «Д». Полным ходом шли конструктивные проработки и увязки элементов планера самолета. Большинство задумок нигде ранее не встречались, поэтому поломать голову было над чем. Компоновка с толкающим винтом хотя и позволяла улучшить обтекание фюзеляжа (устранение обдувки фюзеляжа потоком от воздушного винта позволяло затянуть ламинарный характер обтекания поверхности и улучшить тем самым аэродинамику), однако являлась не вполне удачной с точки зрения аварийного покидания. Пилот, оставляя в воздухе кабину,

непрерывно попадал во вращающийся воздушный винт. Катапульты тогда еще не были известны, поэтому конструкторам пришлось самим «изобретать велосипед». Поначалу планировалось установить сбрасываемый люк, затем решили установить откидывающийся вниз-назад фрагмент пола с «проваливающимся» креслом пилота. Задуманная схема должна была обеспечить покидание самолета вне зоны вращения воздушного винта.

Носовая часть фюзеляжа для удобства технического обслуживания и ремонта могла сдвигаться вперед по специальным направляющим. Это оригинальное решение позволяло отказаться от эксплуатационных лючков и обеспечить чистоту поверхности носовой части. Тонкое стреловидное крыло, предназначенное для высоких скоростей, требовало применения мощной посадочной механизации, способной довести посадочную скорость до приемлемых значений. Используемый в крыле ламинарный профиль не позволял, в свою очередь, этой механизацией увлекаться, так как характеристики его при установке предкрылков и различных щитков резко ухудшались.



Довести проект самолета «Д» до воплощения в металл конструкторам-соратникам не удалось. Начавшаяся война в корне изменила отношение к перспективным разработкам – теперь стало не до них. В июле 1941 г. ОКБ-207 было расформировано, часть конструкторов вернулась на серийный авиазавод в Горьком, небольшая группа сотрудников во главе с Боровковым и Флоровым перешла в ОКБ- 293 Виктора Болховитинова. Здесь пришлось принимать участие в создании ракетного самолета БИ.

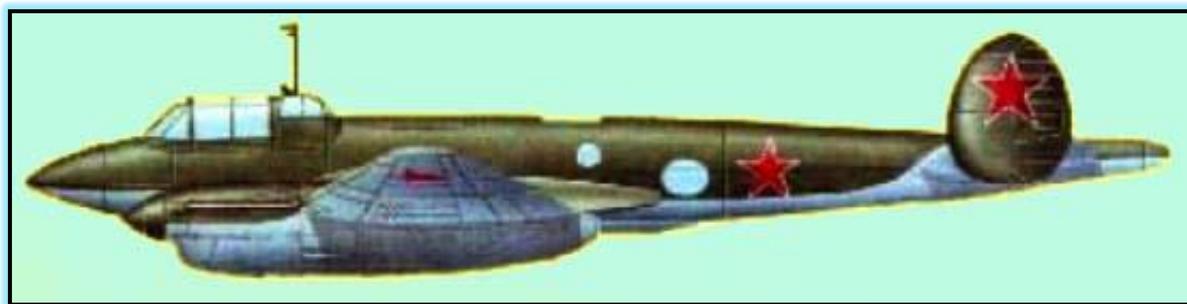


Расчётные тактико-технические характеристики самолёта были следующими : размах крыла-14,5 м, длина-11,67 м, площадь крыла-30 м<sup>2</sup>, взлётный вес-6000 кг, скорость у земли-530 км/ч, скорость максимальная : без ПВРД-660 км/ч, с ПВРД-850 км/ч.

*Аналогичный проект - экспериментальный истребитель «И», также двухбалочной схемы, с двумя установленными в тандем поршневыми двигателями, но уже жидкостного охлаждения, вращавшими два соосных воздушных винта, с катапультируемым сиденьем летчика и двумя ПВРД, встроенными в конструкцию самолета, разрабатывало в это же время и ОКБ В. Ф. Болховитинова. В связи с началом войны все работы по самолетам «Д» и «И» были прекращены.*

## Пе-2РД

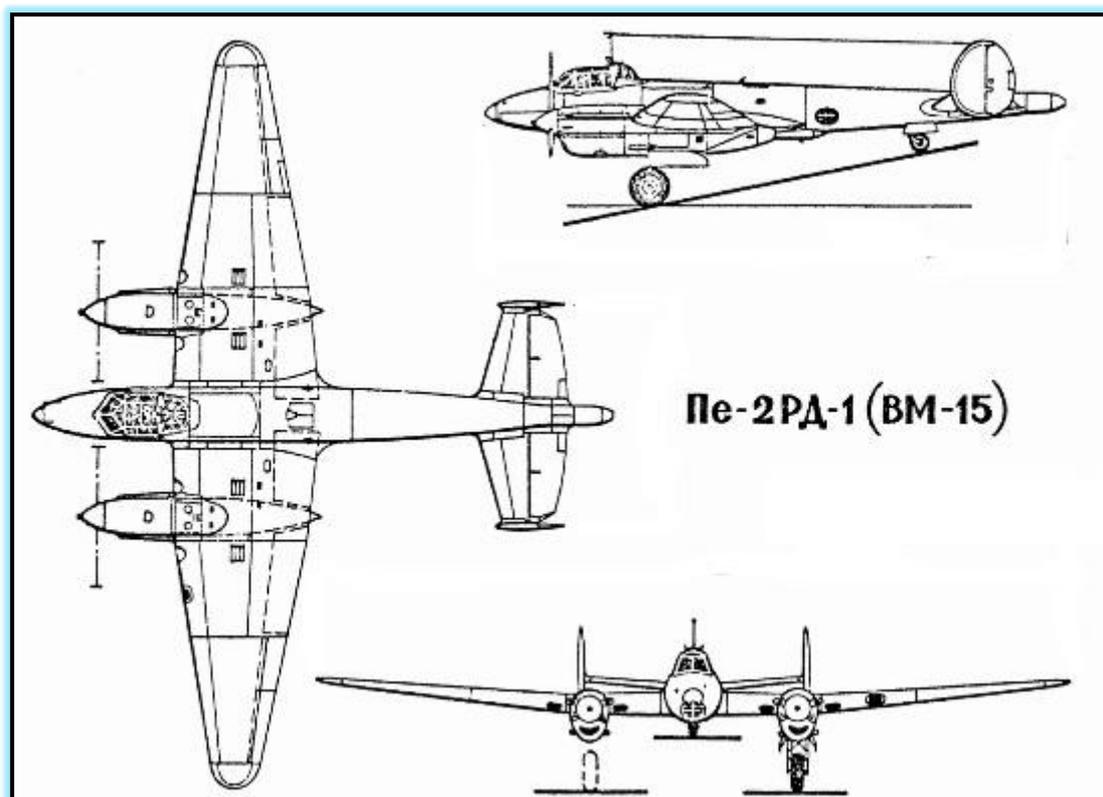
Реальная возможность применения комбинированных силовых установок появилась после того, как конструкторский коллектив, возглавляемый В.П.Глушко, создал самолетный однокамерный жидкостный ракетный двигатель РД-1. Стендовые испытания этого ЖРД, проведенные в 1942 году, показали, что по своим габаритам, весу, расходу топлива и развиваемой тяге (300 кг) двигатель может быть использован в качестве ускорителя на самолетах различного боевого назначения. Практическое опробование РД-1 в качестве дополнительного двигателя-ускорителя решили провести на бомбардировщике Пе-2. Заместитель главного конструктора по летным испытаниям С.П.Королев сделал полный аэродинамический расчет Пе-2 с силовой установкой, состоящей из двух поршневых двигателей ВК-105РА мощностью по 1100 л.с. и РД-1 с тягой в 300 кг. Он показал, что с такой силовой установкой скорость бомбардировщика, правда на короткое время, у земли возрастет до 542 км/ч, то есть на 82 км/ч больше, чем с использованием лишь двух основных поршневых двигателей, на высоте же 7 тыс. м при работе РД-1 в течение 80-100 секунд она увеличится на 108 км/ч. Дополнительная силовая установка может обеспечить сокращение разбега на 70 м и значительно ускоренный набор высоты.



Весной 1943 года начали переоборудование одного из серийных Пе-2. На месте хвостового обтекателя фюзеляжа установили РД-1. Баки с окислителем разместили в бомбовом отсеке фюзеляжа, а с керосином - в корневых частях крыла. При таком расположении топливных компонентов для РД - их общий вес 1050 кг - сохранялась нормальная центровка самолета. Соответственно монтировались вспомогательные агрегаты и прокладывались трубопроводы. Работающий двигатель расходовал в минуту 50 литров кислоты и 25 литров керосина. В камеру сгорания они подавались специальными насосами, для привода которых отбиралась часть мощности основных двигателей. Для них в бензобаки заливалось 700 кг бензина. Всеми работами по переоборудованию бомбардировщика руководили В.М.Мясищев (поэтому Пе-2РД ещё имел индекс ВМ-15) и С.П.Королев. Взлетный вес Пе-2РД - 8200 кг. С двумя бомбами по 500 кг на внешней подвеске - 9215 кг, вес пустого Пе-2РД - 6044 кг.

Экипаж опытного Пе-2 с комбинированной силовой установкой состоял, как и серийного бомбардировщика, из трех человек, но места штурмана и воздушного стрелка-радиста занимали инженеры-экспериментаторы, одним из которых был С.П.Королев. Включать реактивный двигатель мог только летчик, а отключать - любой член экипажа со своего рабочего места. После многократных запусков реактивной установки на земле, подтвердивших надежность работы всех ее систем, 1 октября 1943 года летчик Г.Васильченко выполнил первый полет с включением в воздухе дополнительного реактивного двигателя. За две минуты его работы скорость Пе-2 возросла на 92 км/ч. Испытания опытного бомбардировщика с комбинированной силовой установкой велись по широкой программе и весьма интенсивно, 2 октября РД-1 включили в воздухе уже на 4 минуты. На следующий день испытатели совершили первый взлет с включенной реактивной установкой, а затем еще пять стартов,

позволивших определить, на сколько сокращается разбег бомбардировщика и его скороподъемность с включением ЖРД. Разбег составлял всего 446 м.



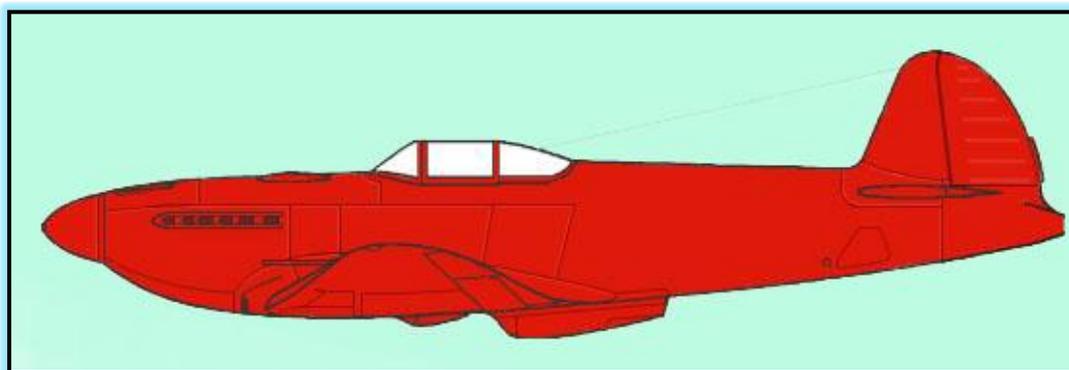
В ходе испытаний на земле, и особенно в воздухе, был вскрыт ряд недостатков. Наиболее существенный из них - недостаточная надежность системы воспламенения горючей смеси от электрических свечей накаливания, особенно в полете на больших высотах. Конструкторы двигателя учли замечания испытателей. Под руководством В.П.Глушко была разработана система химического зажигания, когда при контакте компонентов топлива происходит их самовоспламенение. После доработок двигатель получил обозначение РД-1ХЗ, (Реактивный двигатель - первый химического зажигания). Возросли его общая надежность и сроки службы. На опытном Пе-2 с комбинированной силовой установкой было выполнено более ста полетов. Они показали, что использование реактивного двигателя, даже в качестве вспомогательного, открывает широкие возможности для увеличения скорости и потолка самолетов, сокращения разбега и улучшения скороподъемности. Опыт применения реактивной установки на самолете Пе-2 был затем использован при разработке скоростных истребителей Ла-7Р, Як-3Р, Су-7 с дополнительными реактивными двигателями РД-1 и РД-1ХЗ.

**Тактико-технические характеристики :** размах крыла-17,6 м, длина-12,6 м, площадь крыла- 40,5 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес-9215 кг, мощность двигателя- 2 ПД ВК-105РА х 1100 л.с + 1 ЖРД РД-1 тягой 300 кг, максимальная скорость с ЖРД-650 км/ч, потолок-9000 м, практическая дальность-1200 км, вооружение : 2 пулемёта 12,7-мм, 2 - 4 пулемёта 7,62-мм, до 1000 кг бомб.

### **Як-3РД**

Самолёт представлял собой одноместный экспериментальный истребитель со смешанной силовой установкой и являлся модификацией серийного самолета Як-3 N 18-20 с ВК-105ПФ2. Главное отличие Як-3РД состояло в том, что наряду с поршневым двигателем ВК-105ПФ2 на нем был дополнительно установлен в качестве ускорителя жидкостный ракетный двигатель РД-1 конструкции В.П.Глушко. Двигатель РД-1 тягой в 300 кг установили в хвостовой части фюзеляжа под вертикальным оперением на специальной ферме и закрыли легкоъемным капотом, не выступавшим за обводы фюзеляжа. Керосин и окислитель (концентрированная азотная кислота) находились в двух специальных крыльевых баках. Запасы керосина 50 кг и кислоты 200 кг обеспечивали продолжительность работы РД-1 на режиме максимальной тяги в течение 3 мин. Насосный агрегат размещался непосредственно за двигателем. Под

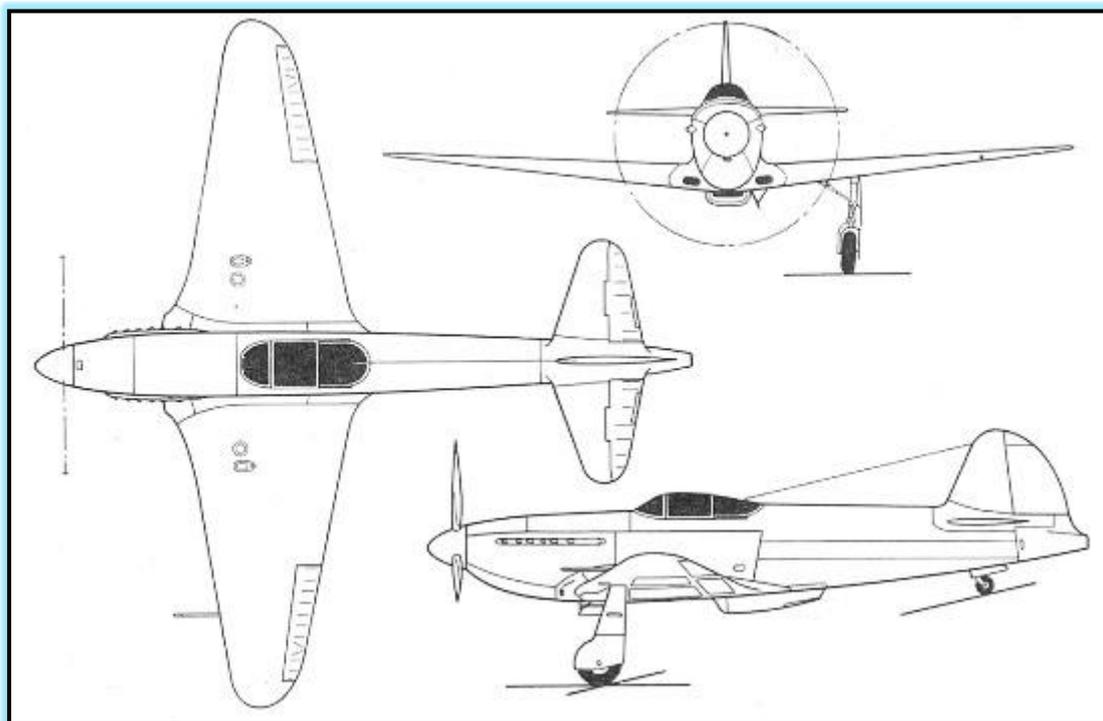
полом кабины летчика находились фильтры керосина и кислоты, заправочные вентили, сливные пробки и бачок для сбора подтекающей кислоты. Вся система трубопроводов была герметизирована. Автомат пуска двигателя РД-1 с электрическим зажиганием размещался в хвостовой части фюзеляжа. В связи с установкой РД-1 в конструкцию Як-3 были внесены следующие основные изменения :



Планер. В крыле оборудованы четыре (вместо двух) люка для размещения бензобаков и баков с компонентами для РД-1; руль направления срезан снизу; для сохранения площади руля направления его хорда увеличена; рули высоты также несколько срезаны в средней части; полотняная обшивка рулей заменена дюралевой.

Двигательная установка. Двигатель ВК-105ПФ2 снабжен специальным приводом к насосу агрегату двигателя РД-1; ёмкости двух крыльевых бензобаков и расходного бачка уменьшены соответственно до 260 и 12 л (нормальный запас горючего - 200 кг), водяной и масляный радиаторы объединены в один агрегат и размещены в прежнем тоннеле водяного радиатора, а всасывающий патрубок двигателя сделан односторонним и выведен в левый лобовой зализ крыла.

Вооружение. Вместо одной пушки ШВАК и двух синхронных пулеметов УБС установлена одна мотор-пушка НС-23 калибра 23 мм и боезапасом 60 снарядов. В результате полетная масса Як-ЗРД увеличилась и составляла 2980 кг.



Як-ЗРД изготовили в ОКБ А.С.Яковлева в одном экземпляре в декабре 1944 года. Он проходил заводские испытания с 22 декабря 1944 года по 15 мая 1945 года (летчик В.Л. Расторгуев, ведущий инженер по испытаниям Б.С. Моторин, механик Н.И. Макеев). Был произведен 21 полет (с 22 января по

14 мая 1945 года) общей продолжительностью 7 ч 11 мин, в том числе 8 полетов с использованием ускорителя РД-1.

При заданной постановлением ГКО скорости 780 км/ч 11 мая 1945 г. фактически была получена скорость 782 км/ч на высоте 7800 м.

В связи с появлением в послевоенное время турбореактивных двигателей работа по оснащению поршневых самолетов жидкостными ракетными ускорителями потеряла актуальность и была прекращена.



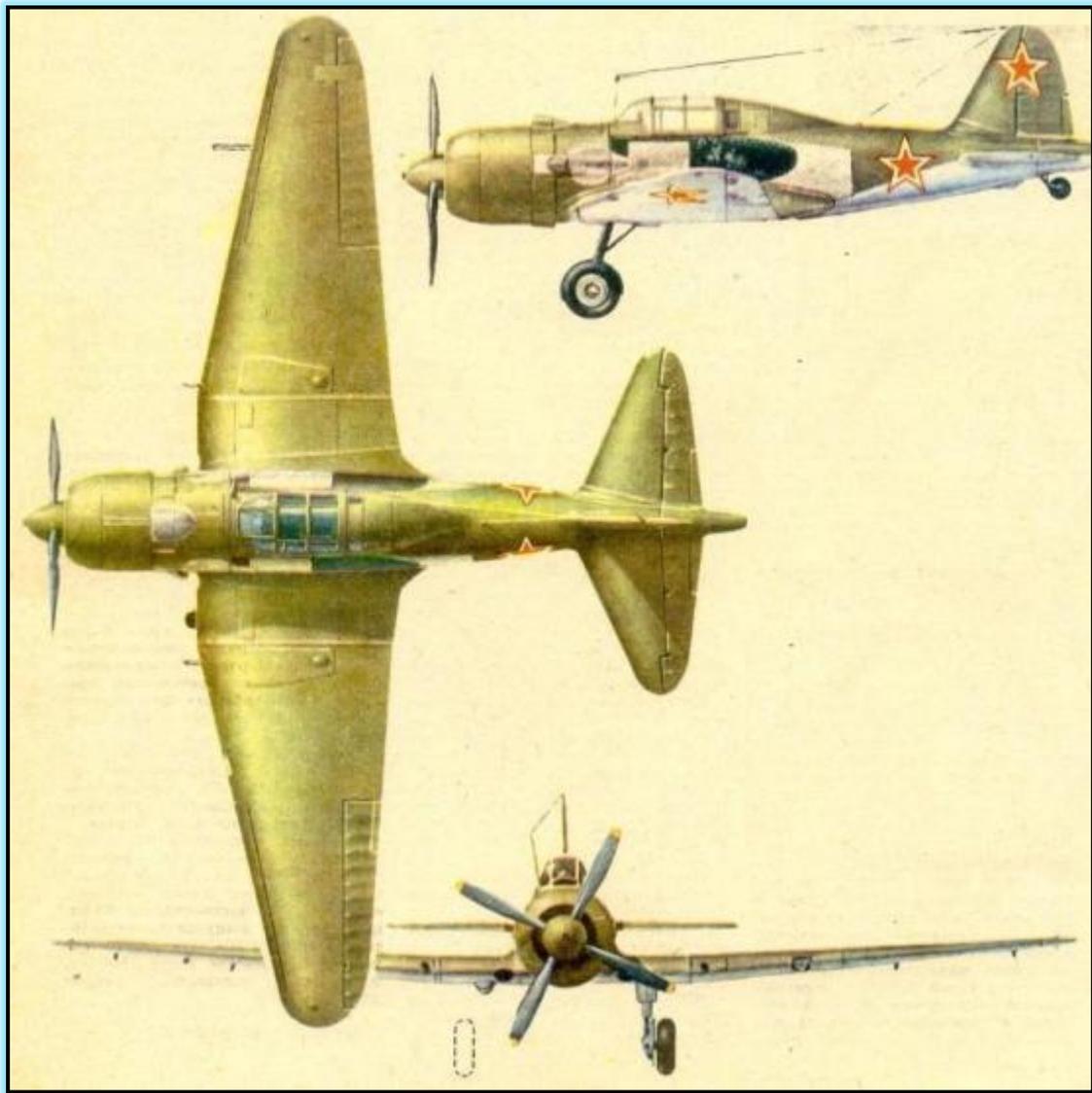
**Тактико-технические характеристики :** размах крыла-9,2 м, длина-8,5 м, площадь крыла- 14,85 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес-2980 кг, мощность двигателя- 1 ПД ВК-105ПД x 1240 л.с + 1 ЖРД РД-1 тягой 300 кг, максимальная скорость с ЖРД-782 км/ч, потолок-11800 м, вооружение : 1 пушка 23-мм (60 снарядов).

## Су-7

Отчасти своим появлением на свет эта машина была обязана вражеским самолетам Ju-86Р, оборудованным для разведки с высот 13-14 км и появившимся над Москвой в 1943 году. Пилотировали Ju-86Р опытные летчики из группы подполковника Ровеля, занимавшиеся воздушным шпионажем ещё с весны 1941-го. Высотные истребители довоенной конструкции МиГ-3 на такую высоту забраться уже не могли. Тогда Сталин поручил ряду конструкторских бюро срочно создать высотные перехватчики. В 1944 г. интерес к созданию высотных истребителей снова возрос. Если в 1943 г. причиной тому были полеты высотных немецких разведчиков над нашей территорией, то теперь пришлось учитывать появление американских и английских скоростных высотных бомбардировщиков с гермокабинами. Таких как В-29 или высотные истребители Спитфайр XIV. Советскому авиастроению нельзя было отставать.

В письме Яковлева, датированном июлем 1944 года, со ссылкой на приказ наркома авиационной промышленности от 5 июня 1944 г., Сухому предлагалось в месячный срок разработать и представить эскизный проект высотного истребителя. Практический потолок самолета должен был составлять 15000 метров, рабочая высота барражирования - 14000 метров с запасом вертикальной скорости на этой высоте 4 м/сек. Время барражирования не менее 1,5 часов. Максимальная скорость на высоте 12000-14000 метров должна быть 670 км/ч. Вооружение пушка калибра 20 мм с боезапасом 120 снарядов. Необходимо было предусмотреть постановку на самолете второй пушки с тем же боезапасом. При

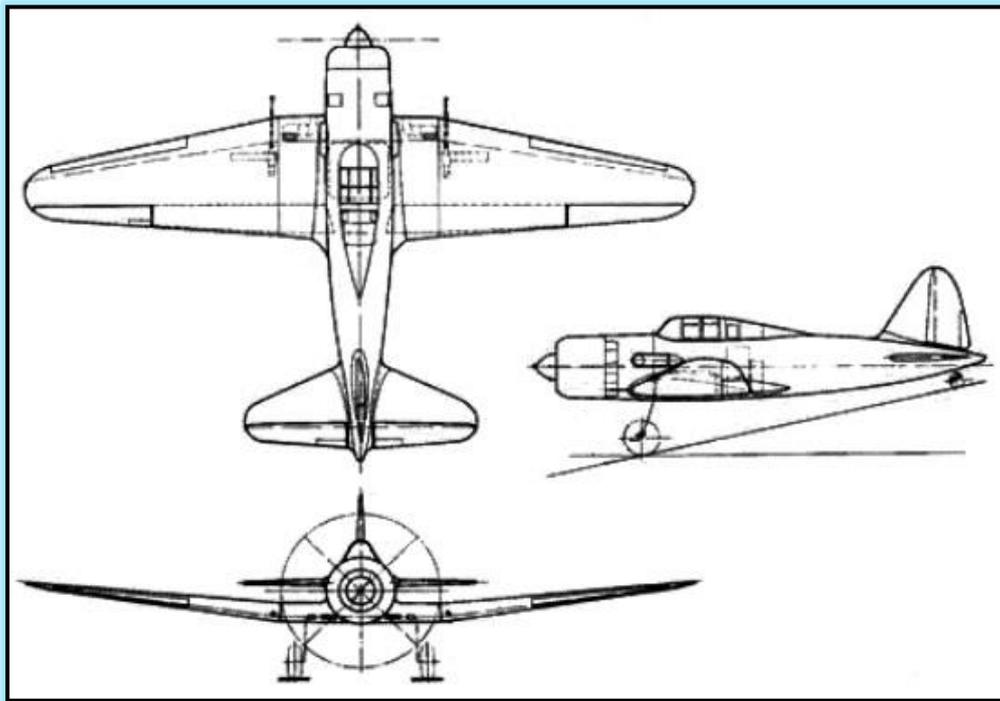
проектировании в первую очередь необходимо было обратить внимание на обеспечение требования по потолку и времени барражирования.



В конструкторском бюро П. О. Сухого для ускорения работ решили делать новый истребитель на базе экспериментального одноместного штурмовика Су-6, испытания которого только что завершились. Специально для перехватчика изготовили только фюзеляж - цельнодеревянный полумонок. Для повышения высотности планировалось применить опытный мотор АШ-71Ф мощностью 2200 л. с., оснащенный двумя турбокомпрессорами.



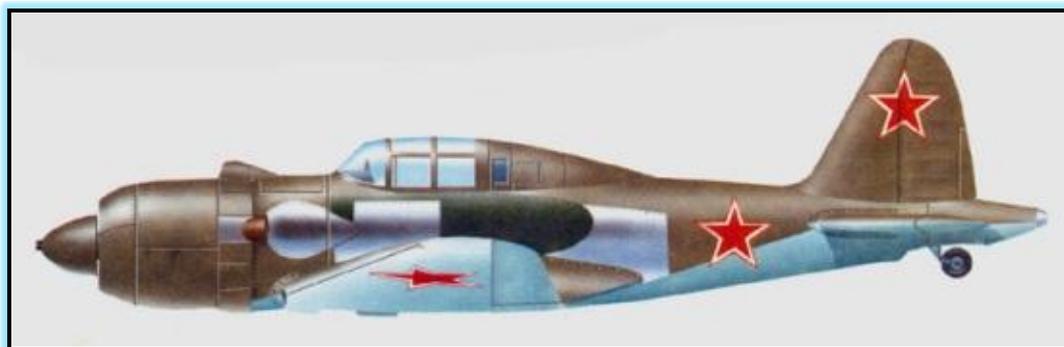
Однако у единственного двигателя, имевшегося в КБ, ресурс был исчерпан еще при испытаниях штурмовика, новый получить не удалось. Вот и пришлось поставить на Су-7 серийный двигатель АШ-82ФН на 350 л. с. меньшей мощности. Это неизбежно вело к ухудшению летных качеств машины. Тогда-то и вспомнили о реактивном ускорителе РД-1, созданном под руководством В. П. Глушко. Он представлял собой жидкостный реактивный двигатель тягой 300 кг с насосной подачей окислителя (азотной кислоты) и горючего (керосина), что позволяло кратковременно повысить скорость и высоту полета. Для привода насосов отбиралась часть мощности основного двигателя. Испытывали РД-1 на бомбардировщике Пе-2 с заводским номером 15/158, переоборудованием которого под ЖРД занимался С. П. Королев, бывший тогда главным конструктором авиационных реактивных установок. И в первом полете 1 октября 1943 года, и во всех последующих Сергей Павлович вместе с летчиками Г. А. Васильченко и А. С. Пальчиковым обрабатывали установку в воздухе.



В результате появился Су-7 (первый с этим названием), опытный (а по сути дела экспериментальный) истребитель-перехватчик, модификация штурмовика Су-6 одноместного, но без бронекоробки, с теми же контурами и размерами. Силовая установка - комбинированная: двигатель - АШ-82ФН с двумя турбокомпрессорами ТАК-3 и ракетным ускорителем РД-1-ХЗ В.П.Глушко. Тяга его - 300 кгс при расходе топлива (керосин и азотная кислота) 1,6 кг/с. РД устанавливался в крайней хвостовой части фюзеляжа, горючее - за кабиной летчика. Полетная масса стала 4360 кг. Вооружение: три пушки калибра 20 мм (370 снарядов).



Самолет был выпущен в 1944 году и проходил заводские испытания, в ходе которых отработывались система питания и регулировка ЖРД. Первый полет на нем выполнил летчик-испытатель Комаров в январе 1945 года. Скорость максимальная у земли была получена 480 км/ч, на высоте 7500 м - 590 км/ч без ЖРД и 680 км/ч с ЖРД и на высоте 12000 м - соответственно 510 и 705 км/ч, потолок практический - 12750 м. Продолжительность непрерывной работы ЖРД была около 4 мин, длина разбега с ним - около 300 м. Летные испытания тормозились сильным факелением выхлопных патрубков, приводящим к обгоранию краски на бортах фюзеляжа. Все попытки устранить это явление оказались безуспешными, и в конце-концов турбокомпрессоры отключили от выхлопной системы. Ко второму этапу испытаний приступили 18 февраля, он продолжался до середины декабря. Испытания выявили ненадежность двигателей РД-1 и небезопасность их эксплуатации. В декабре 1945 года решением 18-го ГУ НКАП работы по самолету были прекращены.



**Тактико-технические характеристики** : размах крыла-13,5 м, длина-9,14 м, площадь крыла-26 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес-4360 кг, мощность двигателя: 1 ПД АШ-82ФН х 1850 л.с. + ЖРД РД-1ХЗ х 300 кг, максимальная скорость (на высоте 12000 м) : без ЖРД-590 км/ч, с ЖРД-705 км/ч, практическая дальность-990 км, потолок-12750 м, вооружение : 3 пушки ШВАК калибра 20-мм (боекомплект 370 снарядов).

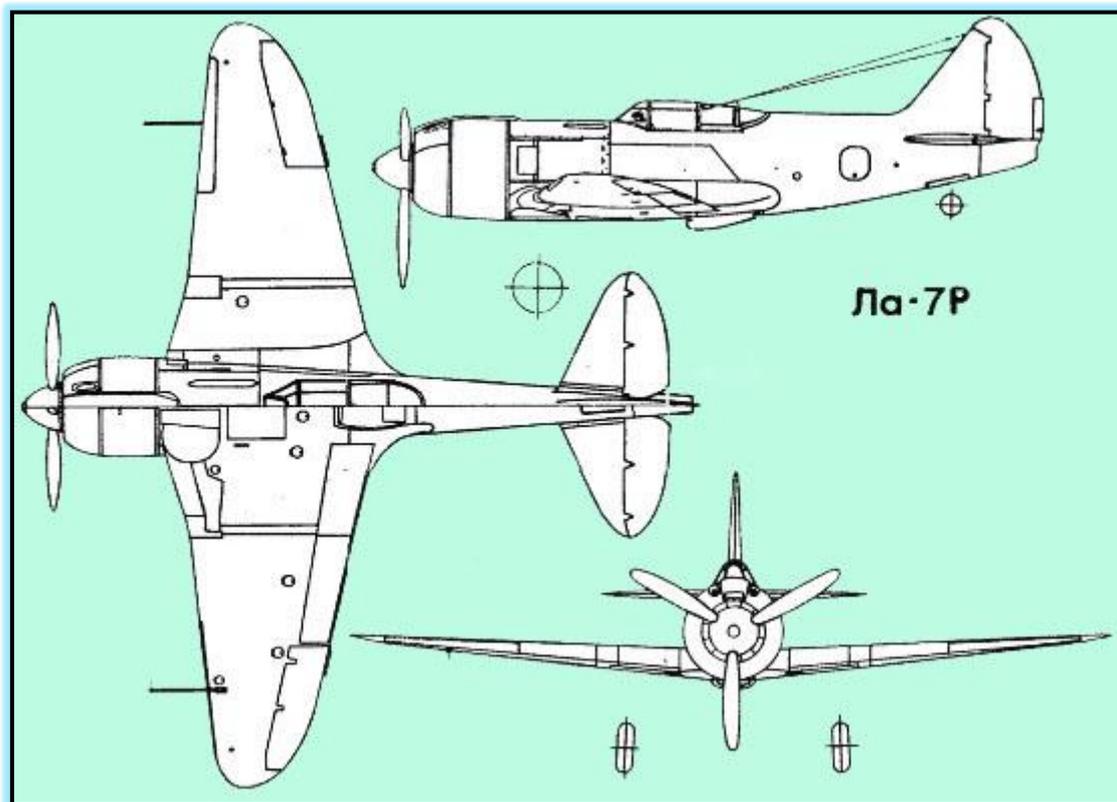
### **Ла-7Р**

С. А. Лавочкин поручил выполнение задания по оснащению истребителя ЖРД - ускорителем реорганизованному в марте 1944 года в Москве филиалу ОКБ, которым руководил С.М.Алексеев. Филиал назывался «Опытный завод № 81» и располагался на специально выделенной для него части серийного московского авиазавода № 381, выпускавшего в то время самолеты Ла-7. Переделка первого серийного Ла-7, получившего новый индекс Ла-7Р-1, была закончена к 21 октября 1944 года.



На этом самолете и на последовавшим за ним Ла-7Р-2 произвели доработку хвостовой части фюзеляжа под размещение в ней РД-1, смонтировали сам двигатель и дополнительное, связанное с работой ЖРД оборудование. Место центрального бензобака занял банк с азотной кислотой, а в правой консоли крыла установили бак с керосином - обычным тракторным. Запас азотной кислоты составил 270 кг, керосина -

60 кг. Такого количества топлива было достаточно для работы РД-1 в течение 3, 5 - 3, 8 минут. Запас бензина сократился с 340 до 210 кг. Для подачи компонентов топлива в камеру сгорания РД-1 использовалась помпа, приводившаяся во вращение специальным валом, фрикционно соединенным с храповиком на задней крышке мотора АШ-82ФН. В магистралях кислоты и керосина обеспечивалось давление в 40-50 атм. (давление в камере сгорания двигателя - до 23 атмосфер). Управление ЖРД было полностью автоматизировано и сводилось лишь к использованию ручки сектора газа и пускового воздушного крана. Во избежание коррозии, к которой приводило даже небольшое количество кислотных паров, произвели тщательную изоляцию конструкции самолета. В кислотной системе были применены кислотостойкие материалы: алюминий - как чистый, так и некоторые из его сплавов, а также определенные сорта нержавеющей стали.



Заводские испытания **Ла-7Р-1** начались 27 октября 1944 года. В первых числах ноября на нем совершили два полета для опробования винтомоторной группы (ВМГ) без включения ЖРД. При последующих наземных испытаниях РД-1 обнаружилось, что крутящий момент, создаваемый приводом от АШ-82ФН к насосному агрегату ЖРД, недостаточен. После устранения дефекта летные испытания продолжились. С целью отработки РД-1 на высотах 3000-3200 м произвели 6-8 зажиганий и 4 огневых запуска двигателя РД-1, причем два огневых запуска - до полной выработки компонентов топлива. Зажигание и огневой запуск проходили нормально. Но по мере выработки топлива, примерно через две с половиной минуты, возникла пульсация в выхлопе РД-1 и давление в камере сгорания колебалась до 8 атмосфер. Три полета были посвящены отработке повторных огневых запусков ЖРД. В первом из них двигатель отказал полностью; во втором -- после первого запуска он проработал 15 секунд, а при повторном - отказал; в третьем - в двух пусках РД-1 проработал по 15 секунд, но при еще одной попытке запуска отказал. Установить причину отказов так и не удалось. В трех других полетах определялись максимальные горизонтальные скорости на высоте 3000 метров на номинальном режиме работы АШ-82ФН с неработающим и работающим ЖРД. В наиболее удачном третьем полете прирост скорости за счет работы РД-1 составил 85 км/ч. Программные заводские испытания завершились 24 февраля 1945 г., и самолет был поставлен на ремонт. Всего летчик-испытатель А. В. Давыдов произвел 15 полетов, в том числе пять - с включением РД-1. Общее количество огневых запусков ЖРД составило: пятьдесят семь - на земле и шесть - в воздухе. Второй экземпляр Ла-7Р-2 построили на 81-ом заводе в основном из агрегатов Ла-7 пятьдесят первой серии. В отличие от Ла-7Р-1, являвшегося только летающей лабораторией, этот самолет обладал лучшей аэродинамикой. В 1945 г. Ла-7Р-2 вышел на летные испытания. С 26 января по 27 марта на нем произвели 19 полетов, 45 пусков ЖРД, в том числе шесть - в воздухе. В двух пусках РД-1 в полете были сняты площадки. 1 марта на высоте 2700 м

двигатель проработал полторы минуты, после чего из-за пульсации в камере сгорания его пришлось выключить. Прирост скорости составил 80 км/ч по прибору, а 10 марта на высоте 2600 метров РД-1 прибавил около 95 км/ч. В целом двигатель работал плохо, в 15 запусках из 45 он отказывал, причем в шести случаях - по вине зажигания.



До конца мая 1945 г. летчики Г.М. Шиянов и В.А. Давыдов совершили 15 испытательных полетов. ЖРД работал в течение 2-3 минут и развивал тягу 300 кг. Ресурс «горячих» узлов ракетного мотора составлял всего 45 минут. Со включенным ЖРД истребитель разгонялся до 742 км/ч - прибавка в скорости была явно недостаточной. Весной 1945 г. был готов второй прототип Ла-7Р, изготовленный с учетом опыта, полученного на первой машине. На втором прототипе изменили конфигурацию хвостовой части фюзеляжа, усовершенствовали топливную систему, электрозажигание сменил химический стартер. Доработанный ЖРД получил обозначение РД-1Х (Х - химический запуск). Модернизированный истребитель развил на высоте 6 300 м скорость 795 км/ч, его потолок составил 13 000 м, в то же время характеристики самолета при неработающем ЖРД резко снизились по сравнению с обычным Ла-7. Дополнительная прибавка в 235 кг (масса ЖРД) негативно сказалась на маневренности самолета и на его летных характеристиках, которые стали ниже, чем у любого истребителя того времени. Вместе с тем чрезвычайно короткое время работы ЖРД делало проблематичным использование ракетного двигателя в реальном бою. В ходе испытаний Шиянов, по меньшей мере, дважды рисковал жизнью; дважды ЖРД взрывался, причем один раз в полете. Тем не менее, Шиянов приспособился к особенностям техники пилотирования Ла-7Р, которая отличалась от управления стандартным Ла-7 особенно в полете с полностью заправленными баками и не включенным ЖРД, на этом режиме полета в кабину проникали пары азотной кислоты. Ракетные истребители Ла-120Р (доработанный Ла-7Р) демонстрировался на воздушном параде в Тушино в 1946 г., самолет с включенным ЖРД пилотировал В.А. Давыдов.

Проходил испытания и Ла-7, оснащенный пульсирующими воздушно-реактивными двигателями, установленными, как и ранее на ЛаГГ-3, под плоскостями крыла. Самолет, оборудованный двумя пульсирующими моторами ПВРД-430 конструкции Бондарюка, получил обозначение Ла-7С. Еще на одном самолете устанавливались два вспомогательных ПВРД Д-12 тягой по 200 кН каждый; эта машина называлась Ла-7ППВРД. Дальнейшие работы по Ла-7 с ПВРД прекратились по той же причине, что и работы по Ла-7Р - слишком малое время работы при значительном усложнении конструкции самолета. Включенный ПВРД давал прирост скорости в 112 км/ч, в то же время с выключенным ПВРД истребитель проигрывал в скорости обычному Ла-7 примерно 50 км/ч: ПВРД в добавок провоцировали сильные вибрации планера. Последним экспериментальным Ла-7 стал самолет, на который было установлено крыло с ламинарным профилем. Машина получила обозначение Ла-7Л, она была построена в 1944 г. Этому самолету не суждено было подняться в воздух, но его продули в аэродинамической трубе Т-101. Летные испытания проводить не стали, так как 2 февраля совершил первый полет самолет Ла-130 (прототип Ла-9), имевший крыло с аналогичным профилем.

Несмотря на все трудности, испытания все же удалось довести до конца. На Ла-7Р была получена максимальная скорость полета 795 км/ч на высоте 6300 метров.



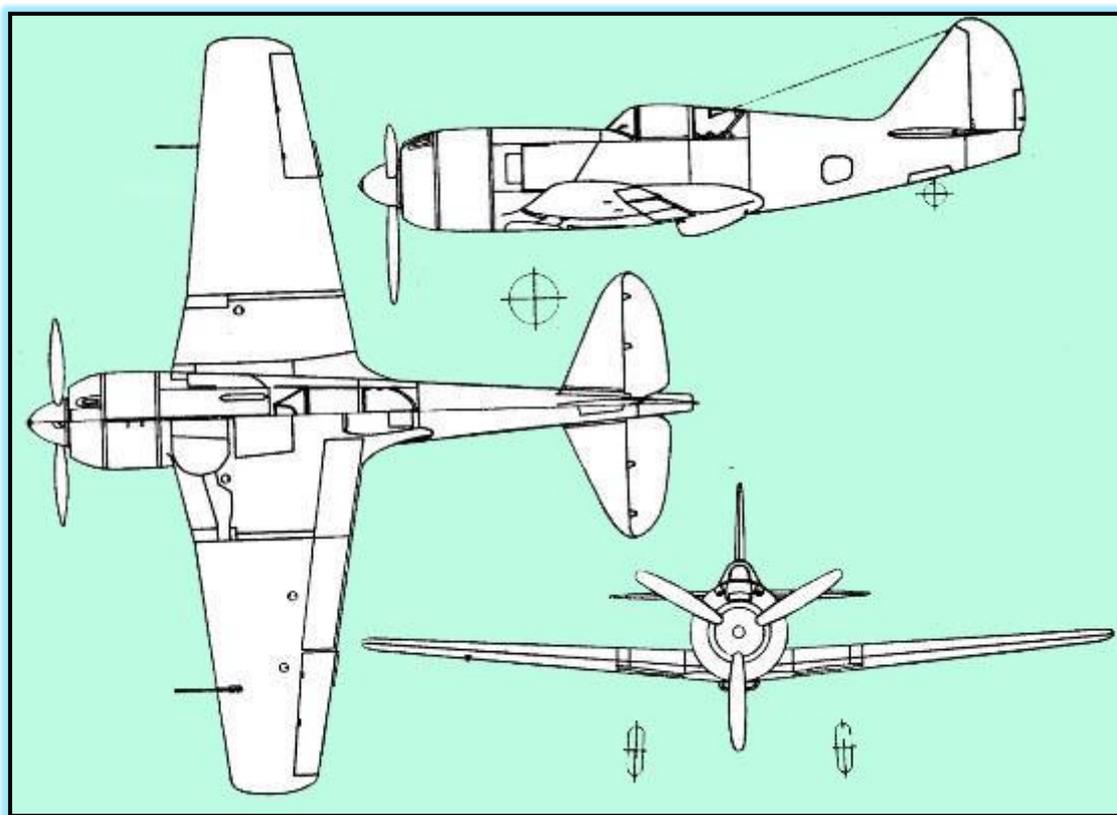
**Тактико-технические характеристики** : размах крыла-9,8 м, длина-8,67 м, площадь крыла-17,59 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес-3500 кг, мощность двигателя: 1 ПД АШ-82ФН х 1850 л.с. + ЖРД РД-1ХЗ х 300 кг, максимальная скорость с ЖРД-795 км/ч, потолок-13000 м, вооружение : 2 пушки ШВАК калибра 20-мм.

### **Ла «120Р»**

Ещё одной машиной Лавочкина с РД-1 стала модификация опытного самолета «120» (Ла-120) постройки завода №21 – «120Р» (Ла-120Р). В связи с установкой ускорителя на самолете полностью заменили хвостовую часть фюзеляжа и вертикальное оперение, аккумулятор из района хвостового люка переместили на лафет, место центрального бензобака занял бак с азотной кислотой, маслбак с уменьшенным на 5 кг запасом масла убрали с лафета, где разместились керосиновый бак и воздушный баллон, и поставили на редуктор мотора. Самолет вместо двух пушек НС-23 теперь имел одну НС-23 и одну Б-20. Сам мотор АШ-83 передвинули на 70 мм вперед.



Схема питания РД-1ХЗ на «120Р» была такая же, как и на Ла-7Р-2, равно как и установка всасывающего патрубка и насосного агрегата. Самолет «120Р», имевший, по сравнению со своими предшественниками, лучшую аэродинамику, обещал дать наибольшую отдачу от установки ускорителя. Летные испытания машины «120Р» начались 2 июля 1945 года. Уже после первых двух полетов 12 июля и 25 сентября обнаружился чрезмерный перегрев масла из-за конструктивных дефектов маслосистемы, и самолет отправили в цех. Переезд ОКБ С. А. Лавочкина на территорию завода №301 замедлил работу, и на летные испытания «120Р» вышел только 12 апреля 1946 года. Были устранены обнаруженные на нем дефекты и в правой консоли крыла установлен дополнительный бак с 70 кг бензина. Заправка маслом после переделки маслосистемы в теории возросла до 50 кг, хотя в реальности составила всего 35 кг - остальное выбрасывалось из суфлеров мотора. Министерство авиационной промышленности (МАП) очень долго, вплоть до 1 июля 1946 года, не присылало разрешения на проведение летных испытаний, и на самолете велись только регламентные работы по АШ-83 и РД-1ХЗ: производились кратковременные огневые пуски. ЖРД в двадцати одном пуске наработал 8 минут 20 секунд. В его работе было зарегистрировано 7 отказов. Уже после первого вылета пришлось заменить камеру сгорания. К отладке новой камеры приступили 10 августа. Зажигание проходило нормально, но после перехода на работу возникали пульсация и треск, затем работа снова протекала нормально. Всего произвели 23 огневых пуска, из них пять - в воздухе. Камера наработала 11 минут 55 секунд, после чего в ней обнаружили трещины по форсуночному поясу и в критическом сечении сопла.



Ее снова заменили и 27 августа произвели огневой пуск со следующей камерой, в которой уже через два дня при втором пуске образовались трещины. 31 августа приступили к работе с четвертой по счету камерой - трещины возникли после третьего пуска. Наконец, 1 октября установили камеру из нержавеющей стали, которая во время четырех проб зажигания и трех огневых пусков общей продолжительностью в 50 минут работала стабильно. Всего за время летных испытаний самолет «120Р» совершил 16 полетов, из них семь - с включенными ЖРД. В четырех полетах производилась проверка запуска и работы РД-1ХЗ на высотах 3000, 2000, 800 и 70 метров. В 1946 году в День авиации над аэродромом в Тушино пролетел «120Р» с работающим ЖРД, пилотируемый А. В. Давыдовым. Определение максимальной скорости самолета «120Р» с включенным РД-1ХЗ смогли произвести только в одном полете и на высоте 2150 м получили: без включения ЖРД - 622 км/ч, с включенным ЖРД - 725 км/ч, то есть прирост составил 103 км/ч. В полете 13 августа в капоте РД-1 произошло смешение азотной кислоты с горючей жидкостью и их воспламенение: обгорели 15-й шпангоут и обшивка руля направления. К тому моменту, когда приступили к обработке РД-1ХЗ с новой стальной

камерой, установленный на «120Р» мотор АШ-83 почти выработал свой ресурс. Дальнейшее развитие этого мотора не предполагалось, а планер самолета, эксплуатировавшийся в условиях воздействия азотной кислоты, стал разрушаться. Летные испытания по указанию С. А. Лавочкина прекратили. Всего за время наземных и летных испытаний РД-1ХЗ на самолете «120Р» испробовали 5 камер ЖРД и произвели 63 пуска ускорителей, из них пять - в воздухе. Общая наработка камер сгорания составила 28 минут 19 секунд. В ходе испытаний выяснилось, что эксплуатация самолета, оснащенного РД-1ХЗ, трудна и требует создания специального наземного оборудования для заправки под давлением азотной кислоты и керосина.



Весной 1946 года началась постройка следующего и последнего самолета ОКБ С. А. Лавочкина с ЖРД В. П. Глушко. Созданный на базе цельнометаллического самолета «130» (*будущего Ла-9*), он получил индекс «130Р». В 1946 году должны были изготовить две такие машины. При проектировании и строительстве «130Р» предполагалось, что в случае успешного завершения испытаний этими ускорителями можно будет оборудовать серийные истребители Ла-9. В отличие от самолета «130» на «130Р» отсутствовали центральный и консольный бензобаки. Место центрального занял бак с азотной кислотой и насосный агрегат РД-1ХЗ, кислотную проводку от насосного агрегата к двигателю разместили внутри контура фюзеляжа в углублении в конструкции и закрыли крышкой. Керосиновый бак был установлен перед лафетом в передней части истребителя. В переднее крыло капота перенесли специально сконструированный маслорадиатор. Мотор АШ-83ФН, заменивший АШ-82ФН, с целью получения более передней центровки переместили вперед на 170,5 мм, что привело к удлинению моторам и изменению капота. В связи с установкой РД-1ХЗ изменили и форму хвостовой части. Площадь как вертикального так и горизонтального оперения увеличили, а обшивку рулей заменили на металлическую (дюраль-электрон). Утяжеление хвоста самолета потребовало усиления костыля. Из четырех пушек машины «130» на «130Р» оставили только две с общим боезапасом 180 патронов, расположенных по той же схеме, что и на истребителе «120». Когда в цехах завода №301 уже закончилась сборка агрегатов и планера самолета, тема была закрыта и все работы по этому самолету пришлось прекратить.

**Тактико-технические характеристики «120Р» («130Р»)** : размах крыла-9,8 м, длина-8,64 (8,76) м, площадь крыла-17,59 (17,62) м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес-3533 (3590) кг, мощность двигателя: 1 ПД АШ-83 (АШ-83ФН) х 1850 л.с. + ЖРД РД-1ХЗ х 300 кг, максимальная скорость с ЖРД-725 (830) км/ч, вооружение : «120Р» - 1 пушка 23-мм (80 снарядов) и 1 пушка 20-мм (100 снарядов) / «130Р» - 2 пушки 23-мм (по 90 снарядов).

### **Ла «138»**

Использование в качестве ускорителей ПВРД давало ряд преимуществ по сравнению с ЖРД: меньшее время на подготовку двигателей к полету, работа ускорителей на том же топливе, что и основной мотор, отсутствие на борту такого агрессивного вещества как азотная кислота, возможность производить многократные включения и выключения ускорителей в полете и легкосъемность их подвески. В дополнение ко всему перечисленному, ПВРД-430 оказались очень просты в эксплуатации и в

аэродромном обслуживании. На основании результатов испытаний рекомендовалось по устранении выявленных дефектов установить ПВРД-430 на самолет "130" с большим запасом горючего и после проведения заводских испытаний предъявить его на государственные. Так в плане работ на 1947 г. появился новый опытный самолет "138" (Ла-138). Он был создан на базе серийного истребителя Ла-9 и оснащен двумя дополнительными ПВРД-430, каждый из которых крепился под крылом на трех регулируемых узлах.



В связи с установкой ускорителей с Ла-9 сняли крайнюю правую пушку с питанием, снабдив его оборудованием, предназначенным для обслуживания и управления ПВРД. Два построенных самолета "138" и "138Д" в феврале 1947 г. вышли на заводские испытания. Всего "138"-й совершил 20 полетов, а "138Д" - тридцать восемь; однако задание удовлетворительно выполнено только в десяти. В 19 случаях причиной его невыполнения стали неполадки в дополнительных двигателях. Их надежную работу смогли обеспечить лишь на высотах до 3000 метров, где прирост максимальной скорости по отношению к серийному Ла-9 составил около 60 км/ч и наблюдалось значительное возрастание высотности винтомоторной группы. Из-за низкой надежности ПВРД-430 работы по самолету "138" приостановили, как считалось, до поступления доведенных двигателей, надежно работающих во всем диапазоне рабочих высот и скоростей. Но оказалось - насовсем.



**Тактико-технические характеристики** : размах крыла-9,8 м, длина-8,64 м, площадь крыла-17,59 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес-3771 кг, мощность двигателя: 1 ПД АШ-82ФН х 1850 л.с. + 2 ПВРД-430 х 430 кг, максимальная скорость с ПВРД-760 км/ч, практическая дальность-1250 км, вооружение : 3 пушки 23-мм.

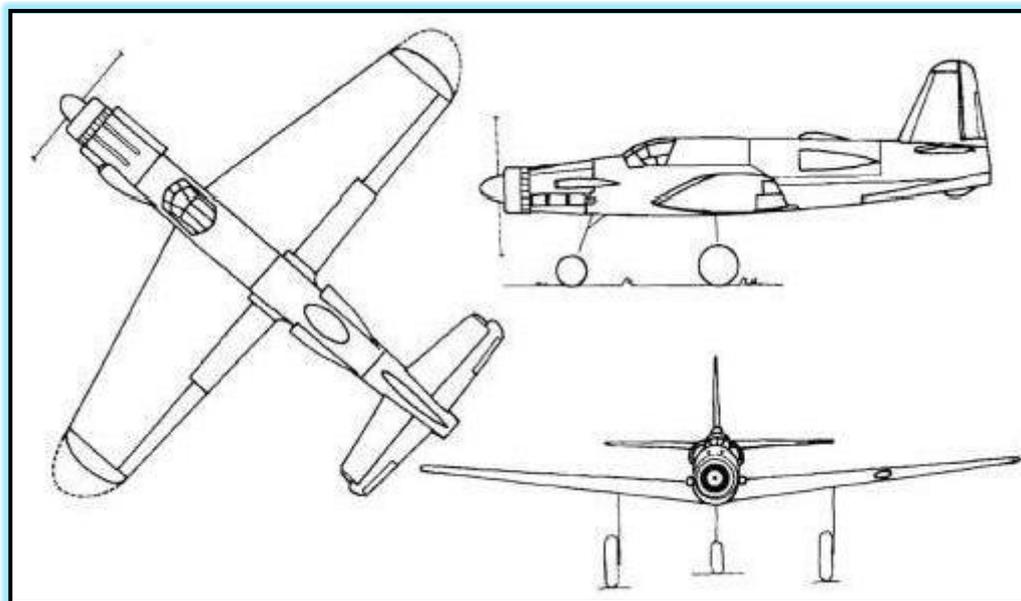
\*\*\*\*\*

**Третью группу** представляют самолёты с поршневыми или турбовинтовыми двигателями в качестве основных и полноценными турбореактивными двигателями (ТРД) в качестве дополнительных.

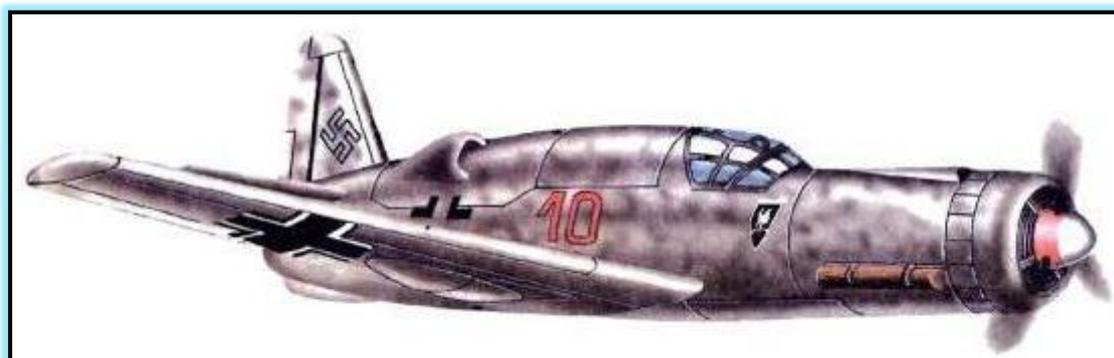
Первой страной, где начали разрабатывать боевые самолёты с подобной комбинированной силовой установкой была гитлеровская **Германия**. И поэтому мы сначала сделаем обзор немецких проектов.

### Истребители.

В феврале 1945 года фирма «Дорнье» на основе очень удачного и перспективного, но появившегося поздно истребителя **Do.335 «Pfeil»**, разрабатывала проект истребителя со смешанной силовой установкой **Do P.254**, имевшего также обозначение **Do.435**. Преимуществом подобной силовой установки немцы считали следующие показатели : большую дальность с повышенной крейсерской скоростью благодаря полёту с выключенным ТРД, более высокие лётные данные при контакте с противником при включённом ТРД, сокращение взлётной дистанции.



Фюзеляж самолёта в передней своей части был идентичен фюзеляжу Do.335. Крыло имело ламинарный профиль. Шасси было тоже идентично Do.335. В задней части вместо второго поршневого мотора располагался ТРД HeS-001A. Небольшие воздухозаборники располагались по бокам в хвостовой части фюзеляжа. Но не смотря на большую продолжительность полёта, самолёт получался непригодным для использования в качестве дальнего ночного истребителя из-за невозможности разместить третьего члена экипажа и проблем с размещением радара из-за нехватки места.





**Расчётные ТТХ:** силовая установка : поршневой DB.603N x 2750 л.с., или Jumo 222 C/D x 3000 л.с., или Argus As.413 x 4000 л.с. + 2 BMW 003 x 800 кг, размах крыла-22,8 м, площадь крыла-65 м<sup>2</sup>, длина-18,1 м, максимальный взлётный вес-15000-19000 кг, удельная нагрузка на крыло- 231 кг/м<sup>2</sup>, максимальная скорость (на высоте 11200 м)-848 км/ч, потолок-13000 м, вооружение : 4 пушки 30-мм или 1 пушка 55-мм и 2 пушки 30-мм, до 1000 кг нагрузки на внешней подвеске.

## **Бомбардировщики.**

### **Опытный стратегический бомбардировщик Messerschmitt Me.264**

Разработка **Me-264** началась еще до войны под обозначением P.1061. В 1937-м на фирме "Мессершмитт" по заказу RLM приступили к созданию четырехдвигательного рекордного самолета с дальностью около 20000 км, который мог бы, в случае необходимости, использоваться для стратегической разведки.



После начала программы "Америка-Бомбер" работы по самолету возобновились с учетом новых технических требований. Me-264 представлял собой цельнометаллическую конструкцию с чистыми аэродинамическими формами с круглым в сечении фюзеляжем и двухкилевым оперением. Рули отклонялись при помощи электроприводов. На задней кромке крыла большого удлинения располагались элероны и закрылки. Основной запас топлива размещался в крыльевых баках. Шасси - трехстоечное, на каждой стойке располагалось по одному колесу. Работа над опытными самолетами началась в Ной-Оффине под Ульмом в 1941 г. Первый из них Me.264 V1 (RE+EN) был готов в конце 1942 г. По проекту самолет должен был донести до Нью-Йорка 1800-кг бомб. Бомбовый удар должен был совершаться с высоты недоступной истребителям. Оборонительного вооружения не предусматривалось, чтобы снизить воздушное сопротивление и вес конструкции до возможного минимума. Для ускорения работ Me 264 V1 был оснащен четырьмя двигателями "Юнкерса" Jumo 211J-1 жидкостного охлаждения в гондолах и с лобовыми радиаторами от Ju 88A-4. Двигатели развивали на взлете 1340 л.с. и 1060 л.с. На высоте 6000 м. Фюзеляж был типа монокок овального сечения и делился на три секции. Носовая секция имела полетную палубу и большую площадь остекления. Центральная секция включала бомбоотсек, с проходом сверху, отсек для отдыха экипажа, проход в хвостовую часть. Хвостовая секция имела в конце позицию для наблюдателя. Однолонжеронное крыло имело довольно большую стреловидность по передней кромке и прямую заднюю кромку. Вся заднюю кромку занимали закрылки и элероны. Одноколесные стойки шасси убирались в сторону, в центроплан. Практически весь остальной объем крыла занимали протектированные баки общей емкостью 13800 л и еще 5800 л в непротектированных баках.

Первый полет состоялся в декабре 1942 г. Me 264 V1 был во всех отношениях, да и по проекту, лишь летающим испытательным стендом. Но к тому времени США действительно вступили в войну, и в Техническом департаменте РЛМ окончательно сложилась концепция "америкабомбера". Было потребовано установить эффективное оборонительное вооружение и увеличить бомбовую нагрузку. Необходимые доработки задержали готовность Me 264 V2, хотя конструкционно он не отличался от предшественника. Требования Технического департамента появились только в марте 1943 г. Самолет должен был получить вместо Juто 211J-1 14-цилиндровые BMW 801D с системой форсирования GM 1. Двигатели, экипаж, оборонительные стрелковые установки планировалось прикрыть 1000 кг брони. Предусматривалась установка оборонительного вооружения, фотооборудования, оборудование отсека для радиобуев, осветительных бомб и т.п. Me 264 V2 было решено закончить без оборонительного вооружения и оборудования - их планировалось поставить на Me 264 V3, который рассматривался прототипом для серии Me 264A. В конце 1943 г Me 264 V2 был готов для наземных испытаний, когда его разбомбила союзная авиация.

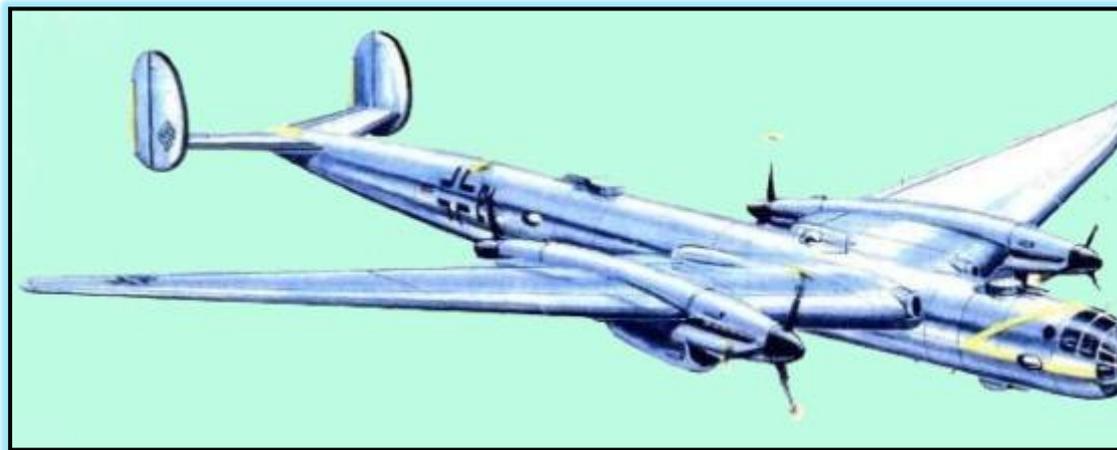


Работа над Me 264V3 продолжалась. Он, как и V2, получил удлиненные законцовки крыла, увеличившие размах крыла с 39 до 43 м. Оборонительное вооружение состояло из передней и задней верхних башен с 13-мм пулеметом MG 131 в первой и 20-мм пушкой MG 151 во второй. Один MG 131 был в носовом остеклении, два таких пулемета в боковых установках, а в уступе в нижней части - 20-мм MG 151. Экипаж состоял из восьми человек. В конце бомбоотсека монтировались три автоматические камеры Rb 50/30. В отсек можно было подвесить до 2000 кг бомб. Для взлета с перегрузкой планировалось использовать дополнительные, сбрасываемые колеса на основных стойках шасси и стартовые ракетные ускорители - шесть тягой по 1000 кг.

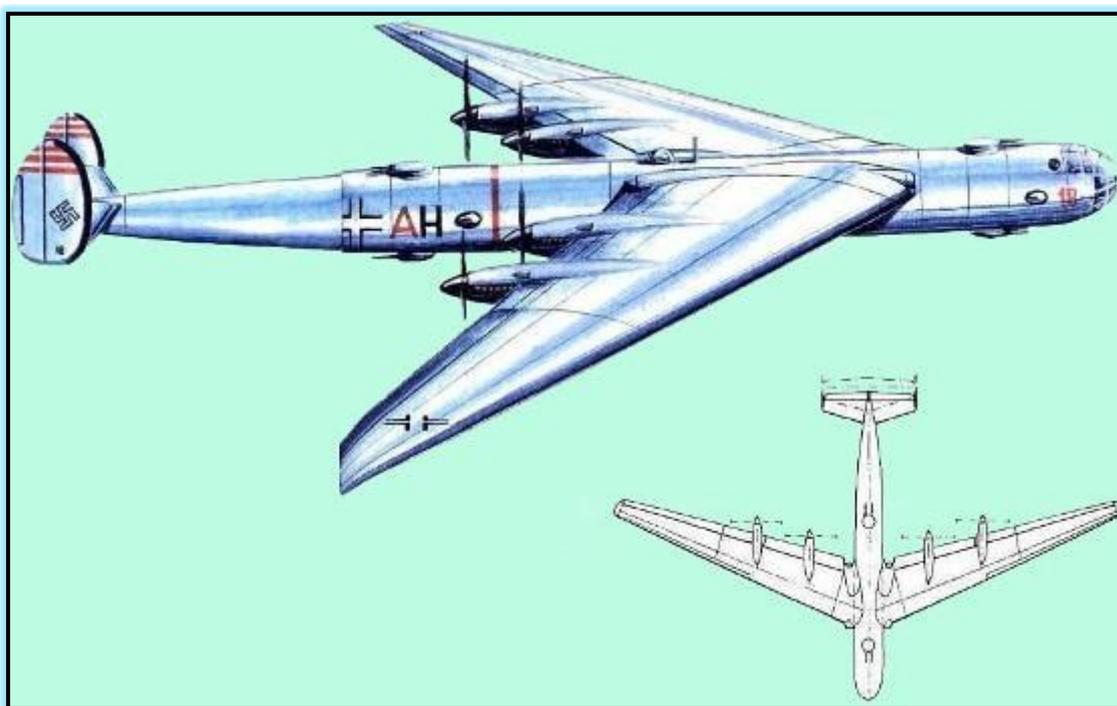
Проводились проработки и по другим вариантам самолета, с четырьмя Juто 213, четырьмя BMW 801E или G, плюс двумя турбореактивными Juто 004, четырьмя BMW 801TG и двумя турбореактивными BMW 018, а на БМВ был даже просчитан вариант с двумя турбовальными BMW 028. Другим вариантом являлся Me-264/6m с шестью двигателями DB 603. Рабочее обозначение его было P.1075, но В.Мессершмитт добивался присвоения самолету серийного индекса Me-364. Но ситуация в начале 1944 г с поставками стратегического сырья не позволила надеяться на запуск Me 264 в серийное производство. Программа была завершена еще до окончания Me 264 V3.

**ТТХ:** размах крыла- 43 м, длина-20,9 м, площадь крыла-127,8 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес-56000 кг, мощность двигателя- 4 поршневых BMW 801D или G x 1300 л.с., максимальная скорость-560км/ч, потолок-8000 м, дальность-14900 км, экипаж-6-9 человек, вооружение : 2 пушки 20-мм, 4 пулемёта 13,2-мм, до 2000 кг бомб.

**Проект Messerschmitt P.1075.** Дальнейшее развитие Me.264 с четырьмя поршневыми двигателями в тандемных установках с тянущими и толкающими винтами, и реактивными двигателями в корневой части крыла.



**Проект Messerschmitt P.1085.** Вариант Me.264 с четырьмя поршневыми двигателями с толкающими винтами и двумя ТРД в корневой части крыла.



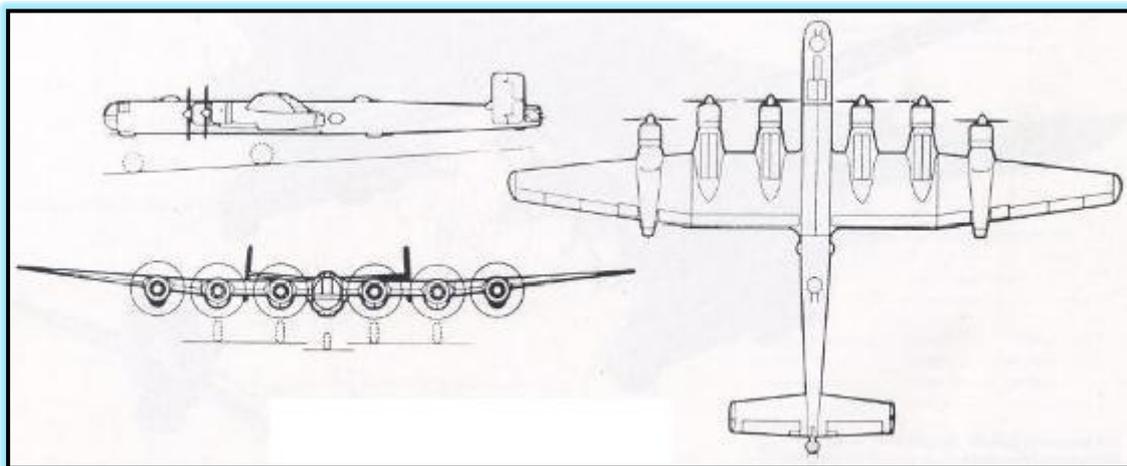
### **Проект стратегического бомбардировщика Focke-Wulf Ta.400**

В 1943 году на французской фирме «Technique de Chatillon» расположенной около Парижа были начаты работы по созданию дальнего бомбардировщика **Focke-Wulf Ta.400**, названного так по фамилии главного конструктора и технического директора фирмы Focke-Wulf Курта Танка. Инженеры этой фирмы осуществляли техническое руководство проектом. В работе принимали участие специалисты из Франции, Италии и Германии.

Самолёт предназначался для бомбардировки стратегических объектов противника (в первую очередь США) и ведения морской войны в Атлантике на большом удалении от своих баз.

Эскизный проект Fw-0310224.30 и рабочий проект Та-400 предусматривали создание шестимоторного самолёта нормальной схемы со свободонесущим верхнерасположенным крылом, двухкилевым вертикальным хвостовым оперением и пятистоечным шасси с носовой стойкой.

Фюзеляж самолёта был разбит на три части: переднюю, среднюю и хвостовую. В передней части были размещены кабины лётчиков, радиста и бортмеханика, пост управления двигателями, три турельные стрелковые установки (верхняя и две передние) и отсек для уборки носовой стойки шасси. Носовая часть по примеру американского бомбардировщика В-29 была полностью застеклённой. Средняя часть фюзеляжа длиной примерно 9 метров имела прямоугольное сечение с закруглёнными краями. Здесь находились восемь баков с горючим и бомбовый отсек. В хвостовой части размещались три стрелковые точки (верхняя задняя, нижняя и хвостовая), отсеки для фотоаппаратов, радиотехническая аппаратура.



Крыло имело прямоугольный центроплан с постоянной толщиной профиля и трапециевидные консоли, имевшие небольшое поперечное V. Носки консолей обогревались тёплым воздухом. Крыло было оборудовано посадочными щитками, занимавшими 2/3 размаха. Конструкция крыла включала в себя основной и два вспомогательных лонжерона. В отсеках центроплана между лонжеронами были расположены 12 бензобаков и 4 маслобака. В отсеках консолей крыла находились ещё 6 бензобаков и 2 маслобака. Общий запас топлива составлял 27000 литров. Общий запас масла составлял 1980 литров. Без бомб, с дополнительным баком в бомбоотсеке дальность полёта превышала 10000 км.

Шасси состояло из расположенных под внутренними мотогондолами четырёх отдельных основных стоек с колёсами размером 1550x575 мм и носовой стойки с колесом 1320x480 мм. В полёте основные стойки убирались в обтекатели гондол двигателей, а колесо носовой стойки при подъёме поворачивалось на 90° относительно стойки и убиралось в специальный отсек в носовой части. Управление уборкой и выпуском шасси осуществлялось с помощью гидравлики.

Самолёт имел очень мощную силовую установку, включавшую в себя шесть поршневых двигателей воздушного охлаждения BMW-801E мощностью по 1750 л.с, при форсированном режиме мощность достигала 2050 л.с. В одном из последних вариантов проекта предусматривалось под гондолами внешних двух двигателей установить по одному ТРД Jumo-004В тягой по 1050 кг. С включёнными ТРД скорость самолёта могла быть увеличена с 540 до 720 км/ч.

Самолёт имел очень мощное оборонительное вооружение установленное в шести турелях :

- две передние турели с дистанционным управлением, каждая под две пушки Мк-108 калибра 30-мм (по 250 снарядов)
- верхняя передняя турель под пушку MG-151 калибра 20-мм (600 снарядов)
- верхняя задняя турель под две пушки MG-151 калибра 20-мм (по 450 снарядов)
- нижняя турель под две пушки MG-151 калибра 20-мм (по 500 снарядов)
- кормовая турель под четыре пулемёта калибра 13,2-мм (по 1000 патронов)

Было предусмотрено бронирование экипажа и приборов. Общий вес брони по проекту был равен 700 кг.

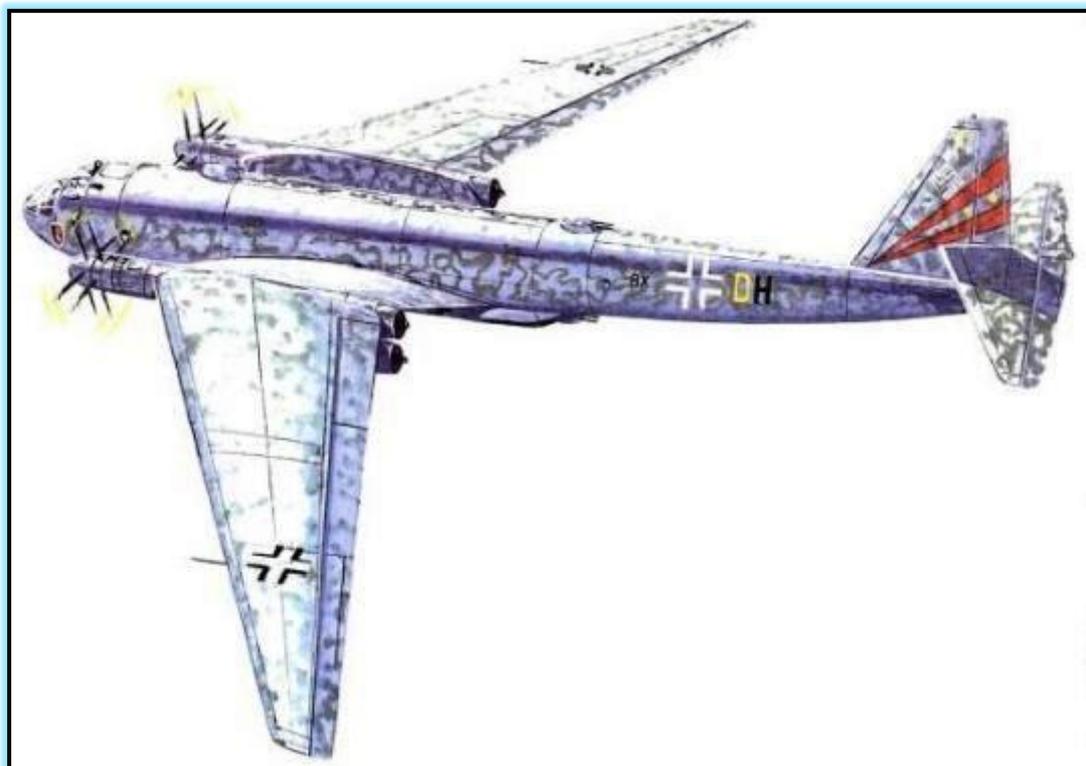
Вся бомбовая нагрузка размещалась в фюзеляжных отсеках и могла достигать 10000 кг. Самолёт также мог нести радиоуправляемые планирующие бомбы и ракеты на подфюзеляжных и крыльевых держателях.

Работы по Та-400 прекратили к осени 1944-го в связи с приостановкой программы.



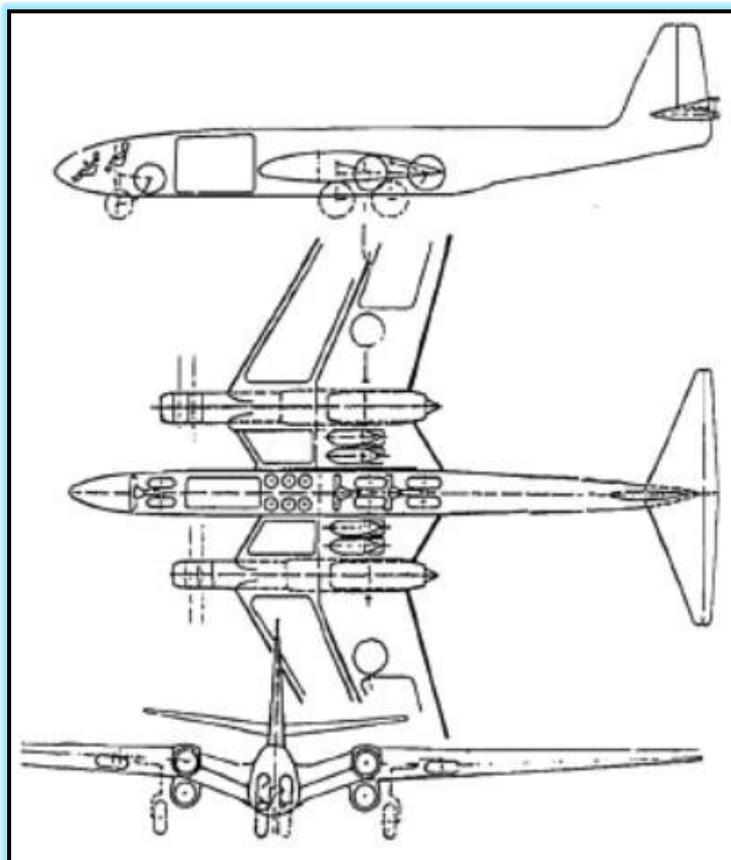
**Расчётные ТТХ:** размах крыла-46 м, длина-29,4 м, высота-6 м, нормальный взлётный вес-59875 кг, максимальный взлётный вес-72000 кг, мощность двигателя- 6 ПД BMW-801E x 1750 л.с. + 2 ТРД Jumo-004B x 1050 кг, скорость крейсерская-395 км/ч, скорость максимальная без включения ТРД- 540 км/ч, скорость максимальная с включением ТРД-720 км/ч, потолок-10000 м, практическая дальность- 8500 км, вооружение : 4 пушки 30-мм, 5 пушек 20-мм, 4 пулемёта 13,2-мм, до 10000 кг бомб.

**Проект скоростного тяжёлого бомбардировщика со смешанной силовой установкой фирмы BMW**



Этот проект являлся тяжёлым скоростным бомбардировщиком с комбинированной силовой установкой. Два турбовинтовых двигателя BMW 109-028 (мощность 6400 л.с. + дополнительная тяга 1200 кг) и два турбореактивных типа BMW 109-018 (тяга 3400 кг) предполагалось установить в центроплане между внутренней частью крыла обратной стреловидности и внешними консолями крыла положительной стреловидности. Расположенные под турбовинтовыми двигателями ТРД должны были использоваться для взлета и повышения скорости при встречах с неприятелем, в то время как ТВД служили в качестве

маршевых двигателей. Роль главного шасси играли две двухколесные стойки, размещенные тандемом в центральной части фюзеляжа. Носовая двухколесная стойка убиралась под кабину экипажа. Два опорных колеса под плоскостями крыла стабилизировали машину при взлете и посадке. В носовой части находилась герметичная кабина для трех человек, там же размещалось дистанционное управление оборонительными турелями. Работы над проектом были начаты в 1944 году и прекращены в 1945 году вследствие капитуляции Германии.



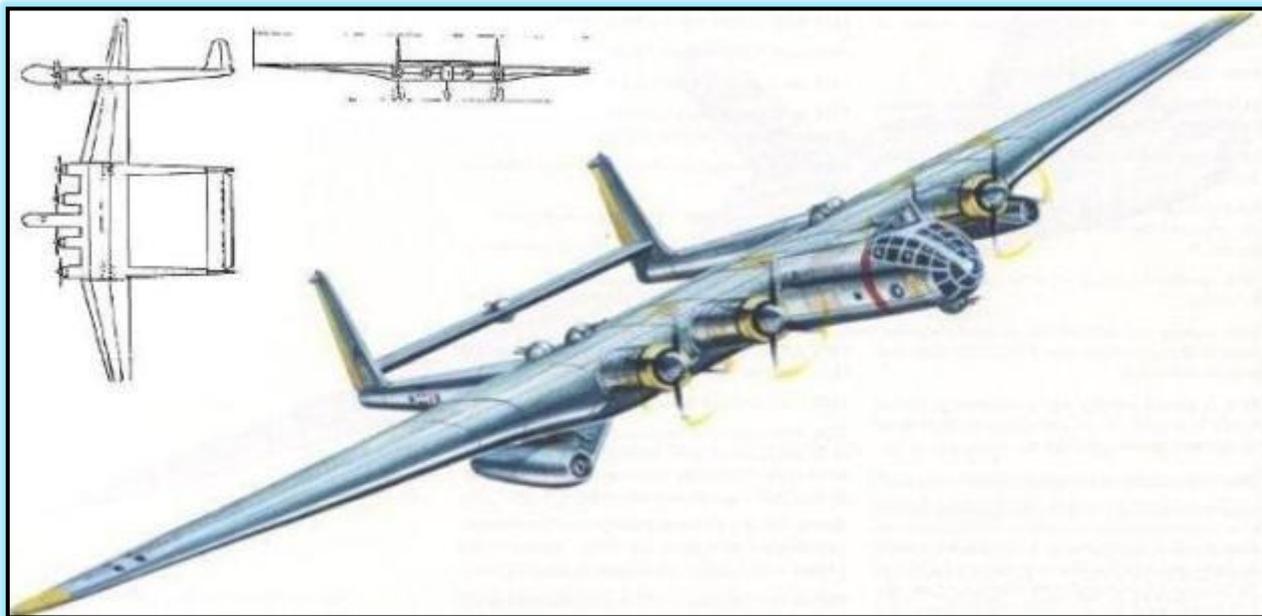
**Расчётные ТТХ :** размах крыла-50,5 м, длина-34,6 м, высота-9 м, максимальный взлётный вес-78000 кг, мощность силовой установки : 2 ТВД BMW 109-028 x 6400 л.с. и дополнительной тягой 1200 кг + 2 ТРД BMW 109-018 x 3400 кг, максимальная скорость без включения ТРД-620 км/ч, максимальная скорость с включёнными ТРД- 870 км/ч, потолок-11000 м, боевая дальность-5000 км, вооружение : 8 пушек калибра 20-мм в четырёх спаренных турельных установках, 3000 кг бомб.

### **Проект стратегического бомбардировщика Arado E.470**

Проект этого гигантского по всем параметрам бомбардировщика был разработан в 1941 году под руководством профессора Вальтера Блюма, который был начальником конструкторского бюро фирмы «Арадо» в Бранденбурге. Arado E.470 являлся стратегическим бомбардировщиком который при размахе крыла 68,50 м, взлетном весе 157000 кг (включая вес шести сдвоенных двигателей «Даймлер - Бенц» DB.109-613 мощностью по 3500 л.с), бомбовой нагрузке 5000 кг должен был иметь дальность 14900 км. По своей конструкции Арадо Е.470 был очень похож на «Фокке-Вульф» с чертежным номером Р.03.10225-20 (иногда называемый Fw-261). Свободнонесущее крыло с утолщённым центропланом высотой около 2 м служило транспортным и бомбовым отсеком для самых тяжелых сбрасываемых грузов. Гондола фюзеляжа, размещенная на крыле, представляла собой герметичную кабину для экипажа из четырех человек, изнутри управлявшего оборонительным вооружением. Обе хвостовые балки соединялись друг с другом горизонтальным оперением и являлись отсеком для главного шасси со спаренными колесами.

Носовое шасси убиралось в центральную гондолу фюзеляжа. Конструкторские работы сосредоточились в основном на четырехмоторной модификации E.470E (размах крыла 68,50 м; четыре двигателя

«Даймлер-Бенц» DB109-613) с взлетным весом 130000 кг, включая сбрасываемую нагрузку весом 5000 кг. Вариант машины для использования в качестве транспортного самолета дальнего действия имел индекс E.470F. По своим размерам он соответствовал бомбардировщику E.470E, но обладал меньшим взлетным весом. В контейнере под центропланом размещался груз весом 39000 кг. Этот контейнер при помощи быстродействующих затворов в считанные минуты мог быть заменен новым.



**Расчётные ТТХ :** размах крыла-68,5 м, длина-31 м, площадь крыла-392 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес-130000 кг, мощность силовой установки : 4 ПД DB.109-613 x 3500 л.с. + 2 ТРД ТРД Jumo-004В x 1050 кг, максимальная скорость без включения ТРД-530 км/ч, максимальная скорость с включёнными ТРД- 630 км/ч, потолок-10000 м, боевая дальность-14900 км, вооружение : 12 пушек калибра 20-мм и 6 пулемётов калибра 13,2-мм в девяти спаренных турельных установках, 5000 кг бомб (при применении на максимальную дальность).

## **Штурмовики.**

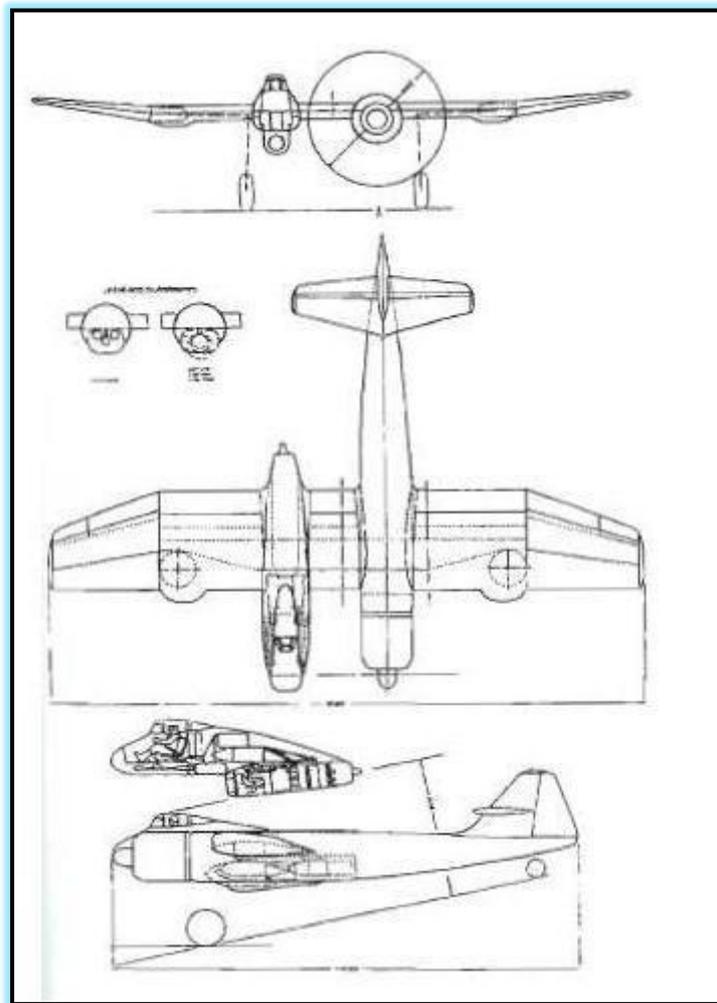
### **Проект штурмовика Blohm und Voss P.194.01**

Фирма *Blohm und Voss* оставила след в истории авиации как создательница так называемых несимметричных самолётов. В частности малой серией строился поршневой самолёт-разведчик BV-141. В 1944 году, в проекте штурмовика **P.194.01** фирма решила пойти по той же схеме. Поршневой двигатель располагался в носу фюзеляжа. Кабина в отдельной гондоле находилась слева от него. Под гондолой кабины размещался турбореактивный двигатель. Он предназначался для резкого увеличения скорости во время атаки и при уходе от преследования самолётами противника. Крейсерский полёт должен был происходить на поршневом двигателе.

В качестве поршневого двигателя должен был использоваться BMW-801D мощностью 1700 л.с., а при впрыске водометаноловой смеси-2250 л.с. В качестве турбореактивного двигателя был взят Jumo-004С тяга которого составляла 1220 кг или BMW-003А тягой 800 кг. Шасси самолёта убиралось в крыло.

Самолёт предполагалось использовать в качестве штурмовика и пикирующего бомбардировщика. Важные агрегаты были защищены бронёй. Экипаж состоял из одного человека. Бомбовая нагрузка размещалась в бомбоотсеке, который находился в фюзеляже, но могла также использоваться наружная подвеска бомб или реактивных снарядов.

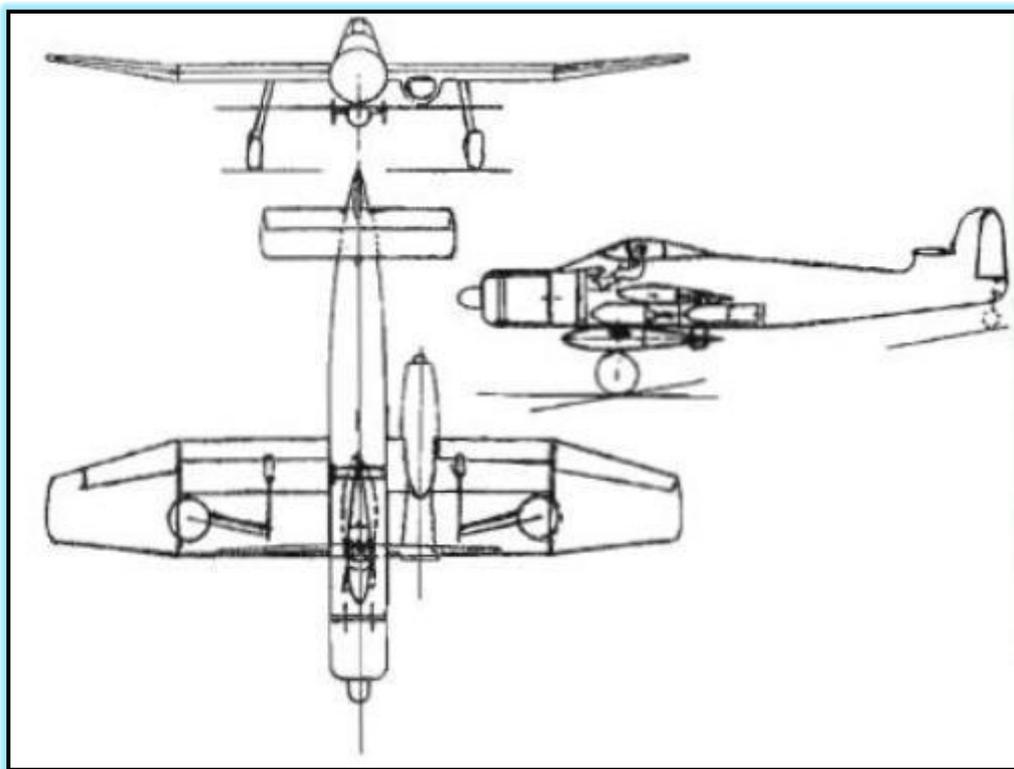
Подобная несимметричная схема была выбрана прежде всего потому, что по мнению конструкторов это значительно улучшает обзор из кабины.



**Расчётные ТТХ:** размах крыла-15,3 м, длина-11,8 м, площадь крыла-36,4 м<sup>2</sup>, мощность двигателя- 1 ПД BMW-801D x 1700 (2250) л.с. + 1 ТРД Jumo-004C x 1220 кг или BMW-003A x 800 кг, максимальный взлётный вес-9330 кг, вес пустого-6500 кг, максимальная скорость : без ТРД-550 км/ч, с ТРД-715 км/ч, дальность-1070 км, потолок-11100 м, вооружение : 2 пушки 30-мм (по 70 снарядов), 2 пушки 20-мм (по 250 снарядов), до 1500 кг бомб (до 630 кг в отсеке).

### Проект штурмовика Blohm und Voss P.204.01

Разработанный в 1944 году проект **P.204.01** должен был применяться в качестве пикирующего бомбардировщика и штурмовика. Самолёт был создан по нормальной схеме, но дополнительный реактивный двигатель располагался несимметрично - слева от фюзеляжа под консолью крыла. Вооружение состояло из четырёх пушек, две из которых располагались в фюзеляже поверх двигателя, а две в корневой части крыла. Всё оружие оснащалось синхронизаторами, так как вело огонь через диск винта. Бомбовое вооружение размещалось на наружной подвеске и включало в себя две бомбы SG250 весом по 250 кг, 1 бомбу SG500 весом 500 кг или 1 планирующую бомбу BV.246.



**Расчётные ТТХ:** размах крыла-14,3 м, длина-12,45 м, площадь крыла-33,7 м<sup>2</sup>, мощность двигателя- 1 ПД BMW-801D x 1700 (2250) л.с. + 1 ТРД Jumo-004C x 1220 кг или BMW-003A x 800 кг, максимальный взлётный вес-8500 кг, максимальная скорость : без ТРД-580 км/ч, с ТРД-750 км/ч, дальность-850 км,

потолок-9700 м, вооружение : 2 пушки 30-мм (по 70 снарядов), 2 пушки 20-мм (по 250 снарядов), до 730 кг бомб.

### **Проект штурмовика Blohm und Voss BV. 237B-1**

Проект штурмовика **BV.237B-1** представлял собой несимметричную конструкцию. Поршневой двигатель размещался в фюзеляже. Кабина пилота и стрелка находилась слева от него в отдельной гондоле. А между фюзеляжем и гондолой экипажа под крылом на пилоне находился дополнительный турбореактивный двигатель. Вооружение было очень мощным : две 30-мм и две 20-мм пушки находились в носу фюзеляжа, ещё две длинноствольные 30-мм пушки Mk-101 размещались в подкрыльевых установках, а в задней части гондолы экипажа находились два спаренных пулемёта калибра 13,2-мм для защиты от атак истребителей. Бомбовая нагрузка в нормальном варианте составляла 500 кг, а в максимальном-1000 кг. С внутренним запасом топлива в 900 литров дальность составляла 1000 км.

Этот проект находился в разработке в самом конце 1944 года.

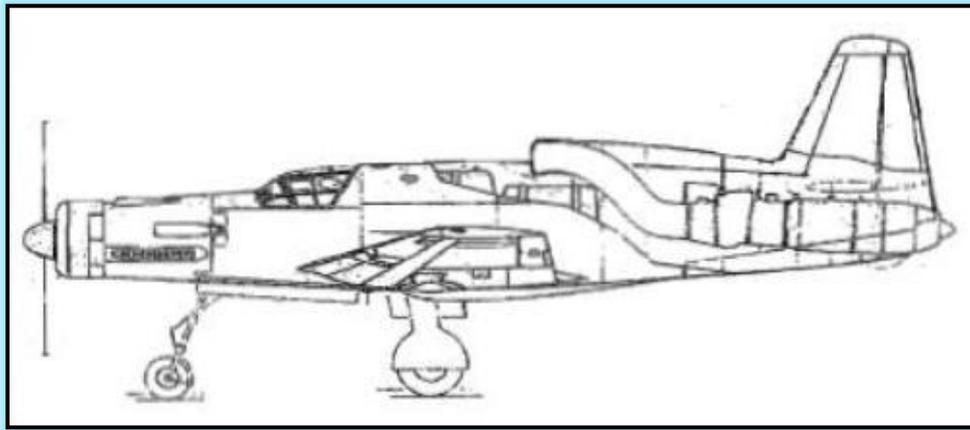


**Расчётные ТТХ:** размах крыла-15,3 м, длина-11,45 м, площадь крыла-42 м<sup>2</sup>, мощность двигателя- 1 ПД BMW-801D x 1700 (2250) л.с. + 1 ТРД Jumo-004C x 1220 кг или BMW-003A x 800 кг, максимальный взлётный вес-9000 кг, максимальная скорость : без ТРД-580 км/ч, с ТРД-740 км/ч, дальность-1000 км, потолок-9400 м, вооружение : 4 пушки 30-мм, 2 пушки 20-мм, 2 пулемёта 13,2-мм, 500-1000 кг бомб.

### **Проект штурмовика Dornier Do. P.232.2**

Этот проект создавался на основе построенного малой серией, весьма перспективного, но появившегося поздно истребителя Dornier Do-335 Pfeil (стрела). Вместо второго (заднего) поршневого двигателя разместили турбореактивный Jumo-004C тягой 1200 кг. Самолёт мог использоваться в качестве тяжёлого истребителя и штурмовика.

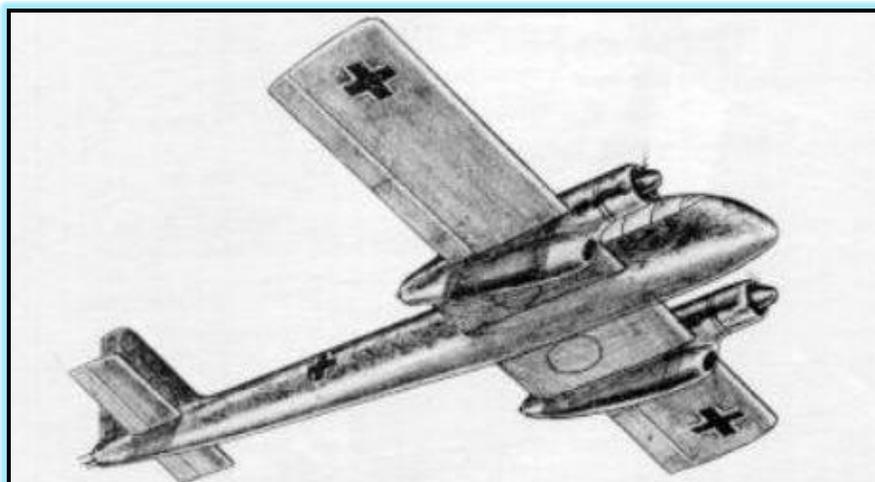
Максимальная скорость без использования ТРД составляла 640 км/ч. На крейсерской скорости 530 км/ч дальность полёта составляла 3500 км. Вооружение состояло из одной 30-мм пушки размещённой в развале цилиндров двигателя стрелявшей через кок винта, двух 20-мм пушек сверху двигателя и ещё двух 30-мм в подкрыльевых установках. Штурмовик мог брать до 1000 кг бомб.

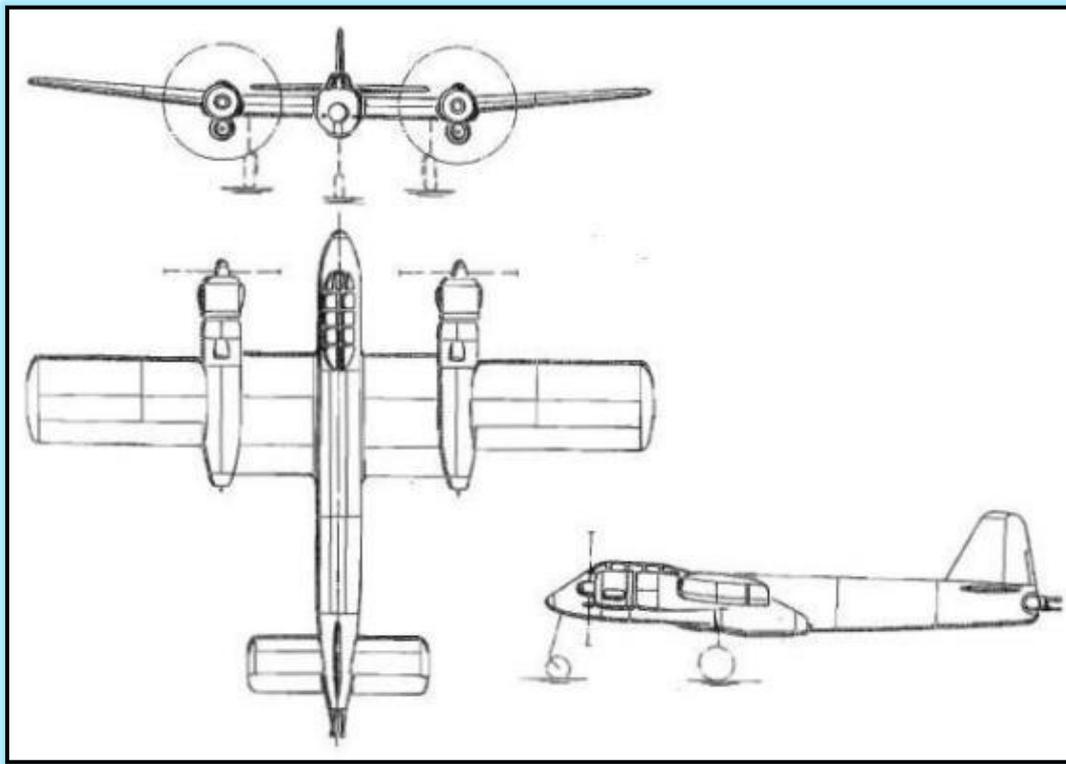


**Расчётные ТТХ:** размах крыла-13,8 м, длина-14 м, площадь крыла-38,5 м<sup>2</sup>, мощность двигателя- 1 ПД DB-603G x 1900 л.с. + 1 ТРД Jumo-004C x 1220 кг, максимальный взлётный вес-8450 кг, максимальная скорость : без ТРД-640 км/ч, с ТРД-800 км/ч, дальность-1250 км, потолок-13200 м, вооружение : 3 пушки 30-мм, 2 пушки 20-мм, 1000 кг бомб.

### **Проект штурмовика Blohm und Voss BV. P.203.01**

Проект **BV. P.203.01** создавался как дальний тяжёлый истребитель и штурмовик. Самолёт был оснащён прямым крылом, а в качестве силовой установки использовались поршневые моторы BMW-801TJ с турбонагнетателями мощностью 2300 л.с. при впрыске водометаноловой смеси и турбореактивные двигатели HeS-011 тягой по 1300 кг. Поршневой и турбореактивный двигатель были установлены в единой гондole на крыле с размещением ТРД ниже поршневого под крылом.





**Расчётные ТТХ:** размах крыла-20 м, длина-16,6 м, площадь крыла-65 м<sup>2</sup>, мощность двигателя- 2 ПД BMW-801TJ x 2300 л.с. + 2 ТРД HeS-011 x 1300 кг, нормальный взлётный вес-14200 кг, максимальный взлётный вес-18400 кг, максимальная скорость : без ТРД-670 км/ч, с ТРД-920 км/ч (при нормальном весе, на выстое 11200 м), дальность-2350-2650 км, потолок-14300 м, вооружение : 2 пушки 30-мм, 2 пулемёта 15-мм, 2 пулемёта 13,2-мм и ещё два спаренных пулемёта 13,2-мм в установке защиты хвоста. В штурмовом варианте вместо двух 15-мм и двух 13,2-мм пулемётов в носу предполагалось устанавливать 50-мм пушку Мк-114.

*В СССР проекты самолётов с силовой установкой состоящей из поршневых и турбореактивных двигателей проектировались после войны, практически до конца 1940-х годов. Таких проектов известно немного и о некоторых из них вкратце будет сказано ниже.*

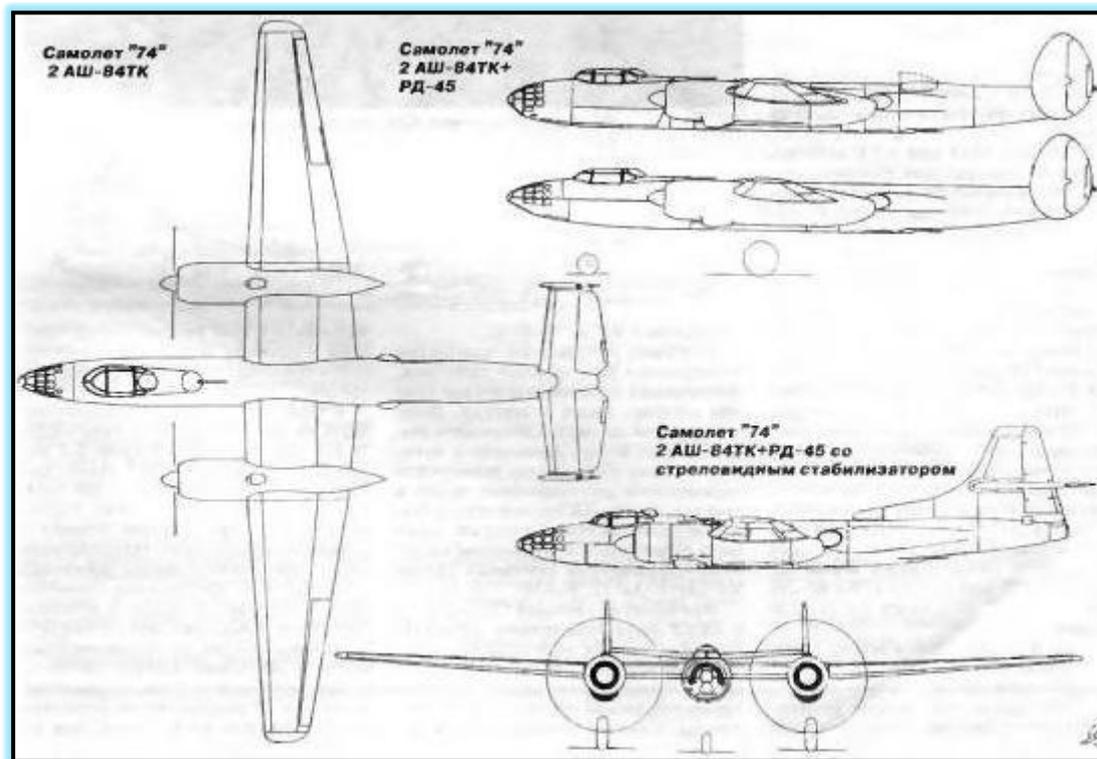
**Проект разведчика-бомбардировщика Ту-22 («74»)**

20 июня 1946 года вышло постановление Совета Министров СССР № 1282524 по которому КБ Туполева было предложено спроектировать и построить опытный высотный двухмоторный разведчик со следующими данными : максимальная скорость на высоте 12000 м-600 км/ч, потолок-13000 м, дальность полёта на высоте 6000-8000 м-3000 км, экипаж-3 человека, оборонительное вооружение: 3 пушки Б-20 калибра 20-мм. Самолёт по КБ получил обозначение «74», а официально Ту-22.

В августе 1946 года ОКБ подготовило эскизный проект самолёта под два высотных двигателя М-93, которые развивали на высоте 11000-12000 м максимальную мощность 1950 л.с. Самолёт представлял собой двухмоторный разведчик для ведения аэрофотосъёмки с высот 12-13 км, что достигалось размещением экипажа в герметической кабине. Это был моноплан с высокорасположенным крылом и двухкилевым вертикальным оперением. Весь экипаж компактно размещался в гермокабине в носовой части фюзеляжа. При снятии разведывательного оборудования самолёт превращался в высотный бомбардировщик с грузоподъёмностью в 1500 кг бомб. При полёте на меньшей высоте и на меньшую дальность самолёт мог брать до 3000 кг бомб.

**Расчётные ТТХ были следующими :** длина-16,35 м, размах крыла-22,36 м, площадь крыла-60,2 м<sup>2</sup>, нормальный взлётный вес-13500 кг, максимальная скорость-620 км/ч, потолок-13200 м, максимальная дальность-3750 км, вооружение : 1 пушка 23-мм, 2 пушки 20-мм, экипаж-4 человека.

По своим характеристикам самолёт в принципе соответствовал требованиям, но из-за проблем с новой силовой установкой, с начала 1947 года КБ начало поиск альтернативных двигателей, а чуть позже и к внедрению на самолёт «74» комбинированной силовой установки. Был рассмотрен вариант под двигателями М-45, а в конце января 1947 года проект был переработан под высотные двигатели АШ-84ТК мощностью на высоте 11000-12000 метров 1800 л.с.



Однако вскоре в связи с изменившимися требованиями ВВС к высотному разведчику по увеличению нормальной дальности до 4000 км работы по самолёту «74» были переориентированы в пользу оснащения его дополнительным турбореактивным двигателем «Нин-1» в хвостовой части фюзеляжа, что привело к значительной переделке исходного проекта. Было решено не только изменить силовую установку, но и улучшить аэродинамику, перейдя к новому фюзеляжу с двумя отдельными гермокабинами. Весной-летом 1947 года было проведено эскизное проектирование нового варианта самолёта с ТРД РД-45 в хвостовой части. Расчётная максимальная дальность составила для разведчика 4700 км, а для бомбардировщика 4250 км. Использование комбинированной силовой установки привело к усложнению конструкции самолёта, к увеличению массы пустой машины, а нормальная взлётная масса превысила 19000 кг. ТРД РД-45 использовался только на взлёте, наборе высоты и ведении боя, поэтому воздух к нему подавался через оригинальный ковшовый воздухозаборник, который в нормальном крейсерском полёте полностью убирался в фюзеляж.

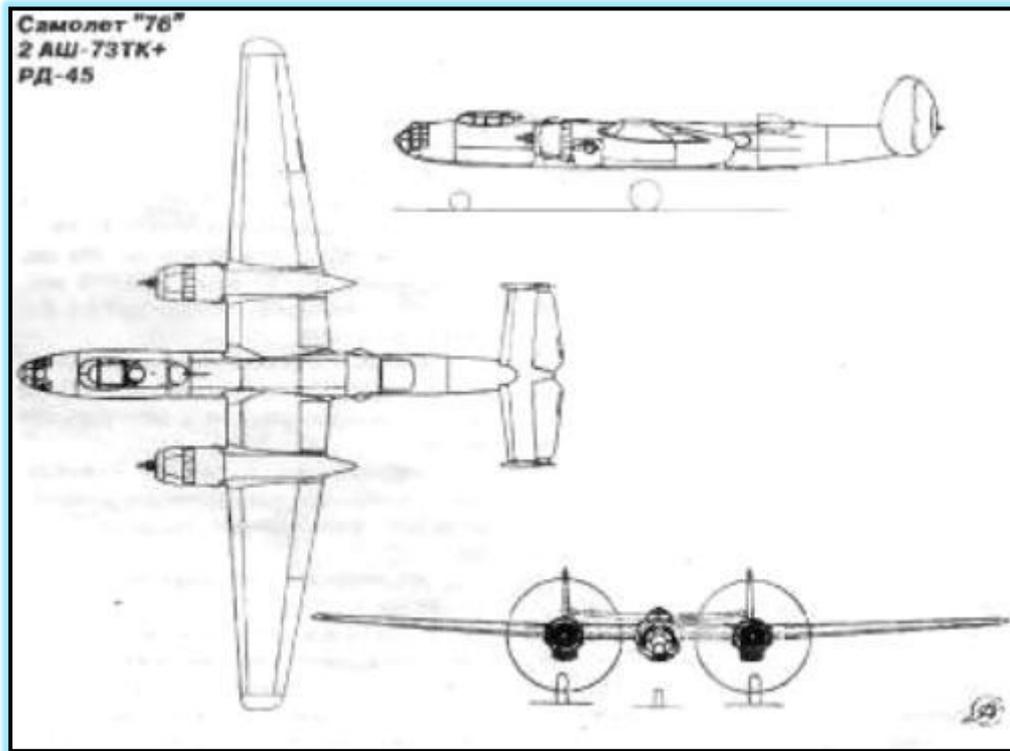
В этом варианте расчётные ТТХ были таковы : длина-19,765 м, размах крыла-25,1 м, площадь крыла-71,1 м<sup>2</sup>, нормальный взлётный вес-19000 кг, максимальная скорость-680 км/ч, потолок-13000 м, максимальная дальность-4600 км, вооружение : 3 пушки 23-мм, экипаж-4 человека.

Был разработан также вариант со стреловидным горизонтальным оперением и однокилевым вертикальным. Проект разрабатывался и совершенствовался до марта 1948 года, а в июле он был закрыт окончательно.

### Проект бомбардировщика-торпедоносца Ту-24 («76»)

Проект самолёта, имевшего внутренний индекс «76» и официальный-Ту-24, разрабатывался как улучшенный вариант самолёта «74». На ранних стадиях проекта планировалось использовать двигатели М-93 или АШ-84ТК. С 1947 года прорабатывался вариант со стреловидным горизонтальным оперением и силовая установка стала комбинированной : два поршневых мотора АШ-73ТК и один

турбореактивный «Nene-1» (РД-45). Кроме силовой установки и вооружения отличий между самолётами «74» и «76» не было. Самолёт «76» проектировался под требования ВВС как бомбардировщик и как постановщик мин и торпедоносец для авиации ВМФ. Самолёт «76» с увеличенной кабиной штурмана был запущен в опытное производство, но в 1948 году все работы по нему были прекращены.



Расчётные ТТХ : длина-13,80 м, размах крыла-18,86 м, площадь крыла-48,8 м<sup>2</sup>, нормальный взлётный вес-19000 кг, максимальный взлётный вес-26000 кг, силовая установка : два АШ-73ТК х 2400 л.с., + ТРД РД-45 х 2040 кг, максимальная скорость-640 км/ч, потолок-13000 м, максимальная дальность-4000 км, вооружение : 3 пушки 20-мм и до 4000 кг бомб, экипаж-3 человека.

### Проект истребителя-штурмовика С-82 конструкции М.М.Пашинина

Об этом проекте известно немного. Рисунков и чертежей пока не обнаружено. Но кое-что известно. Этот проект представлял собой двухместный многоцелевой самолет дальнего действия, нормальной низкопланной схемы, с комбинированной силовой установкой : поршневой АШ-73 в 2400 л.с. с двумя турбокомпрессорами ТК-19 и тянущим винтом и РД-45 с тягой 2270 кг в хвостовой части фюзеляжа. Предполагался полет к цели на одном переднем двигателе, а в боевой обстановке - работа обоих двигателей и вследствие этого повышенная скорость и скороподъемность. Размеры самолета: размах-21,2 м, длина-18,0 м, площадь крыла-61,5 м<sup>2</sup>. Расчетная масса пустого около 9 т, топливо и масло — 4400 кг и 300 кг максимально, полная нагрузка 6 т, взлетный вес-15000 кг. Конструкция цельнометаллическая. В самолете устанавливалась вставная герметическая кабина, спроектированная В. Б. Шавровым. Самолет проектировался и начинал строиться в 1947 году, причем у М. М. Пашинина не было укомплектованного ОКБ и часть работ выполнялась по трудовым договорам. В 1948 году эта тема была закрыта и все работы прекращены.

*Самолёты с комбинированной силовой установкой активно проектировались также в **США**. О наиболее известных из них будет рассказано далее.*

Принято считать, что Соединенные Штаты не вели собственных разработок турбореактивных силовых установок, а взяли за основу английский двигатель Уиттла. На самом деле, когда в конце тридцатых годов появилась первая информация о новых двигателях, американские авиационные фирмы, прежде

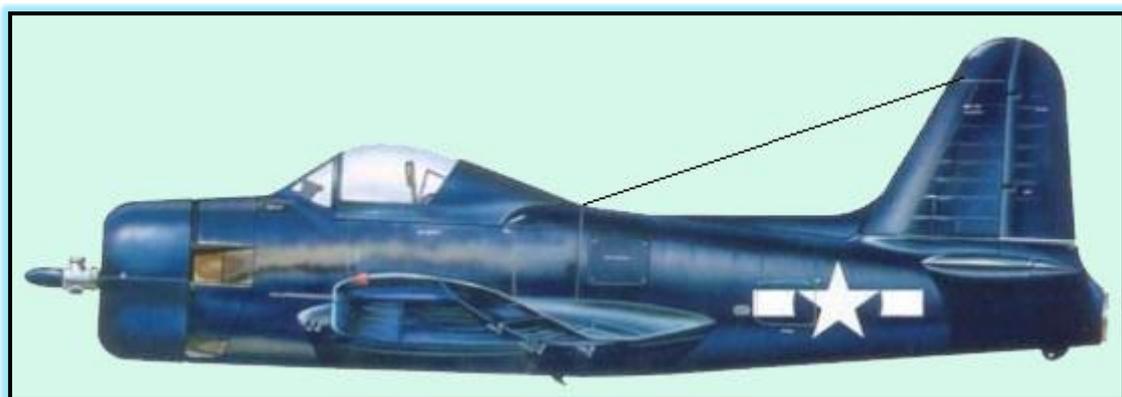
всего Локхид и Нортроп, стали проявлять живой интерес к газовым турбинам. Узнав о работах немцев в этом направлении, главнокомандующий ВВС США генерал Арнольд стал призывать к тому, чтобы данной теме было оказано самое пристальное внимание. Под его влиянием в апреле 1941 года создан комитет по изучению возможности использования газовых турбин в качестве авиационных двигателей, которым руководил профессор Вильям Дюранд. В работе этого комитета приняли участие представители трех ведущих американских компаний, специализировавшихся в производстве промышленных турбин. Эти компании - Эллис-Чэлмерс, Дженерал Электрик и Вестингауз - ранее не имели опыта создания авиадвигателей и, таким образом, были свободны от предвзятых решений. Фирма Вестингауз разработала несколько реактивных двигателей с осевым компрессором. На их основе в дальнейшем появился двигатель для первого американского реактивного палубного истребителя Макдоннелл FH-1 «Фантом». Фирма Стим Тюбин Дивижн - филиал Дженерал Электрик, взялась за создание более сложного турбовинтового двигателя. К середине 1947 года в США прошли испытания 18 типов реактивных самолетов (в Англии - всего 5). В сентябре 1941 года ВВС выдали фирме Белл Эйркрафт Корпорейшен заказ на постройку первого американского реактивного истребителя, получившего обозначение P-59 «Эйркомет». Флот тоже заинтересовался реактивными самолетами, и летом 1942 года Бюро по авиации ВМС США приступило к составлению спецификации на палубный реактивный истребитель.

### *Истребитель Ryan FR-1 «Fireball»*

Пожалуй самый известный американский самолёт с комбинированной силовой установкой. Так сказать классика жанра.

Первые расчеты показывали, что чисто реактивный самолет будет иметь большую взлетную дистанцию, малую скороподъемность и дальность полета. Кроме того, ресурс первых реактивных двигателей был очень мал. Все эти недостатки особенно критичны для палубных самолетов. Тогда появилась идея создать самолет с комбинированной силовой установкой. Конкурс объявили в декабре 1942 г., и в него включилось девять фирм. Спецификация предусматривала установку на самолет поршневого мотора, на котором должны были проводиться взлет, крейсерский полет и посадка, и реактивного двигателя, используемого только на боевых режимах. Такое решение требовало поиска баланса между мощностью силовых установок. Несколько фирм использовали наиболее мощные из имевшихся поршневых моторов (фаворитом был Пратт энд Уитни R-2800 «Дабл Уосп»), другие использовали моторы меньшей мощности, позволявшие лишь обеспечить взлет полностью загруженного самолета. В их числе и калифорнийская фирма «Ryan Aeronautical », которая, к удивлению многих, выиграла конкурс.

Проект «Ryan model 28» стал победителем конкурса в январе 1943 года и уже в феврале фирма получила заказ на постройку трех прототипов нового истребителя, получившего официальное обозначение XFR-1. Работами по созданию новой машины руководил Бен Сэлмон, а ведущим инженером был Вильям Имменшоу. Работы продвигались столь успешно, что уже 2 декабря 1943 года, еще до первого полета истребителя, Бюро по авиации выдало заказ на постройку серии в 100 самолетов, получивших наименование **FR-1 "Fireball"** ("Шаровая молния"). Через 16 месяцев после заключения контракта, 25 июня 1944 года первый прототип отправился в полет, правда, вместо реактивного двигателя был установлен его весовой аналог. ТРД поставили месяцем позже и тут же приступили к полномасштабным летным испытаниям.



«Файрболл» представлял собой цельнометаллический низкоплан классической схемы. В носовой части фюзеляжа был установлен девятицилиндровый радиальный мотор воздушного охлаждения Райт R-1820-56 «Циклон», мощностью 1350 л.с., с трехлопастным винтом фирмы Кертисс-Электрик. В хвостовой части установили ТРД Дженерал Электрик J-16 (позднее он получил обозначение J-31-GE-3) - американизированную копию двигателя Ф.Уиттла. Он развивал тягу 725 кгс. Воздухозаборники располагались в выдвинутой вперед корневой части крыла. Их размеры были столь незначительны, что они больше походили на воздухозаборники маслорадиаторов. Новинкой стала система регулировки шага винта, которая автоматически меняла угол установки лопастей в зависимости от тяги ТРД. Кроме того, «Файрболл» был первым палубным самолетом с носовой стойкой шасси. Центроплан крыла, проходивший сквозь фюзеляж монококовой конструкции, составлял с ним единое целое. Впервые вся клепка была сделана потайной, а все управляющие поверхности имели металлическую обшивку. Для крыла подобрали ламинарный профиль. Выбор относительно легкого мотора «Циклон» позволил разместить летчика практически на уровне передней кромки крыла, обеспечив ему великолепный обзор. Поршневой и реактивный двигатели имели отдельные пульты запуска и РУД, но топливная система была общей. Один топливный бак емкостью 473 л установили в верхней части фюзеляжа за кабиной, а второй, на 189 л - под сиденьем летчика. Кроме того, самолет мог нести подвесные топливные баки емкостью 379 л. В четырехлонжеронном крыле топлива не было. В складывающихся вверх при помощи гидропривода консолях размещались ниши основных стоек шасси. Центроплан занимали воздуховоды и вооружение, состоявшее из четырех 12,7-мм пулеметов «Браунинг» с боезапасом по 300 патронов на ствол. Самолет также мог нести две 454-кг бомбы, которые подвешивались на пилонах рядом с основными стойками шасси и четыре 127-мм неуправляемые ракеты на консолях крыла. Фирма уделила большое внимание удобству эксплуатации самолета, обеспечив достаточно простой доступ к двигателям. Чтобы осмотреть поршневой «Циклон», требовалось открыть всего лишь четыре замка и поднять вверх створки капота. Доступ к ТРД был несколько сложнее: приходилось отворачивать четыре болта, крепивших хвостовую часть фюзеляжа (разъем находился за кабиной пилота). ТРД имел три узла крепления, после расстопорения которых его можно было выдвигать по монорельсу, проходившему в верхней части фюзеляжа. Полная замена реактивного двигателя занимала не более четырех часов. При установке хвостовой части не требовалось дополнительной регулировки.



Во время летных испытаний первый XFR-1 достиг скорости 680 км/ч. Испытания выявили недостаточную эффективность хвостового оперения. Продувки в аэродинамической трубе масштабной модели и расчеты позволили решить эту проблему: стабилизатор перенесли ниже, а площадь вертикального оперения увеличили. Такие изменения были внесены в конструкцию второго и третьего прототипов. Пилоты, летавшие на этих самолетах, отмечали их великолепную маневренность и скороподъемность, по которым они не имели равных среди палубных истребителей. Второй прототип поднялся в воздух 20 сентября 1944 года. В том же месяце фирма Райан получила заказ на 600 усовершенствованных истребителей FR-2. На них предполагалось установить мотор R-1820-74W мощностью 1500 л.с. В октябре 1944 года испытания вступили в заключительную фазу. 13 октября

XFR-1 должны были перегнать с заводского аэродрома в испытательный центр флота в Патуксент Ривер. Несмотря на то, что это был обычный полет, машина разрушилась в воздухе, а пилот погиб. Причину этой катастрофы тогда установить не смогли. Шестью месяцами позже подобную аварию потерпел и серийный «Файрболл». В результате анализа полученных данных стало ясно, что дало себя знать такое малоизученное тогда явление, как сжимаемость воздуха (волновой кризис). Третий прототип XFR-1 потерпел аварию 5 апреля 1945 года, во время скоростного полета. В этом случае оторвалась часть носка крыла, и воздушный поток, прорвавшись в фюзеляж, сорвал фонарь кабины. Летчик Дин Лэйк немедленно перевернул самолет на спину и выпрыгнул с парашютом. После этого на всех серийных самолетах усилили конструкцию носка крыла, а эксплуатационная перегрузка была снижена с 7,5 до 5,0. ВМС США стремились как можно быстрее принять на вооружение новый истребитель и 1 января 1945 года в Сан-Диего сформировали первый дивизион VF-66 под командованием Джона Ф. Грея. Первые серийные самолеты, отличавшиеся от прототипа лишь мотором R-1820-72W взлетной мощностью 1425 л.с., поступили на флот в марте. Выпускалось два типа: FR-1D - дневной истребитель и FR-1N - ночной (на нем предполагалось установить РЛС ASH или APN-9, но достоверной информации об их использовании нет). Задачей VF-66 являлось проведение войсковых испытаний машины. 1 мая 1945 года три «Файрболла» подняли на борт авианосца «Рейнджер» для проведения эксплуатационных испытаний. Но после победы над Японией США уже не нуждались в большом количестве новых истребителей, да и чисто реактивные самолеты оказались более перспективными. Серийное производство было остановлено, а заказ - аннулирован. К этому моменту Райан успела построить 66 FR-1. 26 сентября 1945 года «Файрболл» впервые продемонстрировали широкой общественности. Неизгладимое впечатление на публику произвел пролет самолета на одном ТРД с зафлюгированным винтом. А 16 октября часть была расформирована. Все самолеты и технический персонал перевели в дивизион VF-41 (с ноября 1946 года - VF-1E), который проводил испытания на различных авианосцах до июля 1947 года. Во время испытательного полета 6 ноября 1945 года у одного из истребителей отказал поршневой мотор. Не растерявшись, пилот запустил ТРД и совершил первую в мире реактивную посадку на палубу. Он на месяц опередил англичан, проводивших испытания палубного истребителя «Си-Вампир».



Наряду с FR-2, «Файрболл» имел и другие модификации. XFR-3 представлял собой дальнейшее развитие FR-2 и отличался от него лишь более мощным ТРД Дженерал Электрик GE-1-20, тягой 906 кг. Как и FR-2, он остался только в проекте. Больше повезло XFR-4: один из серийных «Файрболлов» переделали в этот вариант. На нем оставили поршневой мотор «Циклон», а прежний ТРД заменили на более мощный двигатель Вестингауз J34-WE-22 тягой 1540 кг. Характерным внешним отличием XFR-4 стало отсутствие воздухозаборников в центроплане. Вместо них один большой воздухозаборник разместили в нижней части фюзеляжа между капотом «Циклона» и передней кромкой крыла. Из-за увеличившихся размеров ТРД хвостовую часть пришлось удлинить на 20 см. Испытания показали, что летные характеристики выросли незначительно, и дальнейшие работы по этому самолету не проводились. К началу 1948-го только 16 из 66 FR-1 могли продолжать службу, а остальные

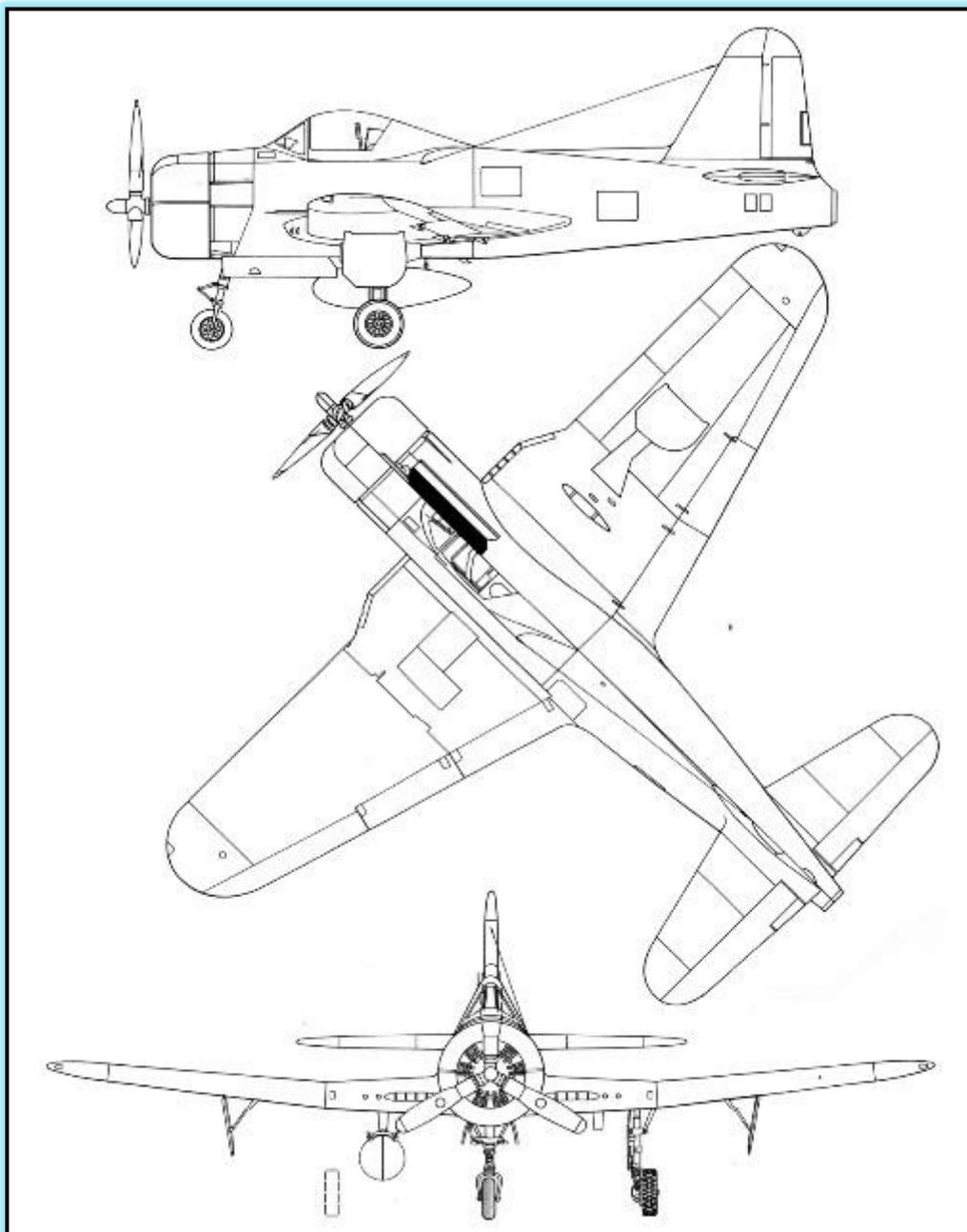
использовались для проведения различных исследований. В феврале-апреле того же года все оставшиеся самолеты вывели в резерв, и в дальнейшем они служили учебными пособиями для технического персонала. Так завершилась история истребителя, который при удачном для него стечении обстоятельств мог стать основой послевоенной американской палубной авиации.

Самолет представлял собой цельнометаллический одноместный низкоплан с комбинированной двигательной установкой ПД в носовой части и ТРД - в хвостовой. Фюзеляж - цельнометаллический полумонок с четырьмя главными лонжеронами. Конструктивно состоит из двух частей. В носовой находится ПД с маслобаком, маслорадиатором и системой охлаждения масла. За двигателем расположена противопожарная система. В носовой части находится также кабина летчика. Под ней расположен колодец носовой стойки шасси. Спереди кабина защищена противопожарным алюминиевым шпангоутом толщиной 12,7 мм, сзади - бронеспинкой той же толщины. Кабина имеет каплевидный фонарь, обеспечивающий хороший обзор вперед и в стороны при посредственном обзоре назад из-за непрозрачной задней части фонаря, под которой расположены элементы радиооборудования. Козырек фонаря переплетный, состоял из трех бронестекол. Над приборной доской устанавливался обычный коллиматорный прицел. Сиденье летчика некатапультируемое. Кабина бронирована стальными листами, общий вес брони 86 кг. На самолете имеется одна антенна - растяжка, натянутая между центральной частью фюзеляжа и вертикальным оперением, и две штыревые антенны - над фюзеляжем и под левой консолью крыла. Под сиденьем летчика находится протестированный топливный бак емкостью 189 л, за бронеспинкой расположен второй, емкостью 473 л. Кроме того, под центропланом крыла можно было подвесить еще два ПТБ по 379 л. Топливная система - общая для ПД и ТРД. В хвостовой части фюзеляжа располагался ТРД, точно вписанный в мидель фюзеляжа. Для замены ТРД хвостовая часть отстыковывалась, после чего ТРД извлекался из своего отсека с помощью специального монорельса, расположенного вверху двигательного отсека. Воздухозаборники двигателя находились в корне крыла, за кабиной тракты заборников сходились в один, подводивший воздух к входному устройству ТРД. Снизу хвостовой части имеется колодец тормозного крюка, а под хвостовым оперением - аварийная пята. Крыло - четырехлонжеронное, ламинарного профиля НАСА, конструктивно состоит из центроплана и консолей, для компактного размещения в ангаре авианосца складывающихся разворотом вверх. Привод складывания - гидравлический.

В крыле расположены: воздуховоды ТРД, вооружение - четыре 12,7-мм пулемета, а также ниши основных стоек шасси. При выпуске стоек оставшиеся открытыми ниши сильно портили профиль крыла. Закрылки Фаулера - одноцелевые, четырехсекционные. И элероны, и закрылки имеют металлическую обшивку. На левом элероне имеется триммер. Привод отклонения закрывков - гидравлический. Под центропланом имеются два узла подвески, под консолями - четыре пилона. Хвостовое оперение - однолонжеронное, цельнометаллическое. Стабилизатор и киль по конструкции одинаковы. Имеется небольшой форкиль. Рули высоты и направления - статически и аэродинамически отбалансированы, имеют металлическую обшивку. В каналах тангажа и рысканья установлены триммеры. Шасси - трехопорное, с носовой опорой. Все стойки консольной схемы, одноколесные, носовая убирается поворотом назад, в фюзеляж, основные - от фюзеляжа, в крыльевые колодцы. Привод уборки и выпуска - гидравлический.

Силовая установка серийного самолета состояла из поршневого девятицилиндрового двигателя с воздушным охлаждением R1820-72W «Циклон» с трехлопастным цельнометаллическим винтом изменяемого шага "Хамилтон Стандарт" и турбореактивного двигателя J31-GE-3 с тягой 730 кг. Общий топливный бак емкостью 1444 л находился сразу за противопожарной перегородкой кабины пилота, его заправочная горловина - на фюзеляже за кабиной летчика. Для увеличения максимальной дальности полета под центропланом закреплялись два дополнительных топливных бака емкостью 568 л каждый.

Вооружение самолета состояло из четырех 12,7-мм пулеметов "Кольт-Браунинг" М-3 с боезапасом по 300 патронов на ствол. Чтобы оружейная смазка не замерзала на больших высотах, все пулеметы имели электрообогрев. На четырех пилонах "нулевого старта" для 127-мм НАР, которые можно было заменить на два пилон для 454-кг бомб, расположенных на складных консолях крыла, подвешивались 127-мм НУР, а на двух пилонах под центропланом - 500-кг (454-кг) авиабомбы или ПТБ.

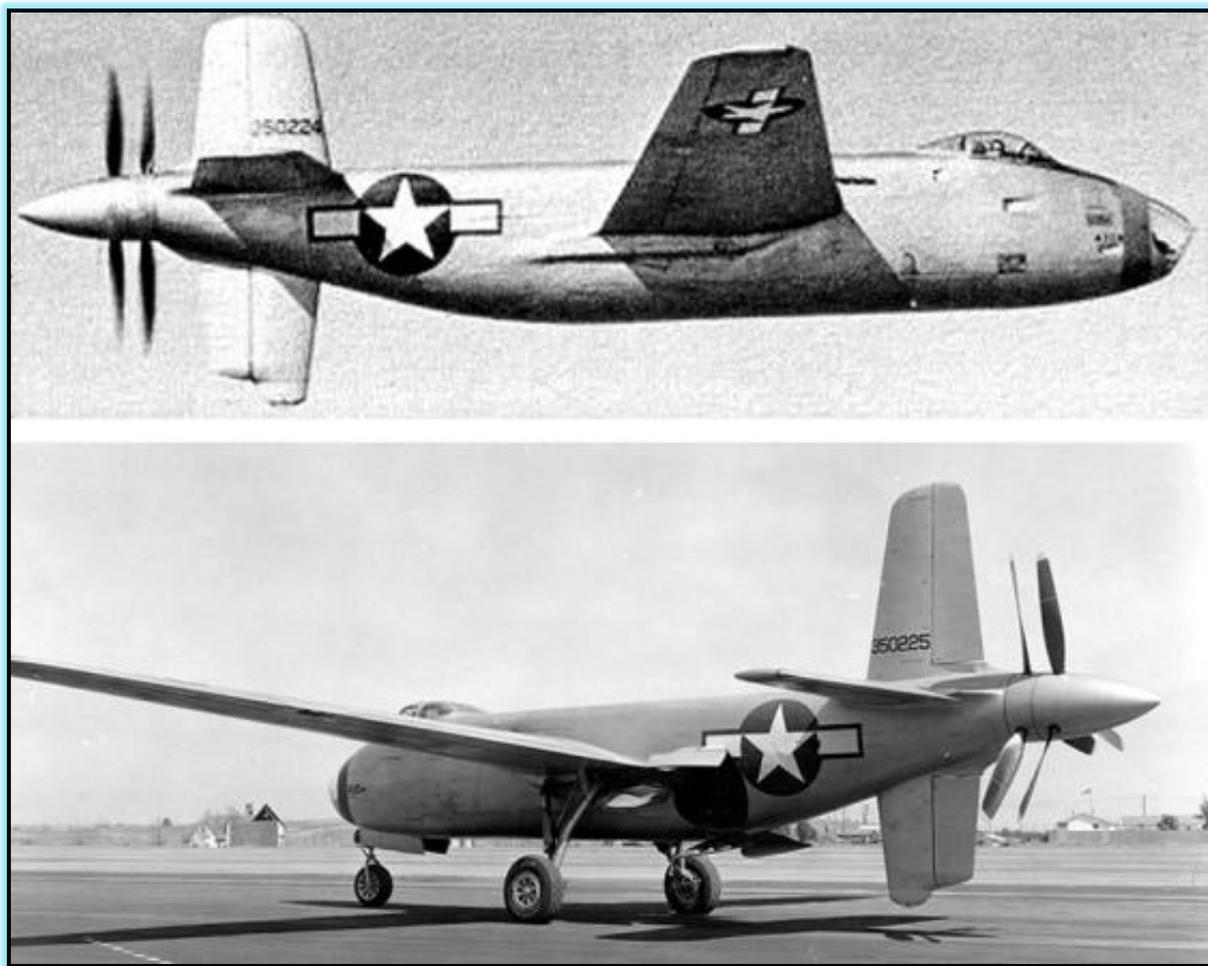


*Тактико-технические характеристики :* размах крыла-12,19 м, длина-9,86 м, площадь крыла 25,55 м<sup>2</sup>, вес пустого-3560 кг, максимальный взлётный вес-4820 кг, силовая установка : поршневой Wright R-1820-72W Cyclone x 1425 л.с. + ТРД General Electric J31-GE-3 x 725 кг, максимальная скорость : без ТРД-475 км/ч, с ТРД-686 км/ч, дальность-1600 км, потолок-13100 м, вооружение: 4 пулемёта 12,7-мм (по 300 патронов), бомбы, до восьми реактивных снарядов.

### **Опытный бомбардировщик Douglas XB-42 «Mixmaster»**

*Douglas XB-42 Mixmaster* - это экспериментальный скоростной бомбардировщик, с оригинальной конструкцией установки двух двигателей в фюзеляже и вращающихся винтов смонтированных в хвосте, а также двух дополнительных ТРД установленных под крылом. Было построено два прототипа показавшие хорошие результаты, но к концу Второй мировой войны с появлением реактивных двигателей изменились приоритеты на пути к достижению высокой скорости. В 1943 году коллектив фирмы «Douglas» в городе Санта-Моника предложил вниманию ВВС США эскизный проект среднего бомбардировщика, радующий почти оптимальным сочетанием классических черт и элементов новизны. Это был самолёт с двумя двигателями, расположенными в фюзеляже и вращающимися посредством длинных валов соосные винты, расположенные в хвостовой части фюзеляжа. Под отсеком двигателей располагался длинный и очень ёмкий бомбоотсек. Крестообразное оперение служило хорошей защитой

для воздушных винтов на взлете и посадке. Экипаж состоял из трех человек: двух летчиков и штурмана-бомбардира.



Казалось бы, проект лишен серьезных недостатков. Ещё на стадии аванпроекта были прекрасно продуманы все технические решения, которые предстояло воплотить в этом проекте. Оснащенный рядными двигателями жидкостного охлаждения «Аллисон» V-1710-125 мощностью по 1725 л.с., расположенными тандемно, самолёт должен был поднимать до 3600 кг бомб — столько же, сколько несла первая «летающая крепость» В-17А. Причем благодаря большому и длинному бомбоотсеку новая машина могла брать на борт английские 1800-килограммовые и 3600-килограммовые бомбы повышенной мощности. Максимальная скорость оценивалась в 690-700 км/ч — для 1943 года фантастическая цифра. Такая невероятная для среднего бомбардировщика скорость достигалась путем максимального зализывания фюзеляжа, облагораживания его аэродинамики и главным образом благодаря применению ламинарного крыла. Расчетная дальность полета превосходила дальность В-17 последних серий. Необходимо отметить, что в конструкции нового самолёта не было использовано никаких принципиально новых на 1943 году материалов и технологий, чьё освоение могло задержать передачу самолёта в серию. Беда заключалась в другом — постройка, доводка и испытания самолёта требовали слишком много времени, что и стало в конце концов приговором этому детищу фирмы «Douglas». Основная проблема, стоявшая перед проектировщиками, заключалась в том, как передать вращательный момент от двигателей к винтам. Специалисты фирмы «Douglas» изучили опыт Белла, накопленный при создании знаменитой «Аэрокобры», и нашли решение: двигатели соединялись с пропеллерами длинным валом, состоявшим из пяти секций, — валов от самолета Р-39. Вращающий момент передавался на большой планетарный редуктор, располагавшийся в районе хвостового оперения. Из редуктора выходили два концентрических вала противоположного вращения, приводивших в движение два трёхлопастных пропеллера «Кертисс Электрик» диаметром по 4 м. Система получилась не очень изящная и достаточно перетяжеленная, но эти недостатки с лихвой компенсировались ростом лётных данных, полученных путём её применения. Для безопасного покидания самолёта винты можно было отстрелить. ВВС проявили огромную заинтересованность в подобном сверхсамолёте и, не теряя времени, в мае 1943 года заключили с фирмой «Douglas» контракт

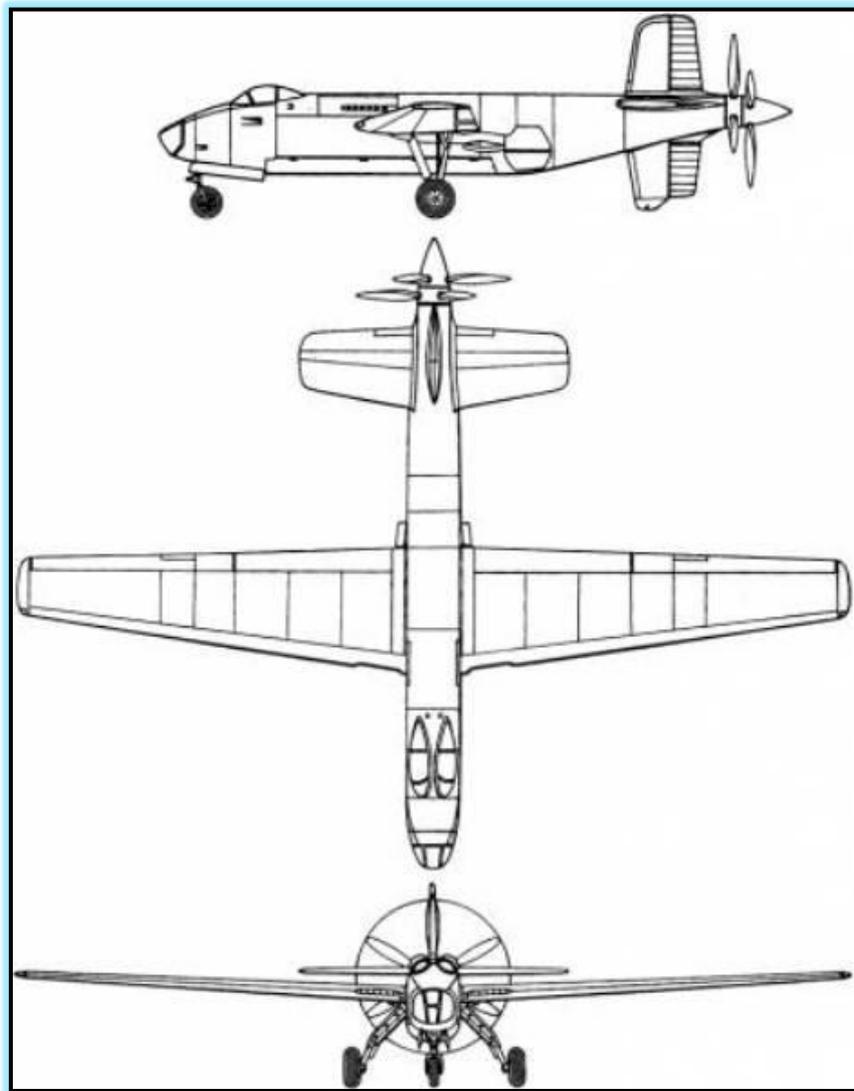
на изготовление двух прототипов, получивших наименование ХА-42 «Mixmaster» («Смешивающий коктейли») — такое собственное имя было скорее всего обусловлено винтами противоположного вращения, напоминавшими миксер. В начале 1944 года, когда стало ясно, что основным назначением самолета станет не непосредственная поддержка войск, а тактические и стратегические бомбовые удары, сменили «штурмовое» обозначение ХА на «бомбардировочное» ХВ-42 Mixmaster.



Сроки постройки самолётов ХВ-42 Mixmaster поджимали, война близилась к концу. Первый прототип был готов к лётным испытаниям в мае 1944 года. Самолёт был очень красив и изящен. Кабина летчиков была скомпонована весьма оригинально: командир и второй пилот имели два каплевидных индивидуальных фонаря, расположенных симметрично. Фонари производили впечатление лягушачьих глаз, поэтому ХВ-42 Mixmaster живо получил прозвище «Летающая лягушка». В случае необходимости летчики могли поменяться местами в полете, компоновка позволяла без особых неудобств перебраться из одной кабины в другую. Впереди, закрытый плексигласовым носовым блистером, находился штурман-бомбардир. При серийном производстве предполагалось применить модульную конструкцию носовой части с возможностью установки вместо штурманской кабины батареи из 8—12 пулеметов калибра 12,7 мм по типу штурмовых модификаций бомбардировщика Норт Америкен В-25 «Митчелл».

Самолет ХВ-42 Mixmaster имел весьма высокую скорость полета, и лишь немногие современные ему истребители могли его догнать. Тем не менее специалисты-вооруженцы не решились полностью отказаться от защиты задней полусферы. Оборонительное вооружение невозможно было разместить в фюзеляже — там просто не было места. Кроме того, винты перекрывали бы сектор обстрела. Пришлось разместить спаренные пулемётные установки в крыле между элероном и закрылком, примерно на половине его размаха. Пулемётные барбетты, почти целиком скрытые в тонком крыле, в походном положении практически не создавали сопротивления.

Патронные ящики находились в крыле. Прицеливание осуществлялось дистанционно, стрельбу мог вести любой из летчиков, развернув свое кресло на 180°. Ввиду малой толщины крыла шасси самолёта при уборке пряталось в заднюю часть фюзеляжа, где было достаточно места, — сразу за бомбоотсеком находились лишь два относительно небольших бака, масляный и гликолевый. Крыло было скомпоновано весьма плотно: в его корне размещались воздухозаборники двигателей и системы охлаждения, рядом с ними дальше от фюзеляжа располагались патронные ящики и пулеметные барбетты, а остальной объём занимали протектированные топливные баки.



Фирма «Douglas» осуществляла параллельную разработку пассажирского варианта «Миксмастера» — самолета DC-8 «Скайбас», неслыханной по тем временам пассажировместимости — 48 человек. К сожалению, эта разработка так и не вышла из стадии аванпроекта. 6 мая 1944 года на авиабазе Райт-Филд состоялся первый полет XB-42 Mixmaster. Прототип налетал более 150 часов в процессе летных испытаний, после чего был передан заказчику. В июле был готов и второй прототип, отличавшийся от первого общим фонарем кабины вместо двух «лягушачьих глаз». Программа XB-42 Mixmaster держалась в строгом секрете, самолёты были показаны публике лишь в сентябре 1945 года, через месяц после окончания второй мировой войны. К этому времени стало ясно, что самолёт в серию не пойдет. Первый прототип переделали в летающую лабораторию для испытаний новых реактивных двигателей «Вестингауз» X19В-2, получивших в серии наименование J30. Два этих небольших двигателя с тягой по 725 кгс были смонтированы под крылом XB-42 Mixmaster. В одной из дальнейших проработок проекта их планировалось оставить для ещё большего повышения лётных характеристик самолёта. 8 декабря 1945 года второй прототип XB-42 Mixmaster совершил рекордный трансконтинентальный перелет из Лонг-Бич, штат Калифорния, в Боллинг-Филд, округ Колумбия. Расстояние в 3790 км было преодолено за 5 часов 17 минут со средней скоростью 717,8 км/ч, что улучшило более чем на час значение предыдущего рекорда. К сожалению, несколькими днями позже, 16 декабря, у самолёта вскоре после взлета из Боллинг-Филд отказал один из двигателей и экипаж был вынужден спастись на парашютах, предварительно отстрелив винты. Самолёт разбился возле города Оксен-Хилл, штат Мэриленд. Случайный очевидец катастрофы сообщил о ней в местную газету, после чего в прессе неоднократно заявляли, что причиной катастрофы стало то, что у самолёта якобы отвалился мотор: очевидно, отстрел винтов был истолкован таким образом. В 1946 году на посадке разбился и первый прототип XB-42 Mixmaster, видимо, причиной аварии стала высокая посадочная скорость, присущая всем самолётам с ламинарным крылом. После отказа от программы XB-42 фирма «Douglas» продолжила его линию, спроектировав и построив самолёт с реактивными двигателями на его основе. Эта машина получила индекс XB-43.



*Тактико-технические характеристики* : размах крыла-21,49 м, длина-16,36 м, площадь крыла 51,56 м<sup>2</sup>, вес пустого-9475 кг, максимальный взлётный вес-20366 кг, силовая установка : 2 поршневых Allison V-1710-133 x 1800 л.с. + 2 ТРД Westinghouse 19В-2 x 725 кг, максимальная скорость : без ТРД-660 км/ч, с ТРД-785 км/ч, дальность-6000 км, потолок-8960 м, вооружение: 6 пулемётов 12,7-мм (по 300 патронов), 3629 кг бомб в отсеке.

### *Опытный истребитель Curtiss F15C*

Не слишком удачная программа истребителя XF14C, начатая фирмой Curtiss в 1941 году и завершившаяся в 1945-м, хотя и не принесла положительных результатов, но показала, что и у признанных лидеров могут быть достойные конкуренты. Авиация флота была по прежнему заинтересована в сохранении контактов с Curtiss и в декабре 1943 году фирме был выдан новый заказ. На этот раз предстояло построить намного более сложную машину, обладавшую мощнейшим вооружением и высокой скоростью. На тот момент самые скоростные одномоторные истребители могли разогнаться до максимум 700 км/ч в горизонтальном полете. В специализированных вариантах их скорость могла повыситься до 800 км/ч, однако в серийное производство такие модификации не попадали, оставаясь в единичных экземплярах. Простой опыт показывал, что прироста скорости можно добиться путем установки на одном самолёте двух типов двигателей: поршневого (или турбовинтового) и реактивного (или ракетного).



По такой схеме и решено было строить палубные истребители Curtiss XF15C и Ryan XFR-1. Для своего самолёта фирма Curtiss выбрала поршневой мотор Pratt & Whitney R-2800-34W "Twin Wasp" с непосредственным впрыском воды и реактивного de Havilland-Halford "Goblin" I. Оба двигателя можно было использовать и поочередно, и одновременно, в зависимости от ситуации. Ознакомившись с проектом специалисты из ВВС ВМФ сочли его вполне приемлемым и в апреле 1944 года был подписан контракт на постройку трех прототипов истребителя **XF15C-1** с серийными номерами 01213 - 01215.



Хотя программа имела высокий приоритет, технические трудности не дали завершить постройку прототипа ранее 1945 г. Первый полет XF15C-1 совершил 28 февраля 1945 года, пока ещё без запуска реактивного двигателя. Пробный полет с его включением состоялся 3 мая, но уже 8-го мая самолёт потерпел аварию. Испытания временно приостановили и возобновили только 9 июля, когда был получен второй прототип. Вместо британского двигателя на нем был установлен его американские аналог Allis-Chalmers J-36. Третий прототип XF15C-1 полетел 13 марта 1946 года. Несмотря на то, что коллектив фирмы что есть сил работал над совершенствованием самолёта, морской авиации последние два прототипа передали только в ноябре 1946 года.



Военным летчикам они не сильно понравились, главным образом из-за того, что сильно перегруженный истребитель обладал недостаточной устойчивостью в полёте. Этот недостаток попытались исправить путем доработки хвостового оперения, сначала на третьем, а затем и на втором опытном образце, что в конце концов дало положительный результат. В горизонтальном полете XF15C-1 развивал скорость до 600 км/ч на высоте 7000 метров, но при включенном реактивном двигателе она возрастала до 755 км/ч на той же высоте. Намеченные ранее результаты были достигнуты, однако серийное производство XF15C решили не начинать. В 1946 году у US Navy уже имелся опыт эксплуатации серийных истребителей FR-1, которые постепенно заменялись на реактивные машины типа MDD FH-1 "Phantom".

Учитывая оба этих факта морская авиация отказалась принимать на вооружение ещё один истребитель со смешанной силовой установкой, который за год успел устареть не только морально, но и технически.



Тактико-технические характеристики : размах крыла-14,64 м, длина-13,42 м, площадь крыла 37,16 м<sup>2</sup>, вес пустого-5740 кг, максимальный взлётный вес-8500 кг, силовая установка : поршневой Pratt Whitney R-2800-34W х 2100 л.с. + ТРД Allis-Chalmers J36 х 1225 кг, максимальная скорость : без ТРД-610 км/ч, с ТРД-755 км/ч, дальность-1050 км, потолок-12750 м, вооружение: 4 пушки 20-мм.

### Опытный истребитель Consolidated - Vultee (Convair) XP-81

После слияния в 1943 году фирм Consolidated и Vultee в одну корпорацию Convair одной из первых совместных разработок объединенного конструкторского бюро стал истребитель **XP-81**. В то время силу набирала программа строительства реактивных самолётов, хотя наибольший приоритет пока отдавался машинам с поршневыми двигателями. Наибольший недостаток самолётов на реактивной тяге заключался в чрезмерно большом потреблении топлива, что отрицательно сказывалось на продолжительности и дальности полёта. В качестве преимущества упор делался на высокую максимальную скорость, чего так не хватало обычным самолётам. Выход казался в компромиссном варианте - соединении только появившегося, но очень перспективного, турбовинтового и реактивного двигателей, что и было оформлено в середине 1943 года соответствующей спецификацией выданной USAAF. Принцип использования обеих силовых установок заключался в следующем: старт осуществлялся при помощи реактивной тяги, а в горизонтальном полете включался турбовинтовой двигатель. В требованиях также указывалась дальность не менее 1250 миль (2011 км) и скорость порядка 500 миль в час (804 км\ч).



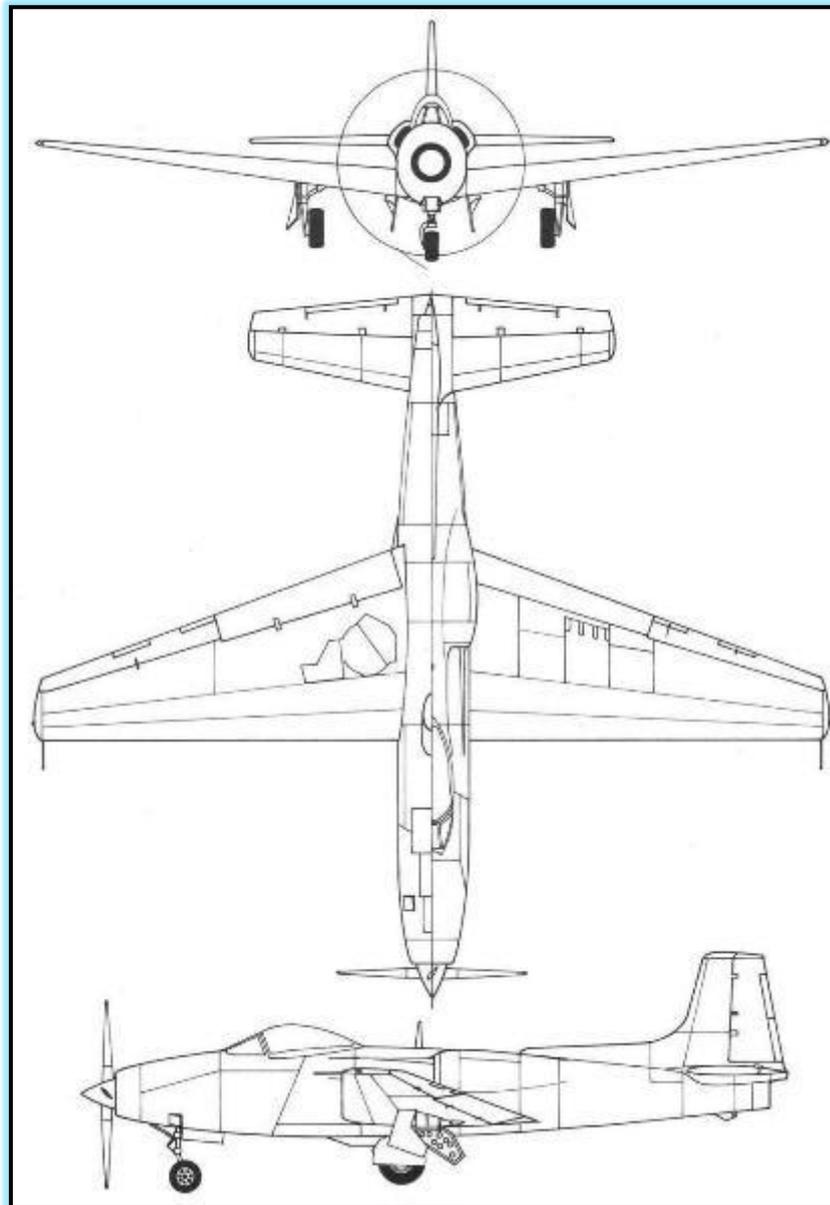
Самое деятельное участие в создании истребителя со смешанной силовой установкой приняли инженер фирмы Vultee Чарльз Р."Джек" Ирвин и лётчик-испытатель Фрэнк В.Дэвис, сотрудничавшие со специалистами из USAAF. Совместными усилиями они спроектировали одноместный истребитель с низкорасположенным крылом, у которого экспериментальный турбовинтовой двигатель General Electric TG-100 (позднее переименованный в XT31) устанавливался в носовой части фюзеляжа, а реактивный Allison J33-GE-5 в хвостовой. Подача воздуха для него осуществлялась через два воздухозаборника расположенные на "спине" в средней части фюзеляжа. По подобной схеме обычное шасси с хвостовым колесом было малопригодно и вместо него разработали новое, с носовой стойкой. В первоначальном варианте проект истребителя получил фирменное обозначение Модель 102. Детальная проработка проекта началась 5 января 1944 года, а 11 февраля USAAF выдали заказ на два прототипа XP-81, заранее присвоив им серийные номера 44-91000 и 44-91001. Не прошло и нескольких месяцев, как вышло новое требование - заказ на прототипы не отменялся, но вместе с ними следовало построить 13 предсерийных истребителей YP-81. В отличие от опытных образцов, они должны были оснащаться более легкими реактивными двигателями TG-110, крыло перемещалось на 20,5 см назад и обязательной была установка вооружения - предполагалось, что YP-81 будет нести шесть 12,7-мм пулеметов или шесть 20-мм пушек.



Когда планер истребителя был почти готов, оказалось, что ТВД обладает столь обширным "букетом" разнообразных дефектов, что получить его в приемлемом виде можно будет не раньше следующего года. Чтобы не терять драгоценного времени, на первый прототип XP-81 установили поршневого мотор Rolls-Royce "Merlin" V-1560-7 от истребителя P-51D. Вместе с ним пришлось поменять и радиатор, который выполнили по примеру двухмоторного тяжелого истребителя P-38J. В таком варианте прототип совершил первый полет 11 февраля 1945 года, поднявшись с аэродрома в Мурок Драй Лейк. Впечатление от полетов на XP-81 осталось положительное, но особо отмечалось, что самолёт нестабилен в горизонтальной плоскости. На втором прототипе эту проблему устранили добавлением длинного форкиля, но заканчивающаяся война и захват близлежащих к Японии островов привели к отказу ВВС от дальнего эскадронного истребителя. Заказ на 13 предсерийных YP-81 аннулировали, хотя работы по совершенствованию прототипов продолжались.



Первый опытный образец XP-81 вернулся в Валти Филд, где на него наконец попытались установить ТВД TG-100. Полностью завершить этот процесс до окончания войны не удалось, поэтому первый полет с полноценной силовой установкой XP-81 совершил только 21 декабря 1945 года. Турбовинтовой двигатель должен был развивать максимальную мощность 2300 л.с., но фактически он выдавал всего 1400 л.с. Следовательно, никакого прироста в ТТХ получить не удалось, зато вместо этого возникли проблемы с вибрацией от пропеллера и постоянные утечки масла. Программа истребителей со смешанной силовой установкой быстро потеряла свою актуальность и все работы по совершенствованию XP-81 официально прекратили 9 мая 1947 года. До этого момента на вооружении морской авиации успели принять истребитель Ryan FR-1 "Fireball", созданный по аналогичной схеме, но также не показавший решительных преимуществ перед поршневыми истребителями. Его полностью сняли с вооружения в 1948 году заменив чисто реактивными палубными самолётами. Свой остаток жизни оба прототипа XP-81 провели сначала на авиабазе Эдвардс. Под обозначением ZXF-81 их с 1948 года использовали в качестве мишеней для бомбардировщиков и разведчиков, а затем останки самолётов передали Музей USAF на авиабазе Райт Паттерсон, где они и находятся сейчас.



Тактико-технические характеристики : размах крыла-15,39 м, длина-13,67 м, площадь крыла 39,48 м<sup>2</sup>, вес пустого-5786 кг, максимальный взлётный вес-11200 кг, силовая установка : турбовинтовой General Electric XT31-GE-1 x 2300 л.с. + ТРД Allison J-33-GE-5 x 1705 кг, максимальная скорость с ТРД : у земли-769 км\ч и на высоте-815 км\ч, дальность-4000 км, потолок-10820 м, вооружение: 6 пушек 20-мм или 6 пулемётов 12,7-мм.

## Опытный истребитель Ryan F2R-1 Dark Shark

**F2R-1 Dark Shark** - палубный истребитель - бомбардировщик со смешанной двигательной установкой, разработанный американской фирмой Ryan Aeronautical Co. на базе серийного палубного истребителя-бомбардировщика FR-1 Fireball. Эта модификация стоит особняком в ряду остальных «Файрболов». Одно из подразделений фирмы Дженерал Электрик занималось созданием турбовинтового двигателя (ТВД). Такой двигатель был создан, и в 1944 г. фирме Райан выдали заказ на установку этого двигателя на «Файрболл».



Этот самолет получил фирменное обозначение "Модель 29", официальное - XF2R-1, и неофициальное название "Dark Shark" (Темная акула). Установка ТВД сильно изменила внешний вид "Файрболла": XF2R-1 имел длинный нос, который уравновесили увеличенным форкилем. Двигатель XT-31-GE-2 развивал мощность 1700 л.с. и тягу 227 кгс. Летные испытания начались 3 ноября 1946 года. На них достигли скорости 800 км/ч и установили рекорд высоты для самолетов с ТВД - 11920 м. Но на вооружение уже принимались истребители ТРД, и от дальнейшей разработки винтовой машины отказались.



Тактико-технические характеристики : размах крыла-12,8 м, длина-10,97 м, площадь крыла 28,33 м<sup>2</sup>, вес пустого - 3580 кг, максимальный взлётный вес - 4990 кг, силовая установка : турбовинтовой General Electric XT31-GE-2 x 2300 л.с. + ТРД General Electric J31-GE-3 x 725 кг, максимальная скорость : с ТРД - 805 км/ч и без ТРД – 612 км/ч, дальность - 2000 км, потолок-11920 м, вооружение: 4 пулемёта 12,7-мм, 2 бомбы по 454 кг или 4 бомбы по 227 кг (или 4 реактивных снаряда).

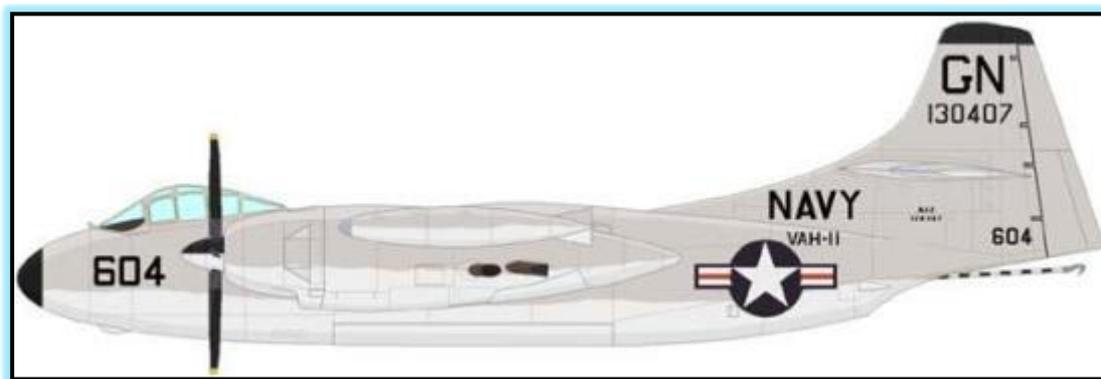
## Палубный ударный самолёт North American AJ-1 Savage

В 1946 году на фирме "Норт Америкен" началось проектирование нового, не совсем обычного палубного самолета. Разработка осуществлялась на основе требований военно-морского флота к тяжелому штурмовику и пикирующему бомбардировщику. Взлетный вес самолета не должен был превышать 25 000 кг - цифра по тем временам просто огромная. Для достижения необходимой дальности полета на машину планировалось установить более экономичные поршневые двигатели R2800 фирмы "Пратт энд Уитни" с максимальной мощностью 2200 л.с, которые прекрасно зарекомендовали себя на таких машинах, как "Мародер", "Инвейдер" и "Хэллдайвер".

В ходе разработки проекта конструкторы оказались в жестких рамках различного рода ограничений. Основными из них считались габариты и взлетно-посадочные характеристики. Первые определялись размерами самолетоподъемника и высотой ангара авианосца. Вторые - невозможностью использовать гидropневматическую катапульту при взлете сверхтяжелого бомбардировщика и особенностями посадки на палубу.

Дело в том, что посадка на палубу поршневых самолетов проходила с выключенным по команде с авианосца двигателем. Так как поршневые моторы при закрытии дросселя сразу теряют тягу до нуля, траектория посадки получается крутой. Для истребителей и других самолетов с небольшим взлетным весом это не имеет большого значения, а для бомбардировщика с посадочным весом около 20 тс крутая траектория снижения может привести к поломке шасси. Еще один важный фактор, который нельзя было не учитывать, - это скорость полета истребителей противника, превышавшая 800 км/ч.

Конструкторы фирмы "Норт Америкен" приняли простое и довольно типовое до конца 40-х годов решение - оборудовать самолет комбинированной силовой установкой, состоящей из двух поршневых и одного турбореактивного двигателя ТРД мог включаться на взлете, сокращая разбег, и на посадке, делая траекторию более полой. В бою его можно использовать как ускоритель, уходя от истребителей противника или пролетая над районом с сильной ПВО Единственным недостатком такого симбиоза можно считать проблемы с размещением ТРД и воздухозаборника. Флот одобрил общую концепцию, тем более что на его авиационных базах уже испытывались самолеты с комбинированной силовой установкой: XF15C - фирмы "Кертисс" и XFК-1 фирмы "Райан". Последний в небольшом количестве даже приняли на вооружение под громким названием "Файербол".



Окончательный проект бомбардировщика фирма представила флоту в 1947 году. Экипаж машины состоял из трех человек. Поршневые двигатели находились в обтекаемых гондолах на высокорасположенном крыле. Турбореактивный J33 фирмы "Аллисон" был установлен в хвостовой части самолета, воздухозаборник - вынесен на верхнюю часть фюзеляжа. Бомбы располагались в просторном бомбоотсеке. Оборонительного стрелкового вооружения на самолете не предусматривалось. В носовой части фюзеляжа находились две неподвижные 20-мм пушки - по замыслу конструкторов, они должны были использоваться во время штурмовых ударов.

В 1948 году закончилась постройка первого опытного образца самолета, ему присвоили обозначение **XAJ-1** и официальное название "Сэвидж" ("Дикарь"). Первый полет бомбардировщика состоялся 3

июля 1948 года с заводского аэродрома фирмы "Норт Америкен". До начала 1949 года испытания машины шли гладко, а дальше для "Сэвиджа" наступила полоса неудач.



2 февраля 1949 года первый опытный образец должен был совершить плановый полет. Экипаж занял свои места, вырулил на старт и, получив разрешение на взлет, поднял машину в воздух. Набрав высоту 1200 м, летчик начал разворот, и тут у самолета оторвались правая консоль крыла и вертикальное оперение. Расследование причин катастрофы показало, что разрушение крыла и киля произошло из-за усталости металла в месте установки механизма складывания.

В июне 1950 года фирма потеряла второй образец бомбардировщика AJ-1 загорелся в воздухе, пожар потушить не удалось.

Прошло два месяца, и в испытательном полете на третьем экземпляре самолета оторвался мотор. Кувыркаясь в воздухе, двигатель пропеллером отрубил хвостовое оперение, и "Сэвидж" вошел в безнадёжный штопор. На высоте 3000 м командир принял решение покинуть самолет.

К этому моменту испытания машины подходили к завершающей стадии. Полным ходом шли полеты с палубы авианосца "Рузвельт". При этом взлетный вес самолета ограничивался величиной 22 700 кг. Посчитав летные происшествия досадной случайностью, флот заказал 42 серийных бомбардировщика. Скорее всего моряки торопились показать всем, что у них уже есть носитель атомного оружия.

Последствия спешки не заставили себя ждать. Очередная катастрофа произошла осенью 1950 года. Четвертый опытный образец рухнул в воду сразу после взлета с палубы авианосца "Рузвельт". Фирма "Норт Америкен" прилагала всевозможные усилия к расследованию причин летных происшествий и их скорейшему устранению. После незначительных доработок "Дикарь" был принят на вооружение. Первые самолеты поступают в эскадрильи VC-5 и VC-6.

Для своего времени "Сэвидж" показывал неплохие характеристики. Максимальная скорость с тремя работающими двигателями превышала 800 км/ч. Для сравнения можно указать, что лучший реактивный бомбардировщик ВВС США В-45 "Торнадо" летал с максимальной скоростью 880 км/ч. Конечно, AJ-1 отставал в скорости от основных истребителей, но при соответствующем истребительном прикрытии вполне мог выполнять боевые задачи. Серийное производство только начиналось, а фирма уже построила новую модификацию "Сэвиджа" - AJ-2 с новыми двигателями "Турбо Циклон 18" фирмы "Райт". Всего построили 82 самолета. На базе второй модификации "Норт Америкен" выпустила 18 тяжелых самолетов-разведчиков AJ-2R, у которых в задней части бомбоотсека и в носовой части имелось фотооборудование. Разведчики летали с авианосцев "Мидуэй" и "Форрестал". Интересно отметить, что случай с отрывом двигателя повторился 10 ноября 1953 года, но уже с AJ-2. Авария произошла на палубе авианосца "Эссекс" в момент зацепления троса аэрофинишера. Лопастями пропеллера ударили по обшивке фюзеляжа в районе кресла пилота. К счастью, летчик остался жив.

До 1957 года "сэвиджи" безраздельно господствовали на палубах американских авианосцев разных классов. После ввода в строй реактивного "Скайорриора" "дикарей" стали списывать на береговые базы. Не желая расставаться с еще вполне пригодными к эксплуатации машинами, командование приняло решение переделать часть бомбардировщиков в самолеты-заправщики. Из них составили две отдельные палубные эскадрильи VAH-15 и VAH-16. Формирование первой из них закончилось в начале 1958 года. AJ-2 прекрасно справлялись с новой ролью, правда, заправлять самолеты они могли только по одному. Экипажу "Сэвиджа" из эскадрильи VAH-16 (заводской номер 134042, хвостовой код ZH) удалось установить своеобразный рекорд - 104 заправки в день. До весны 1960 года большинство "дикарей" оказались на базе складирования авиационной техники Литчфилд Парк и в дальнейшем были отправлены на слом. В 1962 году оставшиеся в составе береговых подразделений самолеты получили новое обозначение: AJ-2 - A-2B; AJ-2P - RA-2B. В боевых действиях AJ участия не принимали. В Корею их не послали по причине малочисленности, да и возможные встречи с МиГ-15 ничего хорошего не предвещали.



#### *Техническое описание.*

Тяжелый штурмовик - пикирующий бомбардировщик "Сэвидж" - это моноплан с прямым высокорасположенным крылом и однокилевым хвостовым оперением. Фюзеляж конструктивно делится на три отсека.

В переднем располагается герметичная кабина экипажа, закрытая каплевидным фонарем. В носовой части с радиопрозрачным обтекателем находится прицельная РЛС, обеспечивающая всепогодное применение самолета. В верхней части обтекателя предусмотрено прямоугольное отверстие - воздухозаборник системы охлаждения радиоэлектронной аппаратуры. В нижней части установлен каплевидный обтекатель антенны радиоконюаса.

Вход в кабину - через прямоугольную дверь с правого борта носовой части фюзеляжа. У разведчиков AJ-2P прицельную РЛС заменили на более компактную - метеорологическую, а в освободившееся место поставили фотоаппарат. Объектив этой камеры "смотрел" прямо вперед и позволял фотографировать самолеты в воздухе.

Средняя часть фюзеляжа занята бомбоотсеком, в который можно попасть из кабины через герметично закрывающийся люк. Это сделано для осмотра и подготовки к сбросу ядерной бомбы. Бомбоотсек закрывается двумя двухсекционными створками. На заправочной модификации самолета AJ-2 топливо для заправляемых самолетов находится в дополнительном баке, подвешенном в бомбоотсеке. Створки последнего имеют отверстие, в которое выходит шланг с конусом. У разведчика AJ-2P бомбоотсек разделен на две части. В передней подвешивалось вооружение, а в задней устанавливались шесть различных фотоаппаратов.



В хвостовой части фюзеляжа реданной схемы был размещен турбореактивный двигатель. Над соплом его располагались два небольших треугольных отсека реактивной струи, предохранявшие рули высоты от повреждения горячими газами. Сразу за срезом сопла находится тормозной крюк.

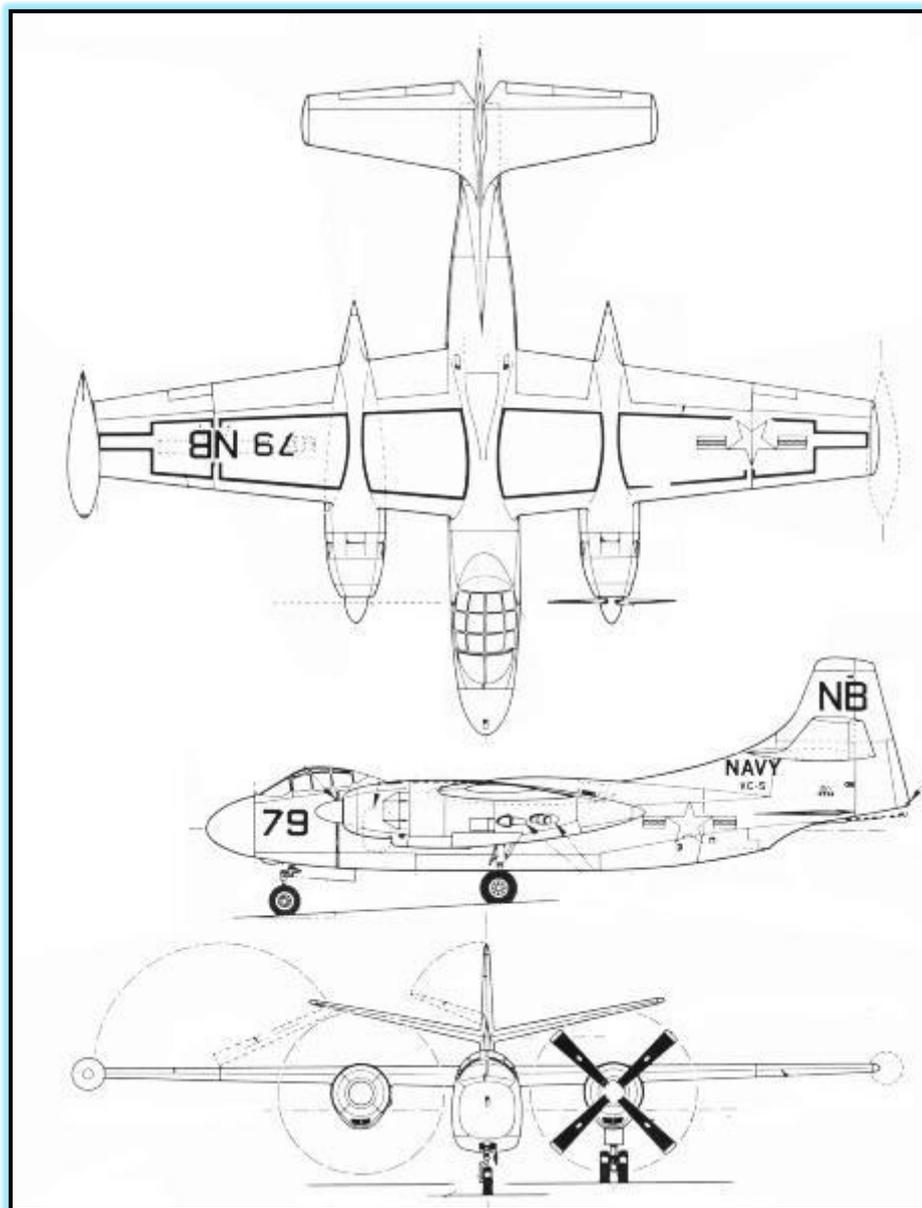
Шасси всех модификаций "Сэвиджа" трехстоечное с носовым колесом. Носовая стойка управляемая. Основные стойки имеют по два колеса и убираются в задние части мотогондол.

Крыло самолета трапециевидное, складывающееся. Под крылом подвешены обтекаемые гондолы с поршневыми двигателями, аналогичные по своей конструкции гондолам бомбардировщика "Мародер". На концах крыла возможна подвеска дополнительных топливных баков, снабженных вертикальными стабилизаторами. Механизация крыла представлена элеронами с триммерами и двухсекционными закрылками. На передней кромке правого крыла закреплена штанга приемника воздушного давления длиной 3,5 м. На бомбардировщиках первой модификации стабилизатор имел угол поперечного V в 3 град., на машинах второй модификации - 0 град. Киль самолета при размещении в ангаре авианосца складывался на правую сторону. "Сэвидж" стал первым самолетом палубной авиации со складным килем. Рули направления и высоты имеют триммеры.



Силовая установка самолета AJ-1 состоит из двух поршневых двигателей R2800-44W "Дабл Уосп" мощностью 2200 л.с. Первоначальным проектом предусматривалось использование двигателей R4360 "Уосп мейджер" фирмы "Пратт энд Уитни" от бомбардировщика B-29, но они имели большой расход топлива и от них в дальнейшем отказались. Двигатели приводят во вращение два четырехлопастных винта диаметром 4,47 м с изменяемым шагом фирмы "Гамильтон Стандарт". На бомбардировщиках AJ-2 устанавливались двигатели R3350 "Турбо Циклон 18" мощностью 3250 л.с. Турбореактивный двигатель J33-A-10 фирмы "Аллисон" работал на бензине и форсировался впрыском воды в компрессор. Максимальная тяга 2087 кг. Топливо для силовой установки размещалось в крыле и фюзеляжных топливных баках.

Вооружение бомбардировщика "Сэвидж" состоит из свободнопадающих бомб, торпед или морских мин общей массой до 2000 кг. В носовой части фюзеляжа неподвижно закреплены две 20-мм пушки с боезапасом по 180 снарядов на ствол. Самолет способен нести ядерное оружие.



Тактико-технические характеристики : размах крыла-22,91 м, длина-19,2 м, максимальный взлётный вес - 24500 кг, силовая установка : 2 поршневых Pratt Whitney R-2800-44 х 2400 л.с. + ТРД Allison J33-A-19 х 2087 кг, максимальная скорость : с ТРД - 760 км/ч и без ТРД – 600 км/ч, боевой радиус действия - 1650 км, потолок-13100 м, вооружение : 2 пушки 20-мм (по 180 снарядов), бомбы (в том числе ядерные) до 2000 кг.

Модификация **A-2 Savage** является развитием палубного штурмовика AJ Savage, его первоначальное обозначение AJ-2 Savage. Самолет в первую очередь предназначался как средство доставки ядерного оружия. Первый полет самолета состоялся 19 февраля 1953 года. Самолеты AJ-2 (позднее A-2B), выпуск которых составил 70 машин отличались от предшественника хвостовым оперением, дополнительным запасом топлива и двигателями.

На базе самолета было создано 30 разведывательных самолетов **AJ-2P**. Они имели измененную носовую часть для установки фотокамер. Первый образец варианта AJ-2P поднялся в воздух 6 марта 1952 года. После принятия на вооружение штурмовика A3D(A-3) Skywarrior, самолеты AJ-2 были переоборудованы в заправщики. В этой роли они прослужили до середины 60-х годов.

## Патрульный бомбардировщик *Martin P4M Mercator*

Во время войны ВМФ США неоднократно предпринимал попытки получить противолодочный и противокорабельный бомбардировщик с высокими летными характеристиками и большой дальностью полета за счет использования силовой установки смешанного типа. Патрульный бомбардировщик *Martin Model 219* был результатом одной из таких попыток. Два опытных образца XP4M-1 были заказаны 6 июля 1944 года и первый из них поднялся в воздух 20 сентября 1946 года.



Это был свободнонесущий высокоплан с убирающимся трехстоечным шасси с носовым колесом. Его силовая установка состояла из двух звездообразных двигателей Pratt & Whitney R-4360-4 Wasp Major, но в обеих гондолах было еще по турбореактивному двигателю Allison J33-A-17. По завершению затянувшейся стадии разработки в 1950 году были построены 19 серийных машин **P4M-1 Mercator**.



Эта машина уступила в ходе конкурса самолёту *Lockheed P2V Нептун*, который и строился крупной серией.

Носовая стойка шасси убиралась назад, а подкрыльевые стойки убирались в гондолы двигателей так, что колёса немного выступали из створок. Оборонительное вооружение состояло из четырёх 20-мм пушек (по две в носовой и хвостовой установках) и двух 12,7-мм пулемётов в башне сверху фюзеляжа.

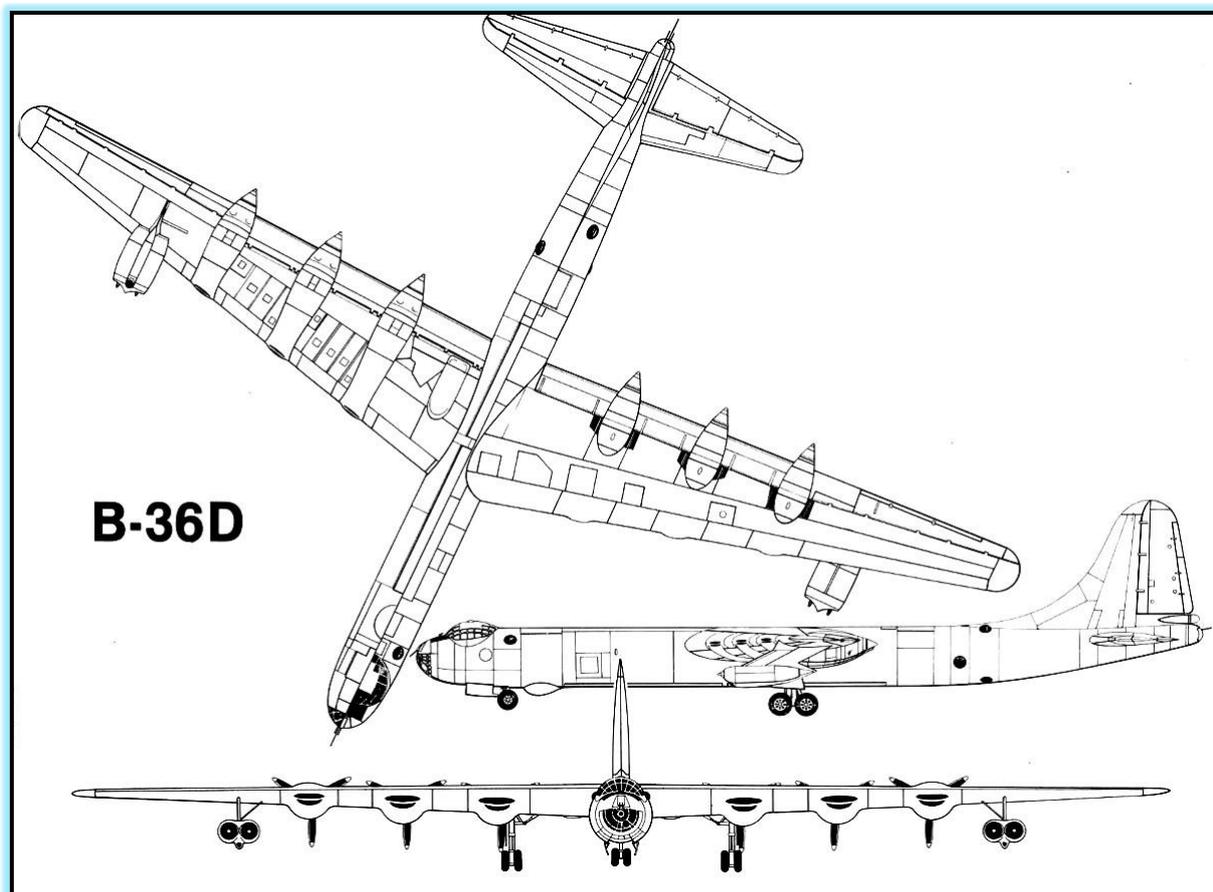
Начиная с октября 1951 года «Меркаторы» совершали разведывательные полёты с американской базы Стенли на Филиппинах и позже с базы Ивакуни в Японии вдоль побережья Вьетнама, Кореи, Китая и дальневосточного побережья СССР. Один «Меркатор» был сбит над Китаем, в районе Шанхая, 22 августа 1956 года. Весь экипаж в 16 человек погиб. Другой самолёт был атакован корейскими МиГ-17 16 июня 1959 года и с большими повреждениями дотянул до базы. Также один самолёт вылетевший из

Марокко был атакован советским МиГ-17 в воздушном пространстве Украины, вернулся от боя, но истратив топливо при полёте на реактивной тяге упал в Средиземное море.



Тактико-технические характеристики : размах крыла-34,75 м, длина-25,5 м, площадь крыла-121,79 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес - 40088 кг, силовая установка : 2 поршневых Pratt Whitney R-4360-4 Wasp Major x 3250 л.с. + 2 ТРД Allison J33-A-23 x 2087 кг, максимальная скорость - 660 км/ч, крейсерская скорость – 546 км/ч, боевой радиус действия - 2250 км, потолок - 10545 м, вооружение : 4 пушки 20-мм, 2 пулемёта 12,7-мм, до 2272 кг бомб, торпед и прочей нагрузки в отсеке.

\* Также комбинированной силовой установкой из поршневых и турбореактивных двигателей (с целью увеличения скорости и потолка в районе цели) оснащались некоторые модификации стратегического бомбардировщика *Convair B-36*. Такие как *B-36D*, *B-36H* и *B-36J*.



Самолёт оснащался шестью поршневыми 28-цилиндровыми звездообразными двигателями воздушного охлаждения «Пратт энд Уитни» R-4360-53 мощностью по 3800 л.с. с толкающими винтами и четырьмя ТРД J47-GE-19 тягой по 2360 кг в спаренных подкрыльевых гондолах.

\*\* Модификация патрульного бомбардировщика *Локхид «Нептун» - P-2H* оснащалась силовой установкой из двух поршневых двигателей Wright W32 мощностью по 4000 л.с. и двух ТРД J-34-WE-36 со статической тягой 1540 кг.



Самолёт оснащался радаром AN/APS-20. Уменьшены топливные баки на концах крыльев и улучшена их обтекаемость. Первые самолёты этой модели несли носовую и хвостовую турели, однако в дальнейшем турели были убраны, перепланирована кабина пилота, а в хвостовой части установлен магнитный датчик (MAD). Для самообороны оставлена средняя турель со спаренными 12,7-мм пулемётами. Боевая нагрузка увеличена до 4500 кг.

Модификация **P2V-7S (SP-2H)** представляла собой противолодочный самолёт, оснащённый гидроакустическими буями Julie/Jezebel, а также средствами электронного противодействия.

Модификация **P2V-7L/7LP (LP-2J)** представляла собой самолёт для Антарктических исследований. Радар APS-20 демонтирован, вместо него установлен радар APS-31 в передней части одного из топливных баков на концах крыльев. Установлены дополнительные электрогенераторы, обогреватели мотогондол, шасси оснащено лыжами. Три самолёта модификации 7L переоборудованы в 7LP путём установки триангуляционных камер.

Модификация **NP-2H** использовалась ЦРУ для ночной разведки в операции «Muddy Hill». На ней была установлена ночная телекамера, радар для следования рельефу местности, панорамная камера в хвостовой части, противопожарная пена в крыльевых баках. На них также стояли бронированные сиденья для первого и второго пилотов, снятые с вышедших из строя вертолётов. Был построен только один самолёт этой модификации.

Модификация **AP-2H** представляла собой ночную и всепогодную «летающую канонерку». Вместо магнитного датчика установлена хвостовая 20-мм турель Aero 11/A, радар SPS-20 заменён более

компактным APQ-20, установленным позади крышки переднего шасси. Под кабиной пилотов установлены инфракрасные датчики и телекамера для ночной съёмки. Установлены скорострельные 7,62-мм револьверные пулемёты Minigun и 40-мм гранатомёт. Самолёты использовались ВМФ США во время операций в Юго-Восточной Азии с конца 1967 по весну 1969 года. Участвовали в операции «Igloo White» (воздушная постановка датчиков движения на путях перемещения войск), а также в напалмовых бомбардировках.

Модификация **DP-2H** предназначалась для управления беспилотными самолётами.

Модификация **EP-2H** представляла собой ретранслятор сигналов телеметрии от беспилотных самолётов.

В модификации **OP-2H** радар APS-20 заменён более компактным, установленным под передней турелью. Демонтирована большая часть противолодочных средств, включая магнитный датчик в хвостовой части. Установлена подвеска 7,62-мм пулемёта M60 для стрельбы из салона, а также точки подвески дополнительных пулемётов. В обтекателе в задней части фюзеляжа установлена телекамера. Этот самолёт использовался для сбрасывания датчиков движения на «тропу Хошимина» во время войны во Вьетнаме (операция «Igloo White»).

Подобной силовой установкой оснащалась модификация **P-2J**, которая строилась по лицензии в Японии.



\*\*\* Комбинированной силовой установкой также оснащались три первых опытных образца самолёта **XTB3F-1**.





Самолёт создан специалистами французской фирмой «Breguet Aviation». На ранней стадии разработки газотурбинных двигателей многими конструкторами военных самолетов была избрана концепция смешанной силовой установки, которая предлагала экономичное использование турбовинтового двигателя для крейсерского полета на большое расстояние и наличие дополнительного турбореактивного двигателя для взлета с тяжелой боевой нагрузкой или для обеспечения высокой скорости в бою.



Компания Breguet выбрала такую силовую установку для палубного штурмовика Breguet 960 Vultur с турбовинтовым двигателем Armstrong Siddeley Mamba 1 (мощностью 980 л.с.) в носовой части и турбореактивным двигателем Hispano-Suiza (Rolls Royce) Nene 01 (тяга 2200 кгс) в хвостовой части фюзеляжа. На втором прототипе самолета была установлена силовая установка состоящая из Armstrong Siddeley Mamba 3 (мощностью 1200 л.с.) и Hispano-Suiza (Rolls Royce) Nene 104 (тяга 2270 кгс).



Опыт, приобретенный в ходе эксплуатации самолета Vultur, привел к отказу ВМС Франции от идеи применения подобной силовой установки для штурмовиков. Вместо этого компания Breguet получила контракт на разработку на основе аппарата Vultur трехместного палубного противолодочного самолета получившего обозначение Br.965. Позднее ставший серийным противолодочным самолетом Br.1050 Alize.

Тактико-технические характеристики : размах крыла-16,7 м, длина-13,35 м, площадь крыла-36,3 м<sup>2</sup>, максимальный взлётный вес - 9800 кг, силовая установка : ТВД Armstrong Siddeley Mamba III x 1200 л.с. + ТРД Hispano-Suiza (Rolls Royce) Nene 104 x 2270 кг, максимальная скорость - 900 км/ч, крейсерская

скорость – 400 км/ч, продолжительность полёта - 4,5 часа, потолок - 8900 м, вооружение : 2 пушки 30-мм (по 200 снарядов), до 1000 кг боевой нагрузки (бомбы, НАР) на четырёх узлах подвески.

### **Источники :**

#### **Интернет:**

<http://ru.wikipedia.org> ,  
[www.dogswar.ru](http://www.dogswar.ru),  
<http://www.airwar.ru/>,  
<http://www.alireggiane.com/>,  
<http://www.aviation-time.kiev.ua>,  
<http://www.testpilot.ru>,  
<http://sewar.ru>,  
<http://www.sovplane.ru>,  
<http://crimso.msk.ru/>,  
[http://ser-sarajkin.narod2.ru/ALL\\_OUT/AiKOut10/tivindx.htm](http://ser-sarajkin.narod2.ru/ALL_OUT/AiKOut10/tivindx.htm),  
<http://www.aviafrance.com/aviafrance1.php>.

#### **Журналы:**

«Авиация и космонавтика» №7-8 за 2004 год («Первые реактивные самолёты Сухого», В.Проклов),  
«Самолёты мира» №2 за 1995 год («Полуреактивные истребители ЦАГИ», Н.Валуев),  
«Моделист-конструктор» №6 за 2000 год («Палубная авиация США. Истребитель «Файерболл», А.Чечин),  
«Моделист-конструктор» №12 за 1997 год («Палубная авиация США. Последний из поршневых», А.Чечин),  
«Крылья Родины».

#### **Книги:**

«Авиация Люфтваффе» (Шунков В.Н.),  
«Секретные проекты истребителей люфтваффе»,  
«Секретные проекты бомбардировщиков люфтваффе»,  
«Крылья России» (В. Багратионов),  
«Самолёты страны Советов»,  
«История конструкций самолётов в СССР. 1938-1950» (В.Шавров),  
«Боевые самолёты Микояна» (Н.Якубович),  
«Самолеты МиГ 1939-1995» (Р.Беляков, Ж. Мармен),  
«Американские военные самолеты ВМВ» (Дэвид Дональд) ,  
«Огненные крылья. История реактивной авиации СССР. 1930-1946» (М. Евтифьев),  
«Истребители Як периода Великой Отечественной войны» (А.Т. Степанец),  
«Отечественные бомбардировщики» (С.М.Ганин, А.Б.Карпенко, В.В. Колногоров),  
«Реактивные истребители мира» (В.Багратионов),  
«MiG Aircraft since 1937»,  
«Soviet X-Planes (Y.Gordon & B.Gunston),  
«American Aircraft Of The WW2» (David Mondey),  
«Curtiss Aircraft 1907-1947» (Peter M. Bowers),  
«Luftwaffe Secret Projects. Ground Attack Aircraft»,  
«US Naval Fighters» (Lloyd S. Jones),  
«US Fighters Army-Air Force 1925-1980» (Lloyd S. Jones).

#### **Личный архив автора**