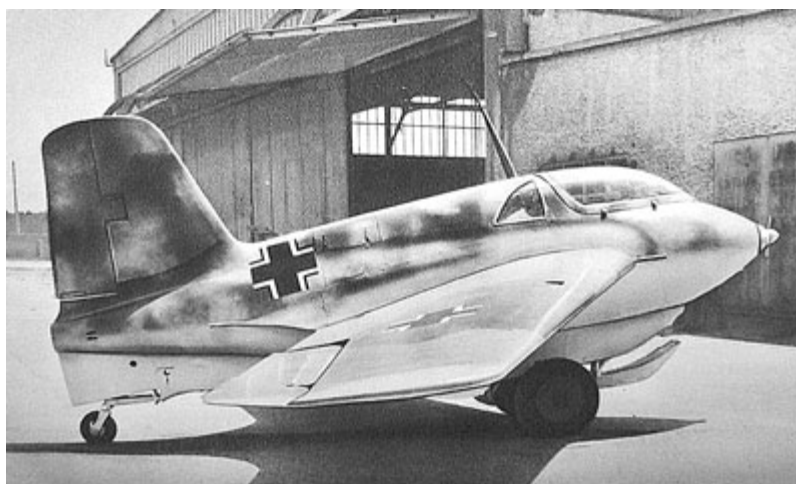


Михаил Егорович Козырев Вячеслав Михайлович Козырев Реактивная авиация Второй мировой войны



Михаил Егорович Козырев, Вячеслав Михайлович Козырев Реактивная авиация Второй мировой войны



Введение

Первые реактивные самолеты появились перед началом Второй мировой войны. В 1939 г. в воздух поднялись экспериментальные самолеты He 176 (20 июня) и He 178 (27 августа),

созданные в Германии на фирме «Хейнкель». Затем с небольшой разницей во времени совершили свои первые полеты самолеты других стран – РП-318-1 (СССР) весной 1940 г., СС.2 (Италия) в августе 1940 г., Е.28/39 (Англия) в мае 1941 г. К концу войны реактивные самолеты уже состояли на вооружении военно-воздушных сил четырех стран – Германии (Ar 234, He 162, Me 163, Me 262), Англии (G.41A Meteor), США (P-59A Airacomet, P-80A Shooting Star) и Японии (самолеты-снаряды «Ока»).

Такое бурное развитие авиационной техники впечатляет – ведь всего за немногим более трех с половиной десятков лет, прошедших со времени полета первого в мире самолета братьев Райт (США) в 1903 г., появились мощные реактивные двигатели, а максимальная скорость самолетов увеличилась с 80–90 до почти 1000 км/ч. Однако при внимательном рассмотрении оказывается, что в этом нет ничего сверхъестественного, так как подготовительный этап создания реактивной авиации начался, фактически, еще задолго до появления первых самолетов братьев Райт, А. Сантос-Дюмона, Л. Блерио, Г. Вуазена, А. Фармана и др. К идее применения реактивной тяги для осуществления полета летательного аппарата человечество пришло еще в первой половине XIX в.

Так, например, немец Ф. Маттис в 1835 г. указывал на возможность применения порохового двигателя для полета воздушного змея, а также упоминал о возможности создания на этом принципе пилотируемого летательного аппарата. Спустя два года, также в Германии, В. фон Сименс опубликовал проект реактивного самолета, использовавшего реактивное действие струй водяных паров или сжатого углекислого газа. Однако оба этих проекта имели существенный недостаток – для практических целей они не годились, так как время работы двигателя было очень маленьким, да и самих двигателей в то время не существовало.

В середине 60-х гг. XIX в. француз Ш. де Луврие предложил проект самолета, оснащенного двумя реактивными двигателями – предшественниками пульсирующих воздушно-реактивных двигателей. Испанец П. Маффийотти разрабатывал проект аппарата с двигателем, который являлся прообразом прямоточного воздушно-реактивного двигателя. В России Н.М. Соковнин работал над проектом управляемого аэростата, приводимого в движение реактивным двигателем, а Н.А. Телешов – над проектом самолета с воздушно-реактивным двигателем, прообразом пульсирующего двигателя. В Англии Д. Батлер и Э. Эдвардс запатентовали конструкцию реактивного самолета с паровым двигателем.

В 80-х гг. XIX в. проблемой использования реактивного двигателя для летательных аппаратов занимался русский изобретатель С.С. Неждановский. Среди его разработок были аппараты с реактивными двигателями, работающими на сжатом газе, водяном паре, смеси нитроглицерина со спиртом или глицерином и воздухом. В 1881 г. Н.И. Кибальчич разработал проект пилотируемого порохового ракетного летательного аппарата, в 1886 г. А.В. Эвальд провел опыты с моделью самолета, снабженной пороховым ракетным двигателем. В 1887 г. киевский инженер Ф.Р. Гешвенд опубликовал брошюру «Общее основание устройства воздухоплавательного паролета (паролета)», в которой он описал аэроплан с паровой реактивной установкой. По оценке Ф.Р. Гешвенда перелет «паролета» с одним летчиком и тремя пассажирами на борту по маршруту Киев – Петербург мог быть осуществлен за шесть часов с пятью-шестью остановками для заправки горючим (керосин).

В 1903 г. русский ученый К.Э. Циолковский опубликовал свой труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», в котором, в частности, предложил пилотируемую ракету с двигателем на жидком топливе (кислородно-углеводородное и кислородно-водородное). Генерал-майор М.М. Поморцев проводил в 1902–1907 гг. эксперименты с крылатыми ракетами собственной конструкции. Помимо этого М.М. Поморцев в 1905 г. предложил проект «пневматической» ракеты, использующей в своем двигателе в качестве окислителя сжатый воздух, а в качестве горючего – бензин или эфир, этот двигатель, фактически, стал прообразом жидкостного ракетного двигателя. В 1907 г. Н.В. Герасимов подал заявку и в 1912 г. получил привилегию (патент) на устройство

пороховой ракеты с гироскопической стабилизацией.

В 1908 г. француз Рене Лорен предложил использовать на летательном аппарате в качестве силовой установки прообраз мотокомпрессорного воздушно-реактивного двигателя, или, как его часто называют, ВРДК. Идею создания ВРДК практически одновременно и независимо друг от друга развивали Рене Лорен, Анри Коанда и Александр Горохов. В годы Первой мировой войны Р. Лорен совместно с французской фирмой «Леблан» разработал проект самолета-снаряда с ВРДК.

Практические же работы по созданию реактивных двигателей и реактивных самолетов начались в 1920-х гг., в основном благодаря усилиям энтузиастов. В 1921 г. американец Р. Годдард провел испытание первого экспериментального жидкостного ракетного двигателя. 16 марта 1926 г. им был осуществлен первый запуск экспериментальной ракеты с двигателем, работавшим на жидком кислороде и бензине. В Германии в 1928 г. впервые совершили полеты экспериментальные планеры с пороховыми ракетами в качестве двигателя – в мае Opel RK 22, а в июне Ente («Утка»). В 1929 г. Г. Оберт приступил к стендовым испытаниям своих ЖРД.

Италия стала первой страной, в которой реактивная авиация начала официально разрабатываться для военных целей. Самолет Caproni-Campini CC.2, впервые взлетевший в августе 1940 г., финансировался в рамках контракта, который Regia Aeronautica (королевская авиация Италии) выдала еще в 1934 г. Однако, несмотря на принятую в 1938 г. на государственном уровне «Программу R», целью которой было количественное и качественное совершенствование итальянской авиации, для реализации «Программы R» денег у правительства не хватило, поэтому до выхода Италии из войны в сентябре 1943 г. самолет CC.2 так и остался на стадии испытаний двух опытных образцов.

В Германии сразу же после создания в 1934 г. министерства авиации (Reichsluftfahrtministerium – RLM), которое возглавил Г. Геринг, развитие боевой реактивной техники стало одной из первоочередных задач. Уже в феврале 1935 г. майор В. фон Рихтгофен, руководитель исследовательского отдела технического департамента RLM, выдвинул идею создания ракетного истребителя-перехватчика. Осенью 1938 г. представитель RLM Х. Шельп посетил различные двигателестроительные фирмы страны, чтобы поторопить их начать работы над реактивными двигателями различных типов, в том числе и над турбореактивными двигателями. Фирмам, изъявившим желание работать в данной области, таким как BMW, «Брамо» и «Юнкерс», в течение 1939 г. были предоставлены первые контракты на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы. Вся информация о реактивных двигателях была строго засекречена, обработкой ее и рассылкой по самолетным фирмам занималась специальная комиссия по реактивным двигателям Arbeitsgemeinschaft Strahltriebwerke, созданная при RLM в декабре 1942 г.

Первой немецкой фирмой, приступившей к работам по реактивным самолетам, стала фирма «Хейнкель», затем к работам в этом направлении подключились «Физелер», «Мессершмитт», а затем «Арадо», «Бахем», «Блом и Фосс», BMW, «Дорнье», «Фокке-Вульф», «Гота», «Хеншель», «Юнкерс», «Шкода», «Зомбольд», «Цепелин», то есть практически все ведущие самолетостроительные фирмы Германии. Со второй половины 1942 г., когда инициатива постепенно стала переходить к союзникам, количество программ создания новых типов немецкой авиатехники резко возросло, причем большая часть из них касалась разработки реактивных самолетов и крылатых ракет. В рамках этих программ, например, разрабатывались такие реактивные самолеты, как:

- тяжелый истребитель;
- средний бомбардировщик;
- дальний бомбардировщик, способный достичь Атлантического побережья США (программа Amerika-Bomber);
- скоростной ударный самолет (программа «1000–1000– 1000»);
- легкий истребитель (программа Volksjager);
- истребитель-«малютка» (программа Miniaturjager);

- носимые истребители и бомбардировщики;
- объектовый истребитель-перехватчик;
- составные самолеты схемы «Мистель» (программа «Бетховен»);
- пилотируемый самолет-снаряд и т. п.

В результате с 1944 г. на вооружение люфтваффе последовательно поступили ракетный перехватчик Me 163, тяжелый истребитель Me 262, разведчик Ar 234, самым последним успел войти в строй легкий истребитель He 162.

В январе 1930 г. англичанин Ф. Уиттл подал в патентное ведомство заявку на конструкцию первого в мире турбореактивного двигателя с центробежным компрессором. Однако реализовать свое изобретение он смог только в 1937 г. за счет собственных средств, и только после этого получил контракт от английских ВВС на производство своего двигателя. Помимо этого министерство авиации подключило в помощь к Ф. Уиттлу фирмы «Роллс-Ройс», «Ровер», «Де Хэвилленд» и др., в результате чего в мае 1941 г. впервые поднялся в воздух экспериментальный самолет фирмы «Глостер» G.40 Pioneer, а на вооружение ВВС Англии в середине 1944 г. поступила первая партия истребителей G.41 Meteor F.Mk I, которые до конца войны применялись в системе ПВО страны.

Во Франции работы в области реактивной авиации начались в середине 1930-х гг. с создания самолетов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, но были прерваны в 1940 г. в связи с оккупацией Франции немецкими войсками.

В Советском Союзе работы по применению реактивных двигателей в авиации начались в конце 1920-х – начале 30-х гг. в ГДЛ и ГИРД, а после слияния ГИРД и ГДЛ продолжились в РНИИ НКТП. В 1936 г. известный советский авиаконструктор К.А. Калинин приступил к проектированию первого в мире истребителя-«бесхвостки» К-15 с ракетным двигателем и дельтовидным крылом. Однако вскоре К.А. Калинин был репрессирован по ложному обвинению, а работы по истребителю прекратили. Летом 1938 г. планировались летные испытания первого советского ракетоплана РП-318-1 С.П. Королева, но из-за волны репрессий, прошедшей по стране, самолет смогли подготовить и поднять в воздух только в конце февраля 1940 г. К этому времени первым в мире ракетопланом уже стал экспериментальный самолет He 176.

В СССР с 1931 г. под руководством А.В. Квасникова велись исследования в области сложных силовых установок различных схем. В частности, им были изучены процессы в прототипах ВРДК, а также была получена формула для определения эффективной мощности на валу воздушного винта ВРДК в зависимости от параметров режимов работы каждого из его составляющих агрегатов. В 1934 г. под руководством В.В. Уварова была создана и успешно испытана первая высокотемпературная газотурбинная установка ГТУ-1, ставшая прообразом будущих турбовинтовых и турбореактивных двигателей. В 1936 г. был разработан первый в мире проект самолета с турбореактивным двигателем конструкции А.М. Люльки. На основе исследований, проводившихся с 1937 г., А.М. Люлька подал в 1938 г. заявку на изобретение двухконтурного турбореактивного двигателя, авторское свидетельство на это изобретение ему выдали 22 апреля 1941 г.

Однако в довоенное время советское руководство относилось к реактивной авиации настороженно, считая ее экзотикой. И для этого были серьезные основания. Дело в том, что в довоенные годы основным тормозом в развитии нашего самолетостроения было низкое качество поршневых двигателей. С целью ускорения выхода из создавшегося положения был закуплен за рубежом в 1935 г. ряд лицензионных двигателей для их производства на вновь построенных авиадвигательных заводах. В Рыбинске на заводе № 26 на основе французского двигателя «Испано-Сюиза» выпускались отечественные аналоги М-100, М-100А, а затем М-103, М-104, М-105. В Перми на заводе № 19 на основе американского двигателя «Райт» выпускался аналог М-25, а позднее М-62, М-63, М-82. В Запорожье на заводе № 29 было запущено производство французского двигателя «Гном-Рон» под обозначением М-85, а затем М-86, М-87, М-88А, М-88. В Москве на заводе № 24 выпускались двигатели М-34 (АМ-34Р, АМ-34РН, АМ-34ФРН), АМ-35, АМ-35А.

Тем не менее принятые меры не смогли кардинально решить вопрос с серийным выпуском мощных и надежных силовых установок. Наши авиаконструкторы, в большинстве своем, разрабатывали свои самолеты под двигатели, которые либо находились в стадии разработки, либо в опытном производстве, а в лучшем случае это были двигатели опытной серии, но еще не доведенные до нужного уровня надежности. Поэтому лишь с появлением в последние годы войны у немцев серийных реактивных самолетов Государственный Комитет Обороны принял решение об активизации работ по постройке реактивных двигателей и реактивных самолетов. Несмотря на то что до окончания войны в Советском Союзе было разработано несколько проектов реактивных самолетов, на вооружение советских ВВС такие самолеты не поступали.

США позже, чем Англия, СССР и Германия, включились в процесс создания реактивной авиации. Поскольку реактивные двигатели в то время американская промышленность не производила, то этот вопрос решили другим путем – весной 1941 г. между США и Англией было достигнуто соглашение о помощи американской стороне в налаживании производства ТРД Ф. Уиттла. И уже через четыре года, в мае 1945 г., на вооружение ВВС США поступили первые самолеты Р-59 и Р-80, оснащенные американскими двигателями, но в боевых действиях они не участвовали.

В Японии, как и в США, своих реактивных двигателей не было ни в предвоенные годы, ни в первой половине войны. Ход войны стал вызывать беспокойство у японского командования в 1942–1943 гг., когда вооруженные силы союзников все ближе подбирались к Японским островам. Именно тогда стал обсуждаться вопрос о необходимости использования в боевых действиях реактивной авиации. Этот вопрос японцы решили, обратившись за технической помощью к Германии, своему политическому партнеру по пакту ось Берлин – Рим– Токио. К концу войны в Японии было разработано несколько проектов реактивных самолетов («Ока» моделей 33, 43 и 53, Ки-162, J9Y, К-200 и др.), но в боевых действиях успели принять участие только самолеты-снаряды «Ока», пилотируемые летчиками-камикадзе.

В настоящей книге приводятся сведения о проектах самолетов с различными типами реактивных двигателей, разрабатывавшихся как в довоенные годы, так и во время Второй мировой войны в Англии, Германии, Италии, СССР, США, Франции и Японии. Часть из этих проектов была доведена до стадии серийного производства или опытного образца, часть не завершена из-за окончания войны, часть прекращена на стадии проектирования из-за изменившейся обстановки на фронтах, а некоторые так и остались на уровне технических предложений.

Даны краткие сведения об истории развития реактивных двигателей (РДТТ, ЖРД, ПВРД, ПуВРД, ВРДК, ТРД и др.), приведены характеристики летательных аппаратов, оснащенных соответствующими двигателями, а также сведения о боевых операциях, в которых эти летательные аппараты участвовали. Большой объем иллюстративных материалов поможет читателю получить более полное представление об этапе зарождения реактивной авиации. Книга предназначена для широкого круга читателей.

1. Самолеты с ракетными двигателями твердого топлива

Ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ) называется двигатель, в котором горючее и окислитель представляют собой единую твердую массу, находящуюся непосредственно в камере сгорания, что исключает необходимость в использовании баков для хранения компонентов и систем для их подачи. Простейшим примером такого двигателя является пороховая ракета.

Наиболее древним документальным источником, подтверждающим первое военное применение пороховых ракет, является китайская хроника «Тунлянь Канму». В этой хронике рассказывается о том, что при осаде Пекина монголами в 1232 г. оборонявшиеся китайцы использовали новый вид оружия, так называемые «огненные стрелы», которые являются

первыми ракетами на черном порохе, полученном из древесного угля и селитры.

Согласно древней легенде, первую в мире попытку полета при помощи ракет предпринял в 1500 г. китайский мандарин Ван Гу. Его летательный аппарат состоял из двух больших воздушных змеев с закрепленным между ними креслом, в качестве двигателя использовались 47 пороховых ракет. Итог этого полета был неутешителен – мандарин погиб.

Прошли столетия, прежде чем изобретатели обратились к идее применения пороховых ракет в качестве двигателя в воздухоплавании. Так, например, немец Ф. Маттис в 1835 г. указывал на возможность применения порохового двигателя для полета воздушного змея, а также упоминал о возможности создания на этом принципе пилотируемого летательного аппарата.

Однако только в 20-х гг. XX в. началось практическое применение твердотопливных ракет в качестве двигателей летательных аппаратов. Впервые РДТТ применил на транспортном средстве немецкий автомобилестроитель Фриц фон Опель. Последовательно испытал ракетные двигатели на велосипеде и мотоцикле, он установил на своем гоночном автомобиле Opel-Rak I блок из 12 пороховых ракет, во время испытаний 12 апреля 1928 г. этот автомобиль достиг максимальной скорости 112 км/ч. Модернизированный автомобиль Opel-Rak II, который имел двигатель из 24 ракет, достиг 23 мая 1928 г. максимальной скорости 200 км/ч.

Следующим шагом стала установка РДТТ на летательный аппарат. В Германии был разработан первый самолет-ракетоплан Opel RK 22, испытанный в мае 1928 г. За ним появился самолет Александра Липпиша Ente («Утка»), который представлял собой планер, оснащенный двумя пороховыми ракетами. Во время испытаний 11 июня 1928 г. Ente пролетел расстояние в 1200 м за одну минуту. Фон Опель пилотировал 30 сентября 1928 г. планер, оснащенный уже 16 пороховыми ракетами, планер во время полета развил максимальную скорость 152 км/ч. Немец Г. Эспенлауб начал в 1928 г. постройку своего самолета (ракетопланера) E-15 с РДТТ. Во время первого испытательного полета 22 октября 1929 г. ракетопланер загорелся, но Эспенлауб сумел благополучно посадить аппарат.

В Советском Союзе эксперименты по применению твердотопливных реактивных двигателей в качестве стартовых ускорителей для самолетов начались с 1930 г. в Газодинамической лаборатории (ГДЛ) под руководством В.И. Дудакова. Первый полет учебного самолета У-1 с РДТТ в качестве дополнительного двигателя состоялся в мае 1931 г. Вскоре после этого начались исследования возможности оснащения ускорителями тяжелого бомбардировщика ТБ-1. В 1933 г. на ТБ-1 устанавливались шесть ускорителей, по три с каждой стороны фюзеляжа в местах разъема консолей крыла и центроплана. Существовало два варианта их размещения: в первом варианте все ускорители крепились сверху крыла (самолет № 614), во втором варианте – по одному ускорителю сверху и по два снизу (самолет № 726). Общий вес порохового заряда составлял 60 кг, а средняя величина тяги достигала 10 400 кгс в течение 2 секунд. Завершившиеся в октябре 1933 г. испытания показали, что в результате установки шести пороховых ракет длина разбега самолета ТБ-1 весом 7000 кг уменьшается с 330 до 80 м, а при весе самолета 8000 кг – с 480 до 110 м.

В 1935–1936 гг. испытывались истребители И-4 и И-15 с целью отработки РДТТ для кратковременного и резкого повышения скорости машины. Однако РДТТ в советских ВВС не нашли широкого применения, во время войны только проводились эксперименты с установкой пороховых ускорителей на самолеты, например в 1943 г. на бомбардировщик Пе-2.

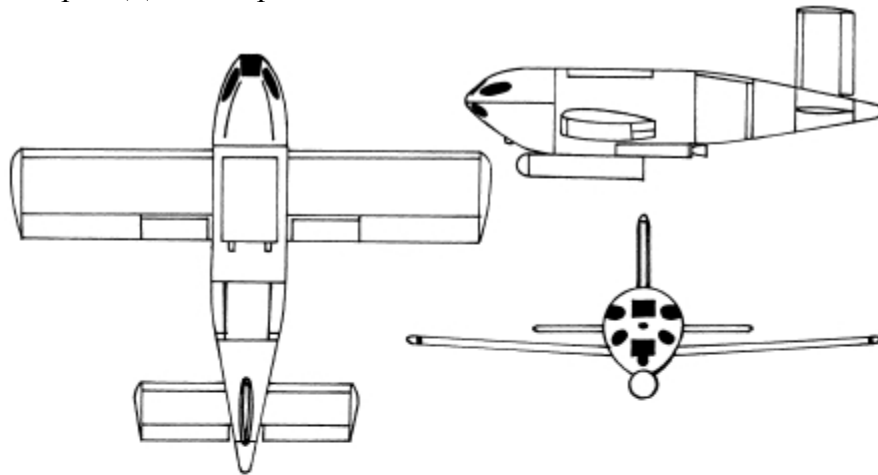
Во время Второй мировой войны РДТТ широко применялись в авиации Германии и Японии в качестве стартовых ускорителей, однако в самом конце войны постоянно ухудшавшаяся для этих стран военная обстановка стала причиной появления проектов боевых самолетов, у которых РДТТ предполагалось использовать в качестве основной силовой установки. К таким относились немецкие проекты Me P.1103/I, Rammer, Eber, Fliegende Panzerfaust, Si Mistel и японские проекты «Ока» и «Синрю». Японская авиация с марта 1945 г. применяла самолеты «Ока» для самоубийственных атак кораблей союзников.

Германия

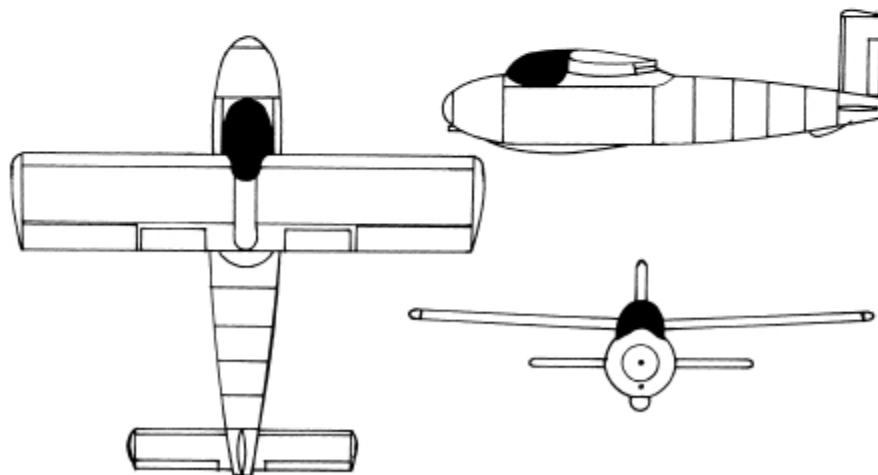
Me P.1103/I

В 1944 г. фирма «Мессершмитт» разрабатывала два варианта мини-перехватчика Me P.1103. Первый вариант проекта, Me P.1103/I Panzerjäger («Бронированный истребитель»), был разработан к 6 июля 1944 г. Конструкция самолета выполнялась в основном из дерева, крыло имело стальной лонжерон. Летчик залезал в кабину через верхний люк и располагался в ней лежа. Под ложем летчика устанавливалась пушка МК 108 калибра 30 мм и могла подвешиваться ракета 21-cm-Nebelwerfer, в качестве силовой установки под фюзеляжем располагались четыре РДТТ Rheinmetall-Borsig RI 502.

Перехватчик взлетал на сбрасываемой стартовой тележке на буксире за самолетом-буксировщиком Bf 109G или Me 262. После отцепки от буксировщика летчик перехватчика запускал ракетные двигатели, осуществлял атаку цели и уходил из зоны боевых действий на свою базу. Затем, сбросив носовую часть кабины, летчик покидал самолет с парашютом, самолет же опускался на своем парашюте на землю, чтобы использоваться повторно. Дальше проекта дело не пошло.



Me P.1103/I

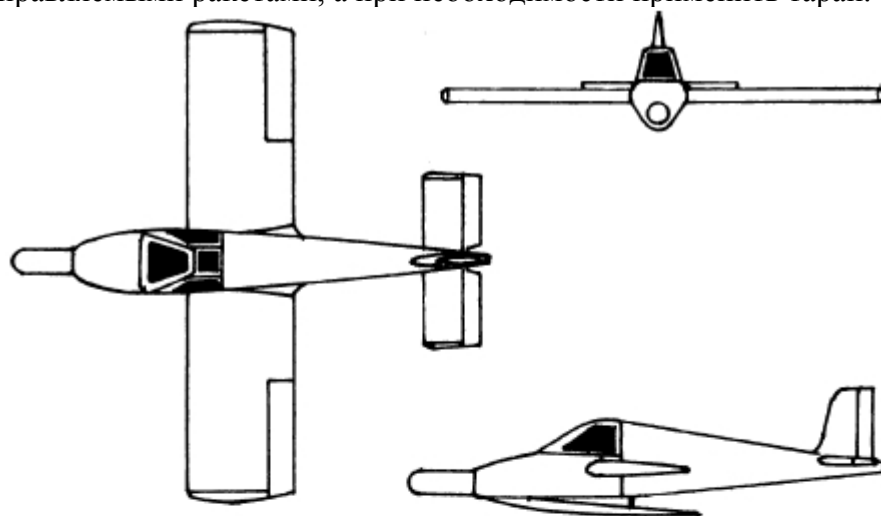


Me P.1103/II

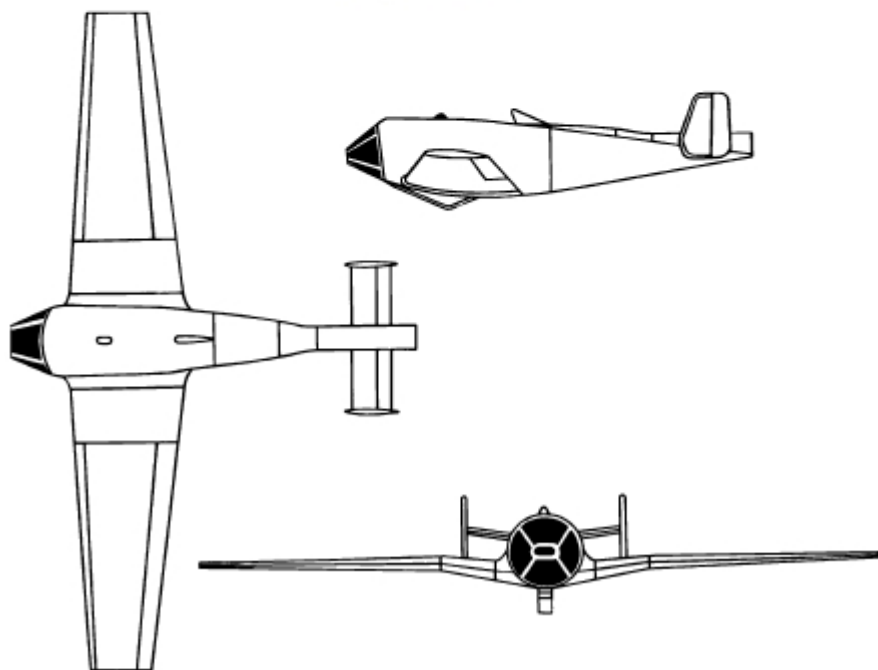
Характеристики Me P.1103/I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 4 x РДТТ Rheinmetall-Borsig RI 502 тягой по 1500 кгс, размах крыла – 6,2 м и его площадь – 5,8 м², длина самолета – 4,7 м, взлетный вес – 1100 кг, максимальная скорость – 810 км/ч, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм.

Rammer

Истребитель Rammer («Таран») разрабатывался на фирме «Цеппелин» (Luftschiffbau Zeppelin GmbH) в ноябре 1944 г. Истребитель должен был доставляться в район атаки самолетом-буксировщиком Bf 109, после отцепки атаковать самолеты противника неуправляемыми ракетами, а при необходимости применить таран.



Zeppelin Rammer



DFS Rammer

Rammer имел усиленное прямоугольное крыло и нормальное однокилевое хвостовое оперение, под фюзеляжем находилась выдвижная посадочная лыжа. В хвостовой части фюзеляжа размещался твердотопливный ракетный двигатель «Шмиддинг-533» тягой 1000 кгс, время работы которого составляло около 12 секунд, летчик располагался в кабине сидя. Под сбрасываемым носовым обтекателем находилась батарея с 14 неуправляемыми ракетами R4M калибра 55 мм. Кабина летчика имела бронезащиту, толщина брони спереди составляла 28 мм, сзади – 20 мм, сверху и снизу – 40 мм, стекло имело толщину 80 мм. В аварийной ситуации летчик мог покинуть самолет с парашютом, отстыковав от фюзеляжа кабину, которая крепилась разрывными болтами.

Летные испытания опытного образца самолета без двигателя проводились в январе 1945 г. в Немецком институте планеризма (DFS). По результатам испытаний была запланирована постройка начальной партии из 16 самолетов, но этим планам не суждено было сбыться, так как завод фирмы «Цеппелин» был разрушен во время налета союзных

бомбардировщиков.

Характеристики Rammer: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х РДТТ Schmidding 533 тягой 1000 кгс, размах крыла – 4,95 м и его площадь – 6,0 м², длина самолета – 5,1 м, высота – 1,75 м, стартовый вес – 860 кг, максимальная скорость – 780 км/ч, вооружение – 14 ракет R4M калибра 55 мм.

DFS Eber

В августе 1944 г. DFS приступил к разработке мини-перехватчика Eber («Кабан»). Работы возглавлял руководитель отдела аэродинамики DFS профессор Пауль Руден.

В конструкции истребителя использовались крыло и секции хвостового оперения от крылатой ракеты Fi 103 (Фау-1). Деревянный фюзеляж перехватчика оснащался бронированной кабиной для пилота, который располагался в ней лежа. Первоначально предполагалось установить одну или две пушки МК 108 калибра 30 мм и 24 ракеты R4M класса «воздух– воздух». Предполагалось, что Eber для выполнения перехвата должен буксироваться самолетом-буксировщиком Fw 190 или Me 262 на высоту, превышавшую 300 м, высоту полета формирования союзных бомбардировщиков. Затем он отцеплялся на расстояние 5–10 км позади формирования, включал силовую установку и пикировал на выбранную цель, обстреливая ее из пушек и выпуская ракеты. После израсходования боеприпасов Eber должен был зайти на вторую атаку с применением тарана. Пилот при таране сбрасывал фонарь кабины, после чего маленький парашют выдергивал пилота вместе с его ложем из самолета. В случае если таран не предусматривался заданием, самолет должен был совершить планирующий полет на свою базу.

Первоначально в качестве силовой установки, располагавшейся в хвостовой части самолета, рассматривались два РДТТ Rheinmetall-Borsig RI 502 тягой каждый по 1500 кгс, продолжительностью работы 6 секунд, габаритными размерами 17,8 см (диаметр) х 1,27 м (длина) и весом 48 кг или один ПуБРД разработки DFS тягой 200 кгс. Окончательно было решено использовать твердотопливные двигатели.

На конференции, проведенной в Берлине 7 декабря 1944 г., было принято решение о подключении к работам по Eber DVL (Немецкий авиационный научно-исследовательский институт), LFA (Авиационный научно-исследовательский центр им. Г. Геринга) и «Цеппелин» в плане решения вопросов вооружения самолета, выбора конструктивных материалов, защиты пилота от перегрузок, разработки катапультируемого кресла и т. д.

Подробная проработка проекта была выполнена к 8 января 1945 г., однако в то время в люфтваффе более высокий приоритет был присвоен бомбам с дистанционным управлением и зенитным ракетам, поэтому через некоторое время проект Eber закрыли.

Характеристики Eber: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х РДТТ Rheinmetall-Borsig RI 502 тягой по 1500 кгс, размах крыла – 5,16 м и его площадь – 3,7 м², длина самолета – 3,36 м, диаметр фюзеляжа – 0,87 м, вес – 640 кг, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм и 24 ракеты R4M калибра 55 мм.

DFS Bombensegler

Весной 1943 г. LFA по заданию RLM проводил исследования нового метода атак морских и наземных целей с помощью бомботорпед, оснащенных ракетными двигателями, которые по расчетам представлялись более эффективными, чем обычные авиационные торпеды типа LT. Так, например, бомботорпеда BT 1000 RS с твердотопливным двигателем Pirat, разработанным на фирме «Рейнметалл-Борзиг», при сбросе с высоты 1000 м должна была иметь дальность полета 6200 м и скорость у воды 960 км/ч.

Разработка промышленных образцов бомботорпед (BT 200, BT 400, BT 700, BT 1000) была поручена исследовательскому институту FGZ (Forschungsanstalt Graf Zeppelin), а изготовление – автомобильному заводу Trippelwerke в Мольсхайме. Несколько штук BT 400 испытывались на самолете Fw 190F, помимо этого рассматривался вопрос о подвеске BT 700 под крылом планера-истребителя Bv 40. В марте 1943 г. проходили испытания самолета Me 262 с BT 700, прорабатывался вариант применения для этих целей истребителя Me 163. Испытания опытных образцов бомботорпед показали следующие результаты: бомботорпеда

ВТ 1000 при входе в воду под углом 20° имела дальность под водой около 2800 м при точности попадания ± 25 м.

В конце войны доктор А. Липпиш в сотрудничестве с DFS разработал планер-бомбардировщик Bombensegler, предназначенный для атак кораблей противника, а также хорошо защищенных наземных целей с помощью бомботорпед ВТ, а также противокорабельных бомб РС-РС с ракетными двигателями (РС 500 RS Pauline, РС 1000 RS Pol и РС 1800 RS Panther).

Силовая конструкция планера выполнялась из древесины с покрытием металлической обшивкой, дельтовидное крыло имело размах 4,28 м, угол стреловидности по передней кромке составлял 48° , а длина планера – 7,25 м. Крестообразное хвостовое оперение крепилось на удлиненной фюзеляжной балке, снизу под кабиной летчика располагалась выдвигающаяся посадочная лыжа, которая одновременно выполняла и роль бомбодержателя (точно такая же лыжа применялась в конструкции самолета Me 328В).

Предполагалось, что Bombensegler, оснащенный бомботорпедой, поднимут в воздух на буксире за самолетом-буксировщиком (Bf 109G, Bf 110 или Me 262), который доставит его в район нахождения цели. На высоте примерно 8000 м и расстоянии до цели около 10 км планер отцеплялся от буксировщика, после чего осуществлял пикирование на цель. В режиме пикирования пилот планера включал двигатель бомботорпеды, и вся связка (планер – бомба) набирала скорость. На расстоянии 700–1000 м от цели пилот освобождал держатель планера от бомбы, которая, ускоряясь, уходила по направлению к цели, а сам разворачивал планер с набором высоты, пытаясь уйти из зоны атаки как можно дальше, используя режим планирования. Затем планер приводнялся, после чего летчик мог воспользоваться надувной лодкой, находящейся в отсеке за кабиной. Дальше ему оставалось только ждать, когда его найдут и подберут спасательные команды люфтваффе.

Эксперты RLM, рассмотрев проект, пришли к выводу, что при такой атаке шансы летчика на выживание близки к нулю, поэтому проект был отклонен.

Fliegende Panzerfaust

На фирме «Цеппелин» под руководством Артура Форстера разрабатывался таранный истребитель Fliegende Panzerfaust («Летающий бронированный кулак»). Предложения по истребителю были направлены в RLM в конце 1944 г. Летчик располагался в кабине лежа, носовой обтекатель был выполнен в виде сильно вытянутого «клюва», которым самолет во время полета сцеплялся с буксировщиком Bf 109G. Для взлета предназначалось одноколесное шасси под фюзеляжем, хвостовое оперение было мотылькового типа. По бокам фюзеляжа за колесом установлены шесть РДТТ Schmidding SG 34 (по три с каждой стороны) тягой по 1200 кгс, которые включались летчиком после отцепки от буксировщика.

Вооружение составляли две ракеты RZ 65, подвешенные под крылом. В случае неудачной атаки самолета противника ракетами летчик самолета-снаряда должен был далее совершить таран. После выполнения боевого задания летчик возвращался на свою базу и совершал посадку в режиме планера либо отстыковывал носовую часть кабины и покидал самолет с парашютом. Разделенный на части самолет опускался на парашютах, где его подбирали специальная команда из трех человек и на тягаче доставляла на место старта для повторного использования.

Был также разработан вариант машины, у которого в носовой части фюзеляжа располагался заряд взрывчатого вещества. В январе 1945 г. на заводе фирмы «Цеппелин» в Фридрихсхафене был собран полноразмерный макет машины, его осматривала специальная комиссия технического управления СС, под эгидой которого в последний год войны велись разработки подобного рода самоубийственного оружия. Дальнейшие работы по самолету были прерваны окончанием войны.

Характеристики Fliegende Panzerfaust: экипаж – 1 человек, силовая установка – 6 х РДТТ Schmidding SG 34 тягой по 1200 кгс, размах крыла – 4,5 м и его площадь – 3,8 м², длина самолета – 6,0 м, высота – 1,5 м, вес – 1200 кг, максимальная скорость – 850 км/ч,

вооружение – 2 ракеты RZ 65 калибра 65 мм.

Si Mistel

В конце войны фирма «Зибель» предложила свой вариант «Мистеля» (схема расположения одного самолета на другом) корабельного базирования для атак больших соединений кораблей, дамб, плотин и т. д. В качестве верхнего самолета использовался Fw 190, а в качестве нижнего – планер с четырьмя РДТТ в хвостовой части фюзеляжа. Размах крыла планера составлял 20 м.

Предлагалось два варианта применения этой сцепки. В первом варианте сцепка должна была взлетать с наклонной ramпы, установленной на палубе корабля. После наведения на цель летчик самолета управления Fw 190 отцеплял планер, который пикировал на цель. Во втором варианте сцепку опускали краном на воду. Планер, крыло которого имело отогнутые вверх внешние секции, в этом случае играл роль катера-торпеды, управлявшегося летчиком верхнего самолета. Летчик запускал двигатель своего самолета, и сцепка плыла на поиск цели. После обнаружения цели летчик включал ракетные двигатели планера, а после набора сцепкой определенной скорости отстыковывал свой самолет от планера, взлетал с него и дистанционно наводил планер на атакуемую цель. Для осуществления взлета самолета управления планер оборудовался наклонными направляющими, выполнявшими функцию взлетной ramпы. Предложение фирмы «Зибель» не получило официальной поддержки.

Япония

МХУ7 (модель 11)

В 1942–1943 гг. вооруженные силы союзников все ближе подбирались к Японии. Ход войны стал вызывать беспокойство у японского командования, в среде которого начал обсуждаться вопрос о необходимости использования в боевых действиях тактики таранных ударов. Генерал-майору Х. Масаки, возглавлявшему 3-ю армейскую авиационно-техническую лабораторию, было поручено изучить возможные варианты тактики атак вражеских кораблей. Результатом изучения стал вывод о том, что для достижения наибольшей эффективности необходимо целенаправленно таранить вражеские корабли самолетами, несшими на себе бомбовую нагрузку. При этом утверждалось, что у Японии есть достаточно большое число молодых людей, готовых отдать свои жизни за императора. В середине июля команда Х. Масаки подготовила секретный отчет «Изучение противокорабельных атак с применением самоубийственной тактики». В отчете, например, приводились данные о том, что для создания пробоины в борту, способной вывести из строя линкор или авианосец противника, необходима бомба весом около 1000 кг, бомба же весом около 2000 кг способна потопить корабль любого класса.

Вице-адмирал Т. Ониси и адмирал И. Ямамото на закрытом совещании сформулировали план, по которому японские пилоты должны будут совершать самоубийственные тараны при атаке кораблей союзников. При этом Ониси так формулировал свои доводы: «Есть только два типа авиаторов в мире – победители и проигравшие. И, несмотря на то что Япония страдает от серьезной нехватки обученных пилотов, имеется средство против этого. Если пилот оказывается перед кораблем или самолетом противника, исчерпав все свои ресурсы, то у него еще остается самолет в качестве превосходного оружия. И что может быть величественнее для воина, чем отдать свою жизнь за императора и страну?»

Справедливости ради следует сказать, что в японском Генеральном штабе у концепции планируемых самоубийственных атак были противники, которые считали, что этот шаг будет бесполезен и приведет к огромным человеческим потерям. Несмотря на это противодействие, Ониси настаивал на принятии своего плана, и как результат на высшем уровне, хотя и неохотно, было принято решение о формировании авиационных частей специального назначения, которые возглавили генералы Ю. Сироку и М. Сугавара. Девиз этих частей звучал так: «Один самолет – один корабль». Вскоре были подготовлены

инструкции для боевых подразделений, в которых излагалась методика проведения самоубийственных атак, и началась подготовка к переоборудованию серийных самолетов в самолеты-камикадзе, а параллельно с этим началась разработка пилотируемых самолетов-снарядов, запускаемых с носителя.

В рамках этой концепции летом 1944 г. офицер Мицуо Ота из 405-го кокутая (авиационный корпус в японском ВМФ) разработал эскизный проект пилотируемого реактивного снаряда, который затем был передан в I морской арсенал в Йокосуке для детальной проработки. Законченный аппарат, получивший обозначение МХУ7 «Ока» («Вишневый листок») (специальный штурмовой самолет морской «Ока» модель 11), представлял собой маленький самолет без шасси, оснащенный тремя РДТТ суммарной тягой 800 кгс в хвостовой части фюзеляжа и 1200-кг боеголовкой в носовой части. В качестве самолета-носителя предполагалось использовать бомбардировщик G4M2. Однако габариты самолета-снаряда не позволяли поместить его в бомбоотсеке, поэтому пришлось доработать носитель, сняв створки и увеличив длину отсека. Доработанный бомбардировщик получил обозначение G4M2e, «Ока» крепился в полуутопленном положении в бомбоотсеке.

Кабина «Ока» оснащалась минимумом приборного оборудования, которое состояло из высотомера, спидометра, компаса, датчика угла атаки и простого рамочного прицела, управление самолетом осуществлялось с помощью обычной самолетной ручки. Фюзеляж изготавливался из алюминиевых сплавов, крыло и хвостовое оперение выполнялись из дерева. Предполагалось запускать аппарат с самолета-носителя на высотах до 8000 м и расстояниях 50–80 км от цели. После выхода в район цели летчик самолета-снаряда должен был включить силовую установку, время работы которой составляло 8–10 секунд, после чего аппарат, разогнавшись, должен был атаковать цель.

Уже в начале сентября 1944 г. были готовы десять машин МХУ7. Безмоторные полеты начались в октябре 1944 г. в специально сформированном для отработки методов самоубийственных атак 721-м кокутае, который базировался на авиабазе Коноике (префектура Ибараки).

Первый беспилотный аппарат «Ока» сбросили с самолета-носителя над заливом Сагами 23 октября 1944 г., а первый пилотируемый испытательный полет тренировочной версии «Ока» К-1 состоялся 31 октября с использованием двух РДТТ, установленных под крылом. Этот полет прошел достаточно успешно, поэтому немедленно началось производство партии из 45 учебных машин К-1.

Первоначально предполагалось испытываемые с двигателем машины оснащать двумя дополнительными ракетными ускорителями под крылом. Но от них отказались после испытательного полета 31 октября, когда стало ясно, что они вызвали проблемы с управляемостью в полете из-за асимметричности тяги ускорителей. 19 ноября 1944 г. состоялся первый успешный полет аппарата «Ока» модель 11 со штатными двигателями и без дополнительных ускорителей.

Надо сказать, что в 721-й кокутай набирали только опытных летчиков, их готовили по ускоренной программе, которая завершалась выполнением трех испытательных полетов – первый с высоты 2743 м и еще два с высоты 4877 м. Не дожидаясь окончания испытаний, флот заказал серийное производство самолета. К концу ноября была готова партия из 151 машины, 50 из которых отправили с авианосцем «Синано» на Филиппины, но 28 ноября 1944 г. авианосец был потоплен в пути американской подводной лодкой.

Планы использовать «Ока» в сражении у Иводзимы в феврале 1945 г. были нарушены, когда во время воздушного налета американских бомбардировщиков на авиабазу в Коноике были повреждены все 24 модифицированных бомбардировщика-носителя G4M2e. На той же авиабазе 8 марта американская разведка впервые обнаружила неизвестный союзникам секретный летательный аппарат. К марту 1945 г. общее количество построенных аппаратов «Ока» модель 11 достигло 755 экземпляров.

Впервые «Ока» использовались 721-м кокутаем в боевых действиях 21 марта 1945 г., когда 16 самолетов-носителей G4M2e, сопровождаемые 30 истребителями A6M5, пытались

прорваться в район действия 58-й оперативно-тактической группы США, действовавшей в районе острова Кюсю. Однако японские бомбардировщики на расстоянии около 100 км от их целей были перехвачены истребителями ВМС США и вынужденно выпустили свои аппараты-камикадзе в полет слишком рано. 1 апреля американский линкор «Западная Виргиния» и три транспортных судна были атакованы и повреждены «Ока». Ограниченный успех имели и другие самоубийственные атаки, состоявшиеся 12 и 16 апреля, 4 и 11 мая, а также 22 июня 1945 г.

Необычное использование аппаратов модели 11 имело место в Сингапуре. Несколько экземпляров, присланных для усиления японской авиации в Сингапуре, простаивали на земле, потому что для них не хватало самолетов-носителей G4M2e. Чтобы использовать эти «Ока», механики оснащали их поплавками, снятыми с гидросамолетов, таких как «Айчи» Е13А, поплавки крепились под консолями крыла. Оборудованные таким образом «Ока» предполагалось использовать в морских проливах в качестве торпедных катеров для атак союзных судов, однако сведений об их боевом применении нет.

Уязвимость и недостаточная грузоподъемность самолетов-носителей, предназначенных для доставки самолета-снаряда достаточно близко к цели, заставила свернуть в марте 1945 г. производство модели 11. На вооружении японских сил в июле оставалось еще около 230 экземпляров «Ока» модель 11, их берегли для применения на заключительном этапе обороны Японских островов. Пилотируемый снаряд МХУ7 имел у союзников кодовое обозначение Вака («Дурак»).

До конца войны успели разработать еще несколько вариантов МХУ7 – модель 21 с РДТТ (это модификация модели 22, успели изготовить всего один опытный образец), модель 22 с ВРДК, модель 33 с ТРД, модель 43 с ТРД и модель 53 с ТРД. Эти варианты описаны ниже в соответствующих разделах.

Характеристики «Ока» модель 11: экипаж – 1 человек, силовая установка – 3 х РДТТ тип 4 марка 1 модель 20 суммарной тягой 800 кгс, размах крыла – 5,12 м и его площадь – 6,0 м², длина самолета – 6,06 м, высота – 1,15 м, вес пустого – 440 кг, полетный вес – 2140 кг, вес боеголовки – 1200 кг, максимальная скорость горизонтального полета на высоте 3500 м – 650 км/ч, максимальная скорость при пикировании – 927 км/ч, практический потолок – 8250 м, дальность – 37 км.

Характеристики «Ока» модель 21: экипаж – 1 человек, силовая установка – 3 х РДТТ тип 4 марка 1 модель 20 суммарной тягой 800 кгс, размах крыла – 4,11 м и его площадь – 4,0 м², длина самолета – 6,88 м, высота – 1,12 м, вес пустого – 535 кг, полетный вес – 1600 кг, вес боеголовки – 915 кг, максимальная скорость горизонтального полета на высоте 4000 м – 642 км/ч, практический потолок – 8500 м, дальность – 111 км.

Характеристики «Ока» модель К-1 «Каи» (тренировочный, построено 45 экземпляров): силовая установка – отсутствует, размах крыла – 5,12 м и его площадь – 6,0 м², длина самолета – 6,06 м, высота – 1,12 м, вес пустого – 730 кг, полетный вес – 2120 кг.

Характеристики «Ока» модель 43 К-1 «Каи» (тренировочный): силовая установка – 1 х РДТТ тягой 261 кгс, размах крыла – 5,12 м, длина самолета – 6,06 м, высота – 1,12 м, вес пустого – 644 кг, полетный вес – 810 кг.

Таранный перехватчик

Маленький таранный истребитель, название которого неизвестно, разрабатывался в самом конце войны совместными усилиями армии и флота Японии. В первоначальном варианте он представлял собой беспилотный, дистанционно управляемый аппарат для борьбы с союзными бомбардировщиками, проект которого разрабатывался в марте 1945 г. в авиационном бюро «Кокукёко». Был закончен полноразмерный макет аппарата, но проблемы с разработкой системы наведения на цель стали причиной перехода от беспилотной версии к пилотируемой версии аппарата.

Эта версия представляла собой маленький бесхвостый самолет со стреловидным крылом, угол стреловидности по передней кромке составлял 45°. В хвостовой части фюзеляжа имелся большой киль, перед которым располагалась кабина летчика. В хвосте

самолета располагались четыре РДТТ, аналогичные двигателям самолета МХУ7 «Ока» модель 11. Крыло самолета усилили, чтобы оно выдерживало большие нагрузки при ударе во вражеский бомбардировщик. В случае если перехватчик выживал при таранном ударе, то он должен был возвратиться на свою базу в планирующем режиме и совершить посадку на подфюзеляжную лыжу. В воздух перехватчик поднимался на буксире или стартовал с наземной катапульты. Однако времени на реализацию проекта уже не оставалось.

Характеристики таранного перехватчика: экипаж – 1 человек, силовая установка – 4 х РДТТ тип 4 марка 1 модель 20 суммарной тягой 1102 кгс, размах крыла – 4,41 м, длина самолета – 2,89 м, максимальная скорость – 1125 км/ч, время подъема на высоту 10 000 м – 32 секунды.

2. Самолеты с жидкостными ракетными двигателями

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) – это ракетный двигатель, работающий на жидких компонентах топлива. Топливо может быть как однокомпонентным, например перекись водорода, которая в присутствии катализатора разлагается на пары воды и кислород с выделением тепла, так и двухкомпонентным (горючее и окислитель). В качестве горючего для двухкомпонентных топлив применяются углеводороды (керосин, спирт и др.), водород и т. д. В качестве окислителя используют жидкий кислород, азотную кислоту и т. п.

В 1903 г. русский ученый К.Э. Циолковский опубликовал свой труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», в котором изложил основы ракетодинамики, описал ракету как средство для космических полетов и предложил схему ракетного двигателя на жидком топливе (кислородноуглеводородное и кислородно-водородное). Спустя годы публикации по проблеме создания ракет с ЖРД появились и в других странах: в 1913 г. свою работу опубликовал француз Р. Эгао-Пельтри, в 1919 г. – американец Р. Годдард, в 1923 г. – немец Г. Оберт.

В 1921 г. А.Ф. Андреев подал заявку на изобретение портативного индивидуального ракетного летательного аппарата на кислородно-метановом топливе. В этом же году Р. Годдард провел стендовые испытания своего экспериментального двигателя, работавшего на кислородно-эфирном топливе, а уже 16 марта 1926 г. им был осуществлен первый запуск экспериментальной ракеты с ЖРД, работавшим на жидком кислороде и бензине.

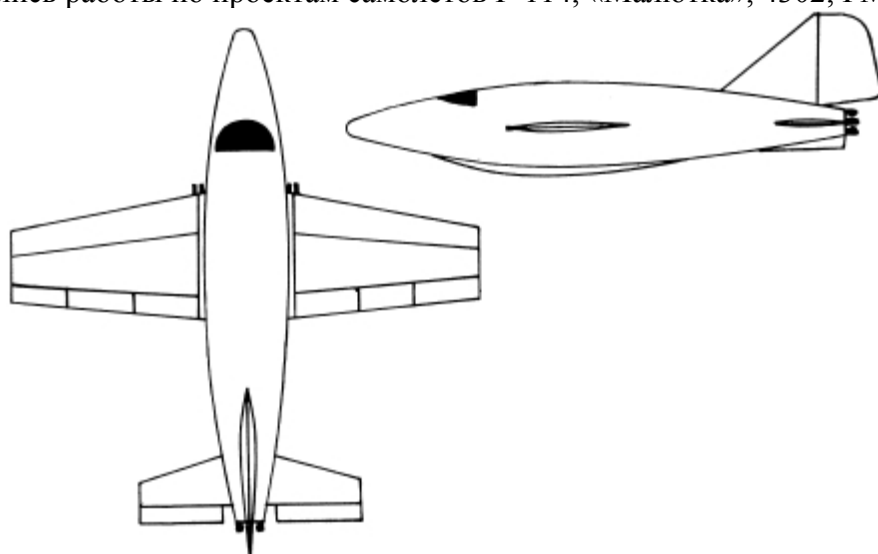
В 1929 г. Г. Оберт приступил к стендовым испытаниям своих ЖРД, в этом же году совершил свой первый полет самолет Opel-Sander GMG-RAK с ЖРД. В 1931 г. к стендовым испытаниям ЖРД собственной конструкции приступил итальянец Дж. Гароколи, во Франции – Р. Эсно-Пельтри, а в Германии И. Винклер начал летные испытания первых немецких жидкостных ракет.

Работы по применению ЖРД в советской авиации начались в конце 1920-х гг. в Газодинамической лаборатории в Ленинграде под руководством В.П. Глушко. Они развивались в двух направлениях – применение в качестве основного двигателя самолета и в качестве ускорителя. Первый советский экспериментальный ЖРД под обозначением ОРМ-1 был создан в 1930–1931 гг., он работал на четырехокиси азота и толуоле или жидком кислороде и бензине.

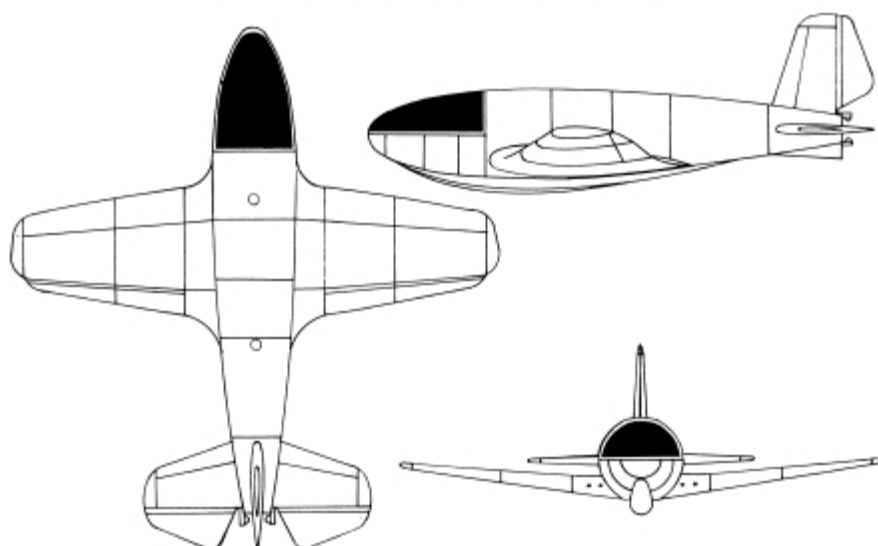
В качестве основного двигателя ЖРД устанавливались на ракетопланы (по терминологии того времени) РП-1, РП-2, РП-218 и РП-318, которые предполагалось использовать при полетах в стратосфере (на высотах 20–30 км и более). В 1941 г. началась разработка истребителя-перехватчика БИ-1 с ЖРД, а затем истребителей Р-114, РП С.П. Королева, «Малютка», 4302 и РМ-1. В качестве дополнительного ускорителя ЖРД применялись на самолетах с винтомоторной силовой установкой (ВМСУ), таких как И-4, Пе-2, Ла-5ВИ, Ла-7Р, Су-6/Су-7 и Як-3РД.

Однако с началом репрессий в Советском Союзе в 1937–1938 гг. работы по самолетам с ЖРД были, фактически, свернуты. Но прошло всего два года, и в июле 1940 г. необходимость создания советского истребителя-перехватчика с ЖРД была признана

Комитетом Обороны при Совете народных комиссаров СССР. В марте 1941 г. ОКБ В.Ф. Болховитинова приступило к разработке первого отечественного ракетного истребителя БИ-1, затем начались работы по проектам самолетов Р-114, «Малютка», 4302, РМ-1 и др.



Перехватчик фон Брауна (первая версия)



Перехватчик фон Брауна (вторая версия)

В Германии активные работы по самолетам с ЖРД начались сразу же после создания в 1935 г. военно-воздушных сил страны (люфтваффе). И вот уже 20 июня 1939 г. в воздух поднялся первый в мире ракетный самолет He 176. Вследствие неудовлетворительных летных характеристик He 176 фирма «Мессершмитт» тут же получила контракт на разработку нового ракетного перехватчика Me 163. Помимо Me 163 проекты самолетов-перехватчиков разрабатывались в это же время В. фон Брауном (Stratosphären-Jäger) и Э. Бахом (Fi 166). Однако поскольку в начале войны немецкая авиация владела инициативой и имела превосходство в воздухе, то министерство авиации Германии отклонило проекты Брауна и Бахема, сконцентрировав усилия на работах по Me 163. Этот истребитель спустя пять лет, летом 1944 г., был принят на вооружение и стал первым в мире серийным ракетным истребителем, принимал участие в боевых действиях, решая задачи ПВО в воздушном пространстве Германии вплоть до окончания войны.

С января 1943 г. союзная авиация в дополнение к ночным бомбардировкам начала применение дневных массированных бомбовых ударов по объектам, расположенным на территории Германии. Стало очевидным, что основные немецкие истребители Bf 109 и Fw

190 не в состоянии эффективно перехватывать союзные бомбардировщики. Специалисты RLM пришли к выводу, что необходимо разработать новые истребители небольших размеров, которые могли бы при атаке развивать большие скорости. Появление к тому времени серийных ЖРД с приемлемыми эксплуатационными характеристиками, а также имевшийся опыт разработки первых ракетных самолетов He 176 и Me 163, стали основанием для принятия RLM в начале 1944 г. программы разработки небольших объектов ракетных истребителей, единственное назначение которых заключалось в осуществлении перехватов бомбардировщиков союзных войск. Вероятность массовых потерь этих мини-перехватчиков при ведении боевых действий оценивалась специалистами как очень высокая, поэтому техническими требованиями, выпущенными RLM в конце весны 1944 г., предусматривалось максимальное упрощение конструкции самолета, использование при изготовлении самых дешевых материалов и неквалифицированной рабочей силы при сборке. В разработках мини-перехватчиков с ЖРД принимали участие практически все ведущие немецкие авиастроительные фирмы. В апреле 1945 г. авиапромышленность Германии поставила в систему ПВО первые десять истребителей Va 349, но ни один из них не успел принять участие в боевых действиях.

Самолеты с ЖРД в конце войны разрабатывались в Японии («Мицубиси» J8M/Ки-200, Ки-202, «Синрю») и в США («Нортроп» MX-324/334, XP-79, X-1).

Советский Союз

К-15

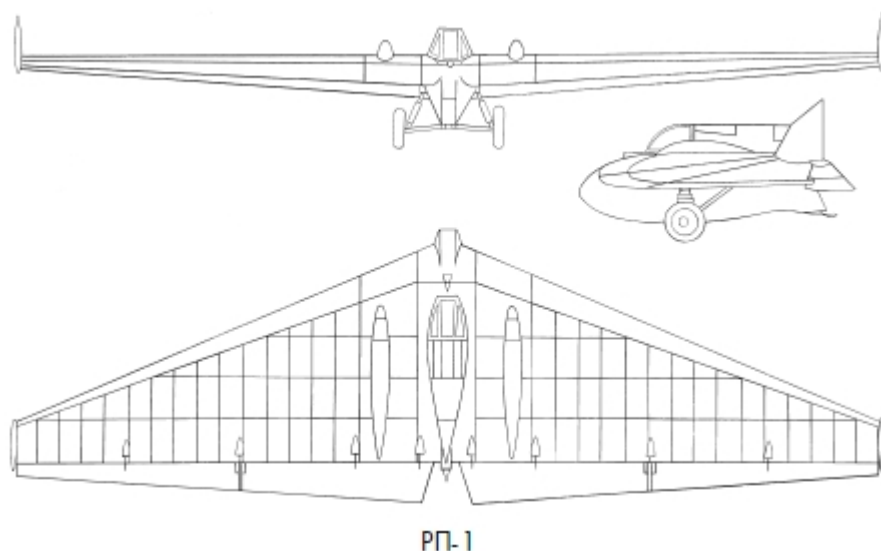
В 1936 г. К.А. Калинин, известный своими самолетами К-4, К-7, К-9, К-10, К-12 и др., приступил к проектированию истребителя К-15 с ракетным двигателем. Это был самолет-«бесхвостка» с треугольным крылом большой стреловидности и большим треугольным килем, в корневой части которого размещалась кабина летчика. К сожалению, никаких данных по самолету К-15 не сохранилось, так как после ареста К.А. Калинина вся техническая документация была уничтожена.

Интересный факт: в конце войны в Германии А. Липпиш разработал проект реактивного истребителя-«бесхвостки» Li P.13a, который имел толстое треугольное крыло и большой треугольный киль, с расположенной в нем кабиной летчика (см. ниже). В конце войны был построен бездвигательный вариант «бесхвостки» Липпиша – планер DM 1, который захватили американцы и переправили для изучения в США. Удивительным образом самолет А. Липпиша конструктивно очень походил на самолет К.А. Калинина, более того, работавшие независимо от А. Липпиша братья Р. и В. Хортены проекты своих самолетов H XIIIb, H IXV и H XVIIIb также выполнили по этой схеме.

Возникает вопрос: либо А. Липпиш и братья Хортен пользовались рекомендациями немецких ученых-аэродинамиков, пришедших самостоятельно к такой схеме, либо это работа немецкой разведки, добывшей секретные сведения о самолете К-15. Однако факт остается фактом: К.А. Калинин раньше А. Липпиша и братьев Хортен разработал проект реактивного самолета-«бесхвостки» с треугольным крылом.

РП-1/РП-2

Осенью 1933 г. в ГИРД было принято решение о начале работ по ракетопланам, то есть над самолетами с ЖРД. Предусматривалось два основных направления работ: создание ракетоплана РП-1 с ЖРД ОР-2 с вытеснительной подачей компонентов топлива в камеру сгорания двигателя (эта работа велась в четвертой бригаде ГИРД под руководством С.П. Королева) и создание ракетоплана РП-2 с ЖРД РД-А с насосной подачей компонентов топлива (эта работа велась во второй бригаде ГИРД под руководством М.К. Тихонравова).



Оба ракетоплана создавались на основе планера-«бесхвостки» БИЧ-11 конструкции Б.И. Черановского, ЖРД ОР-2 тягой 50 кгс разрабатывал Ф.А. Цандер, а ЖРД РД-А тягой 85 кгс разрабатывал М.К. Тихонравов. Расчетная продолжительность полета составляла для РП-1 и РП-2 соответственно 7 и 12 минут. Однако из-за трудностей, возникших при отработке двигателей, работы по ракетопланам были прекращены, но полученный опыт использовался в дальнейших работах, в частности при разработке проекта ракетоплана РП-218.

Характеристики РП-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД ОР-2 тягой 50 кгс, размах крыла – 12,1 м и его площадь – 20,0 м², длина самолета – 3,89 м, вес пустого – 200 кг.

РП-218

В 1936 г. под руководством С.П. Королева был разработан проект экспериментального ракетоплана РП-218. Экипаж из двух человек располагался в герметичной кабине спина к спине, силовая установка состояла из трех азотно-керосиновых двигателей ОРД-300-2 (ОРМ-70) конструкции В.П. Глушко с общей тягой – 900 кгс.

Рассматривались два варианта старта РП-218: самостоятельный взлет ракетоплана с земли и подъем его на определенную высоту с помощью самолета-носителя ТБ-3 или путем буксировки с последующей отцепкой. Для облегчения взлета с земли предполагалось применить на ракетоплане твердотопливные ускорители с тягой по 150 кгс.

Для варианта поднятия ракетоплана на буксире А.Я. Щербаков предложил новый метод буксировки, заключающийся во введении между самолетом-буксировщиком и ракетопланом одного или нескольких промежуточных планеров («метод воздушной цепочки»), что позволяло поднимать ракетоплан на высоту до 10 км при полете буксировщика на высоте 4–5 км. Результаты работы по РП-218 легли в основу работ по созданию ракетоплана РП-318.

Характеристики РП-218-1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 3 х ЖРД ОРД-300-2 (ОРМ-70) суммарной тягой 900 кгс, площадь крыла – 7,2 м², взлетный вес – 1600 кг, максимальная скорость – 850 км/ч, практический потолок – 9000–25 000 м.

РП-318-1

Ракетоплан РП-318-1 был создан на базе планера СК-9, который в 1935 г. разработал С.П. Королев. Ракетоплан оснащался ЖРД ОРМ-65 тягой 175 кгс разработки В.П. Глушко. Всего испытывались два образца двигателя, при этом было достигнуто максимальное время работы при одном пуске – 93 секунды для ОРМ-65 № 1 и 230 секунд для ОРМ-65 № 2, после чего на лето 1938 г. запланировали летные испытания ракетоплана по программе испытаний, составленной С.П. Королевым.

Но тут началась волна репрессий, были арестованы и расстреляны начальник РНИИ И.Т. Клейменов и главный инженер РНИИ Г.Э. Лангемак. В марте 1938 г. по ложному доносу

арестовали конструктора двигателей В.П. Глушко, а 27 июня 1938 г. – С.П. Королева, 14 июля 1938 г. был подписан акт о консервации самолета.

Ведущим конструктором по РП-318-1 после ареста С.П. Королева был назначен А.Я. Щербаков. На ракетоплан вместо ОРМ-65 установили двигатель РДА-1-150 конструкции Л.С. Душкина, в связи с этим потребовались дополнительные стендовые испытания нового двигателя. С февраля 1939 г. по октябрь 1939 г. состоялось более 100 наземных огневых испытаний двигательной установки, в ходе которых отрабатывались системы двигательной установки и снимались ее характеристики. В свободном полете ракетоплан испытывали еще в январе 1940 г., при этом баки двигательной установки заполняли разным количеством топлива. Несмотря на возросший почти на 30 % полетный вес, планер сохранял высокие полетные качества.

В феврале 1940 г. ракетоплан привезли на один из подмосковных аэродромов, где его начали готовить к полету. Первый полет РП-318-1 состоялся 28 февраля 1940 г. на буксире за самолетом Р-5. На высоте 2800 м летчик-испытатель отцепил ракетоплан от буксировщика, установил полетную скорость 80 км/ч и включил ракетный двигатель. Ракетоплан стал быстро набирать скорость и перешел в полет с набором высоты. На всем протяжении работы ракетного двигателя (110 секунд) планер вел себя нормально – вибраций не ощущалось. 10 и 19 марта 1940 г. состоялись еще два успешных полета, но вскоре работы по ракетоплану были прекращены.

Характеристики РП-318-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД РДА-1-150 тягой 100 кгс, размах крыла – 17,0 м и его площадь – 22,0 м², длина самолета – 7,44 м, вес пустого – 570 кг, взлетный вес – 700 кг, максимальная скорость – 165 км/ч.

БИ-1

Весной 1940 г. состоялось совещание, на котором главные конструкторы самолетов были проинформированы о новых перспективных силовых установках с реактивными двигателями различных типов, в основном с ЖРД и ПВРД. По всей видимости, причиной совещания послужили полученные разведданные о существовании у немцев сверхсекретной программы создания ракетного истребителя-перехватчика (см. ниже). В июле 1940 г. необходимость создания советского истребителя-перехватчика с ЖРД была признана Комитетом Обороны при Совете народных комиссаров СССР. В марте 1941 г. ОКБ В.Ф. Болховитина приступило к разработке первого отечественного истребителя-перехватчика БИ-1 (ближний истребитель) с ЖРД Д-1А-1100 тягой 1100 кгс, а уже к сентябрю самолет (без двигателя) был готов к испытаниям. Первоначально самолет продули в натурной аэродинамической трубе ЦАГИ, сняв его аэродинамические характеристики. Затем начались летные испытания машины в планерном варианте на буксире за самолетом Пе-2. Всего начиная с 10 сентября летчиком-испытателем Б.Н. Кудриным было выполнено 15 полетов. Дальнейшие испытания были прерваны, так как 16 октября ОКБ начали эвакуировать в Свердловск.

Первый экспериментальный двигатель Д-1А установили на самолет в конце января 1942 г., но он взорвался во время испытаний 20 февраля, при этом пострадали несколько человек, в том числе и летчик-испытатель Б.Н. Кудрин. Кудрина отправили в госпиталь в Москву, а его на испытаниях заменил капитан Г.Я. Бахчиванджи. 15 мая 1942 г. Бахчиванджи совершил первый полет с включением двигателя, полет в целом прошел успешно, но при посадке сломалась стойка шасси, а хвостовая часть самолета получила повреждения.

К марту 1943 г. уже испытывались семь опытных образцов, но полеты выполнялись в буксируемом или планирующем режимах из-за серьезных проблем, вызванных отказами двигателей. Полеты с включенным ЖРД возобновились в марте 1943 г. Шестая опытная машина 21 марта 1943 г. достигла за 30 секунд высоты в 3000 м, а 27 марта произошла катастрофа с третьей опытной машиной, которой управлял Бахчиванджи. Летчик погиб.

Параллельно с испытаниями опытных машин с середины 1942 г. был начат выпуск войсковой серии самолетов под обозначением БИ-ВС. Эти самолеты помимо пушечного вооружения несли кассеты с 10 бомбами весом по 2 кг, которые предполагалось сбрасывать

над строем бомбардировщиков противника. Однако самолеты этой серии (30–40 экземпляров) были пущены на слом после гибели Г.Я. Бахчиванджи.

К 1944 г. были изготовлены еще пять опытных самолетов БИ-1, которые предполагалось испытывать с новыми, более надежными двигателями А.М. Исаева РД-1 тягой 1100 кгс. На шестом опытном самолете на концах крыла были установлены два ПВРД, самолет выполнил три полета с запуском двигателей в полете после выведения самолета на буксире на заданную высоту. Испытания опытных машин продолжались до конца войны, но в серию самолет БИ-1 не пошел.

Характеристики БИ-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД Д-1-А-1100 тягой 1100 кгс, размах крыла – 6,48 м и его площадь – 7 м², длина самолета – 6,4 м, высота – 2,6 м, вес пустого – 790 кг, взлетный вес – 1683 кг, максимальная скорость – 1020 км/ч, продолжительность полета – 15 минут, вооружение – 2 пушки ШВАК калибра 20 мм.

Ракетный перехватчик С.П. Королева

В конце 1942 г. С.П. Королев предложил проект ракетного перехватчика с двигателем РД-1. Помимо задач перехвата вражеских бомбардировщиков самолет мог бы применяться и для атак наземных целей – танков, артиллерийских батарей, зенитных точек противника, переправ и пр. Однако проект не реализовывался, так как в это время уже шли работы по аналогичным самолетам БИ-1 и 302.

Характеристики ракетного перехватчика (второй вариант): экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД РД-1 тягой 1200 кгс, размах крыла – 7,2 м и его площадь – 13,0 м², длина самолета – 7,35 м, высота – 2,3 м, взлетный вес – 2500 кг, максимальная скорость – 1000 км/ч, практический потолок – 20 000 м, максимальная продолжительность полета – 30 минут, вооружение – 2 пушки ВЯ калибра 23 мм, 1 пулемет ВС и 6 ракет РС-82.

«Малютка»

В июне 1943 г. В ОКБ-51 Н.Н. Поликарпова началась разработка высотного истребителя-перехватчика под внутренним обозначением «изделие 51». Неофициально, однако, самолет был известен как «Малютка». В качестве силовой установки первоначально запланировали установить ЖРД РД-1100 (Д-1А-1100, разработанный Л.С. Душкиным в НИИ-1) с тягой около 1100 кгс. Более поздние планы предусматривали использование двухкамерного ЖРД РД-2М-2 Л.С. Душкина, этот двигатель имел топливный насос и работал на керосине и азотной кислоте. Взлет самолет должен был осуществлять с работающей большой камерой двигателя, а крейсерский полет совершать с работающей малой камерой. Истребитель предполагалось вооружить двумя пушками калибра 23 мм. Перехватив цель, самолет должен был сделать скользящий спуск с выключенным двигателем и совершить посадку на своем аэродроме.

К постройке прототипа приступили в начале 1944 г., однако после смерти Н.Н. Поликарпова 30 июля 1944 г. работы по этому самолету продолжились под руководством заместителя главного конструктора Д.Л. Томашевича до конца 1944 г., когда проект был прекращен.

Характеристики «Малютки»: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД РД-1100 тягой 1100 кгс, размах крыла – 7,5 м и его площадь – 8,0 м², длина самолета – 7,3 м, вес пустого – 1016 кг, взлетный вес – 2795 кг, максимальная скорость – 890 км/ч, время набора высоты 5000 м – 1 минута, практический потолок – 16 000 м, вооружение – 2 пушки калибра 23 мм.

4302

Летом 1944 г. под руководством И.Ф. Флорова начались работы по самолету 4302 с ЖРД. Первый опытный самолет оснащался неубираемым шасси от Ла-5ФН и проходил летные испытания в бездвигательном варианте, всего было выполнено 46 полетов. На втором и третьем опытных образцах самолета, имевших герметичную кабину летчика, предполагалось отработать ЖРД разных конструкций – РД-1М А.М. Исаева (самолет № 2) и РД-2М-3 Л.С. Душкина (самолет № 3). Эти образцы самолета взлетали с помощью

трехколесной стартовой тележки, а посадку осуществляли на подфюзеляжную лыжу и хвостовое колесо. Работы по самолету продолжались и после окончания войны, однако летные испытания проходила только вторая опытная машина.

Характеристики самолета 4302 № 2: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД РД-1М тягой 1500 кгс, размах крыла – 6,93 м и его площадь – 8,85 м², длина самолета – 7,12 м, взлетный вес – 3800 кг, максимальная скорость – 826 км/ч.

ИВС

Советские авиаконструкторы во время войны обратились к идее создания специализированного таранного самолета. Так, например, в начале 1942 г. военинженер 3-го ранга Л.Г. Головин предложил небольшой по размерам истребитель-перехватчик войскового сопровождения (ИВС) с ракетным двигателем на твердом топливе. По замыслам конструктора перехватчик с лежащим расположением летчика должен был взлетать с мобильной пусковой установки в расположении войск, охраняемых объектов или с палубы корабля, приземление самолета должно было осуществляться на парашюте. Предполагалось, что такой ракетный самолет, не имеющий на борту пушечного вооружения, будет поражать цель с помощью тарана.

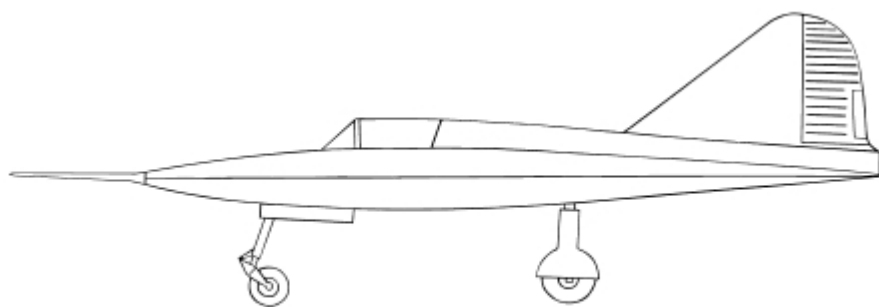
Однако это предложение не получило поддержки, и по рекомендации заказчика автор разработал проект другой версии в классической компоновке с сидячим расположением летчика. Самолет вооружался пушкой ШВАК калибра 20 мм, в качестве силовой установки использовался ЖРД конструкции Л.С. Душкина тягой 300 кгс. Однако идея взлета с наземной или корабельной установки сохранилась, при взлете должен был использоваться стартовый твердотопливный ускоритель тягой 1000 кгс. Но проект ИВС так и не был реализован. Экспертная комиссия, подтвердив его осуществимость, все же посчитала, что постройка машины нецелесообразна из-за малых высот его применения (до 8000 м), на которых более эффективно действовала зенитная артиллерия.

Характеристики ИВС: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД тягой 300 кгс, размах крыла – 1,75 м, длина самолета – 3,0 м, высота – 1,05 м, взлетный вес – 270 кг, максимальная скорость – 1060 км/ч, скороподъемность – 270 м/с, практический потолок – 7500 м, вооружение – 1 пушка ШВАК калибра 20 мм.

РМ-1

В 1944 г. под руководством А.С. Москалева началась разработка сверхзвукового истребителя РМ-1 (САМ-29) с ЖРД РД-2М-3В. Самолет выполнялся по схеме «летающее крыло» треугольной в плане формы с овальными передними кромками, при его разработке использовался предвоенный опыт, полученный Москалевым при создании его самолетов «Сигма» и «Стрела». Законченный проект РМ-1 был передан на рассмотрение ЦАГИ. В ЦАГИ считали, что строительство и летные испытания РМ-1 – одно из наиболее целесообразных направлений в деле дальнейшего развития авиации. В начале ноября 1945 г. приказ о постройке РМ-1 был подписан наркомом авиационной промышленности А.И. Шахуриным. Однако в начале января 1946 г. А.И. Шахурин был репрессирован, а приказ о строительстве РМ-1 аннулировал А.С. Яковлев, который в то время одновременно возглавлял свое ОКБ и являлся заместителем наркома авиационной промышленности.

Характеристики РМ-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД РД-2М-3В тягой 1590 кгс, размах крыла – 8,1 м и его площадь – 28,0 м², взлетный вес – 1600 кг, максимальная скорость – 2200 км/ч.



CAM-29

Самолеты с ВМСУ и дополнительным ЖРД Параллельно с разработкой направления применения ЖРД в качестве основного двигателя самолета проводились исследования возможности применения ЖРД в качестве вспомогательного двигателя-ускорителя на самолетах с винтомоторной силовой установкой.

И-4 В 1933 г. по заданию ВВС РККА в Газодинамической лаборатории начались работы по оснащению самолетов с винтомоторной силовой установкой дополнительными ЖРД, для этой цели был выбран истребитель И-4. Предполагалось установить под крыльями самолета с каждой стороны фюзеляжа по одному ЖРД ОРМ-52 тягой по 300 кгс. Запаса топлива (азотная кислота + керосин) в количестве 120 кг хватало для работы двигателей в течение одной минуты.

Характеристики И-4: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-22 мощностью 480 л. с. и 2 х ЖРД ОРМ-52 тягой по 300 кгс, размах верхнего крыла – 11,4 м, размах нижнего крыла – 2,5 м, площадь крыльев – 23,8 м², длина самолета – 7,28 м, вес пустого – 978 кг, взлетный вес – 1430 кг, максимальная скорость – 231 км/ч, дальность – 840 км, скороподъемность – 555 м/мин, практический потолок – 7000 м, вооружение – 2 пулемета ПВ-1 калибра 7,62 мм.

Ла-5ВИ В декабре 1944 г. под руководством С.П. Королева начались работы по переделке серийного истребителя Ла-5 с поршневым двигателем М-82ФНВ в высотный истребитель Ла-5ВИ путем установки на нем дополнительных ЖРД. В первоначальном варианте устанавливались три двигателя РД-1, один в хвостовой части фюзеляжа, а два в крыльевых гондолах, позади кислотных баков. Во втором варианте самолета Ла-5ВИ предлагалось установить трехкамерный ЖРД РД-3, камеры сгорания которого должны были устанавливаться так же, как и на первом варианте самолета. Во время испытаний были зафиксированы следующие значения максимальной скорости: для Ла-5ВИ с РД-1 – 820 км/ч, для Ла-5ВИ с РД-3 – 1000 км/ч.

Характеристики Ла-5: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-82 мощностью 1700 л. с. и 3 х ЖРД РД-1 тягой по 300 кгс или 1 х ЖРД РД-3, размах крыла – 9,8 м и его площадь – 17,37 м², длина самолета – 8,67 м, высота – 2,54 м, вес пустого – 2740 кг, взлетный вес – 3730 кг, максимальная скорость – 613 км/ч, дальность – 1000 км, скороподъемность – 950 м/мин, практический потолок – 10 650 м, вооружение – 2 пушки ШВАК калибра 20 мм и 200 кг бомб.

Ла-7Р В октябре 1944 г. на серийном истребителе Ла-7, который получил обозначение Ла-7Р-1, доработали хвостовую часть фюзеляжа с установкой в нее дополнительного двигателя РД-1. Вскоре была подготовлена вторая машина под обозначением Ла-7Р-2. Летные испытания начались 27 октября 1944 г. и продолжались до 27 марта следующего года. Во время испытаний максимальная скорость самолета при включении РД-1 составила 747 км/ч. В июле на машину Ла-7Р-2 поставили модифицированный двигатель РД-1ХЗ тягой 300 кгс. Во время испытательных полетов, выполненных до 16 сентября 1945 г., была достигнута максимальная скорость 795 км/ч на высоте 6300 м.

Характеристики Ла-7Р (уточнить): экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-82ФН мощностью 1850 л. с. и 1 х ЖРД РД-1ХЗ тягой 300 кгс, размах крыла – 9,8 м и его площадь – 17,59 м², длина самолета – 8,67 м, высота – 2,54 м, вес пустого – 2638 кг,

взлетный вес – 3280 кг, максимальная скорость – 747 км/ч, практический потолок – 13 000 м, вооружение – 2 пушки Б-20 калибра 20 мм.

Пе-2РД В августе 1943 г. начались летные испытания серийного пикирующего бомбардировщика Пе-2 с дополнительным двигателем РД-1 с тягой 300 кгс, установленным в хвостовой части фюзеляжа. Этот вариант самолета получил обозначение Пе-2РД.

Управление двигателем было дублированным, он мог запускаться или летчиком, или стрелком-радистом. Включение РД-1 осуществлялось как на взлете, так и в полете, результаты испытаний подтвердили ожидаемое улучшение летно-технических данных самолета Пе-2. Максимальная скорость самолета увеличилась на 46–68 км/ч, а время набора высоты 5000 м сократилось с 10 до 7 минут. Наибольшая длительность непрерывной работы РД-1 на режиме полной тяги в полете составляла 10 минут.

Характеристики Пе-2: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ПД М-105 мощностью по 1100 л. с. и 1 х ЖРД РД-1 тягой 300 кгс, размах крыла – 17,11 м и его площадь – 40,55 м², длина самолета – 12,78 м, высота – 3,42 м, вес пустого – 6200 кг, взлетный вес – 8520 кг, максимальная скорость – 580 км/ч, дальность – 1770 км, практический потолок – 9000 м, вооружение – 5 пулеметов ШКАС калибра 7,62 мм и 1500 кг бомб.

Су-7Р КБ П.О. Сухого в ноябре 1943 г. в инициативном порядке завершило предварительный эскизный проект варианта самолета Су-6 с ПД М-82 ФНВ и дополнительным ЖРД РД-1 разработки В.П. Глушко. Однако только 30 мая 1944 г. вышел приказ Наркомата авиационной промышленности о проектировании и постройке экспериментального самолета.

С целью ускорения работ за основу нового самолета был принят один из двух построенных экземпляров опытного одноместного бронированного штурмовика Су-6. ЖРД РД-1 установили в хвостовой части, а дополнительный топливный бак для него разместили в бомбоотсеке, вооружение составляли три 20-мм пушки ШВАК. В качестве основного двигателя вначале предполагали ПД АШ-71, но его вскоре заменили менее мощным двигателем АШ-82ФН мощностью 1850 л. с. Самолет получил в КБ обозначение Су-7Р.

Летные испытания опытной машины начались 18 февраля 1945 г., а 23 марта в полете при повторном включении РД-1 в воздухе произошел взрыв, в результате вызвавший незначительные повреждения хвостового оперения и полное разрушение РД-1. Однако летчик-испытатель Г.И. Комаров сумел посадить поврежденную машину. После расследования причин взрыва на самолет поставили новый ЖРД РД-1ХЗ (с химическим зажиганием), и летом испытания продолжились. Программа испытаний, во время которых самолетом была достигнута максимальная скорость 705 км/ч, закончилась 19 декабря 1945 г., а работы по самолету были прекращены.

Характеристики Су-7Р: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-82ФН мощностью 1850 л. с. и 1 х ЖРД РД-1ХЗ тягой 300 кгс, размах крыла – 13,58 м и его площадь – 26,0 м², длина самолета – 9,24 м, вес пустого – 3250 кг, взлетный вес – 4360 кг, максимальная скорость с работающим ЖРД – 705 км/ч, дальность – 1240 км, практический потолок – 12 750 м, вооружение – 3 пушки ШВАК калибра 20 мм.

Як-3РД В декабре 1944 г. в ОКБ А.С. Яковлева на серийный самолет Як-3 с двигателем ВК-105ПФ2 поставили дополнительный двигатель РД-1 в хвостовой части фюзеляжа, экспериментальная машина получила обозначение Як-3РД. Самолет проходил испытания с 22 декабря 1944 г. по 15 мая 1945 г. После замены ЖРД полеты возобновились, была достигнута максимальная скорость 782 км/ч, но 16 августа во время очередного полета самолет разбился, летчик-испытатель погиб. Все дальнейшие работы по самолету были прекращены.

Характеристики Як-3: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД ВК-108 мощностью 1800 л. с. и 1 х ЖРД РД-1 тягой 300 кгс, размах крыла – 9,2 м и его площадь – 14,85 м², длина самолета – 8,5 м, высота – 2,42 м, вес пустого – 2105 кг, взлетный вес – 2830 кг, максимальная скорость – 745 км/ч, дальность – 1060 км, скороподъемность – 1430 м/мин,

практический потолок – 11 800 м, вооружение – 1 пушка ШВАК калибра 20 мм и 2 пулемета УБС калибра 12,7 мм.

Германия

Ag 234R

Проект одноместного разведчика с ракетным двигателем, являвшегося модификацией самолета Ag 234B (см. ниже), разрабатывался на фирме «Арадо» между февралем и маем 1944 г. под руководством Вильгельма ван Неса в соответствии с требованиями к высотному разведчику, способному обнаруживать цели на территории Англии. Он должен был оснащаться двумя фотокамерами, способными снимать летные поля и радарные позиции даже в условиях плохой видимости.

Самолет, получивший обозначение Ag 234R Hohenaufklärer («Высотный разведчик»), практически ничем не отличался от Ag 234B, только вместо двух ТРД Jumo 004 под крылом устанавливались два ЖРД HWK 509A-1 тягой по 1700 кгс. Взлет самолета и подъем на высоту 16 500 м должен был осуществляться за счет работы собственных двигателей, далее после выработки топлива он должен был начать фотографирование целей в режиме планирующего полета.

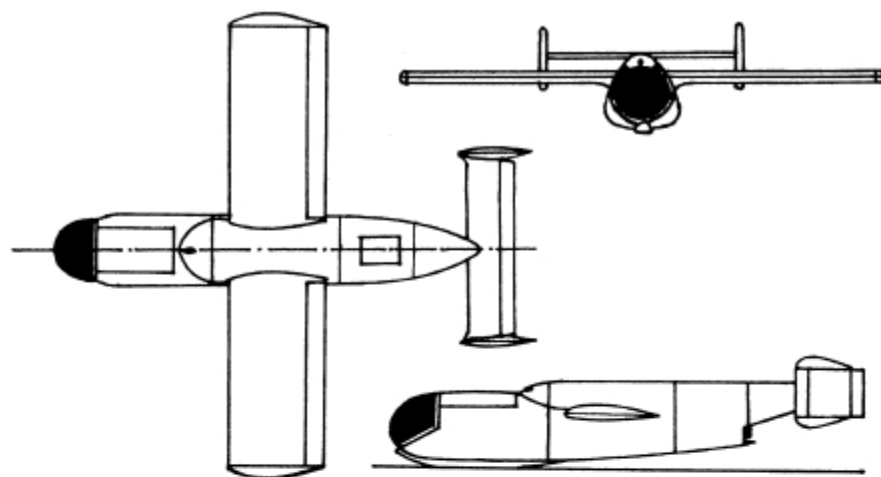
Позже на Ag 234R предложили установить двухкамерный ЖРД HWK 509B в задней части фюзеляжа ниже хвостового оперения. Верхняя основная камера ЖРД, использовавшаяся для подъема на заданную высоту, создавала тягу 1500 кгс, нижняя камера, развивавшая тягу 400 кгс, использовалась для крейсерского полета. Так как почти весь запас топлива (из общего количества 5500 кг) тратился только на подъем самолета, то вскоре было принято решение в пользу использования HWK 509C, у которого основная камера имела тягу 2000 кгс, а крейсерская – 450 кгс.

Был изменен и способ подъема самолета на высоту. Теперь его должен был буксировать на высоту 8000 м бомбардировщик He 177. На удаленности 200 км от своей базы Ag 234R отцеплялся и ускорялся под тягой собственных двигателей, набирая высоту 18 000 м. За время работы двигателя (21 минуту) самолет должен был выполнить разведывательный полет над целью и вернуться в исходную точку маршрута, чтобы пролететь оставшиеся 200–250 км до своей базы в планирующем режиме с неработающим двигателем. Для выполнения дальнего планирующего полета Ag 234R должен был оснащаться крылом с ламинарным обтеканием потока. Кроме того, Ag 234R должен был иметь герметичную кабину, аналогичную кабинам машин серии Ag 234C.

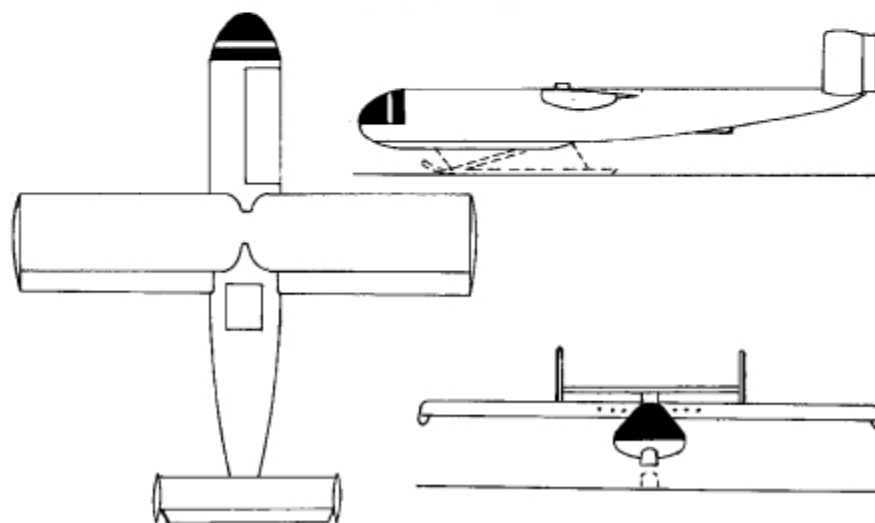
Характеристики Ag 234R: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509C тягой 2000 кгс, площадь крыла – 27,0 м², вес пустого – 3500 кг, взлетный вес – 7600 кг.

Ag E.381

В Германии фирма «Арадо» к декабрю 1944 г. предложила проект ракетного истребителя-перехватчика Ag E.381, оснащенного ЖРД. Предполагалось, что перехватчик будет подниматься в воздух подвешенным под фюзеляжем бомбардировщика Ag 234C, и после отцепки от самолета-носителя на высоте, превышающей на 1000 м высоту полета соединений союзных бомбардировщиков, должен их атаковать в режиме пикирования. ЖРД включался для выполнения повторной атаки. Возвращение на базу после выполнения боевого задания осуществлялось в планирующем режиме с посадкой на выдвижную подфюзеляжную лыжу, в случае необходимости при пробеге можно было воспользоваться тормозным парашютом. Проект выполнялся в трех вариантах – Ag E.381-I, Ag E.381-II и Ag E.381-III.



Ar E.381-I



Ar E.381-II

Истребитель Ar E.381-I оснащался ЖРД HWK 509A-2. Машина имела прямоугольные крыло и хвостовое оперение, кабина истребителя, в которой летчик располагался лежа, представляла собой вставленную в фюзеляж стальную трубу с толщиной стенки 5 мм. Носовой застекленный обтекатель имел внутри защитный экран из армированного стекла толщиной 140 мм. Доступ в кабину осуществлялся через верхний бронированный люк, поэтому до отделения от самолета-носителя летчик не мог покинуть кабину. Топливные баки (два бака с горючим C-Stoff и один с окислителем T-Stoff) располагались за кабиной. В крыле над фюзеляжем устанавливалась одна пушка MK 108. Модульная конструкция машины позволяла после посадки быстро разбирать самолет (крыло, фюзеляж, хвостовое оперение) и транспортировать его в самолете или автомашине на новое место базирования.

Второй вариант Ar E.381-II имел несколько улучшенный обзор из кабины, увеличенные размах крыла и длину самолета. В качестве двигателя использовался ЖРД HWK 509B-1, вооружение – одна пушка MK 108 и две ракеты RZ 73 на законцовках крыла.

Третий вариант Ar E.381-III, оснащенный двигателем HWK 509C-1, имел увеличенные габариты по сравнению со вторым вариантом. Форма сечения фюзеляжа приближалась к треугольной, что позволило установить входной люк сбоку. Это было сделано для того, чтобы обеспечить возможность летчику в случае аварийной ситуации покинуть самолет до отделения от носителя. Вместо пушки в качестве вооружения предполагалось использовать шесть ракет RZ 65, подвешиваемых под крылом.

Был изготовлен деревянный полноразмерный макет самолета, несколько деревянных каркасов, и, возможно, единственный беспилотный прототип для буксировочных испытаний.

Работа по Ar E.381 была прекращена из-за отсутствия заказа со стороны RLM.

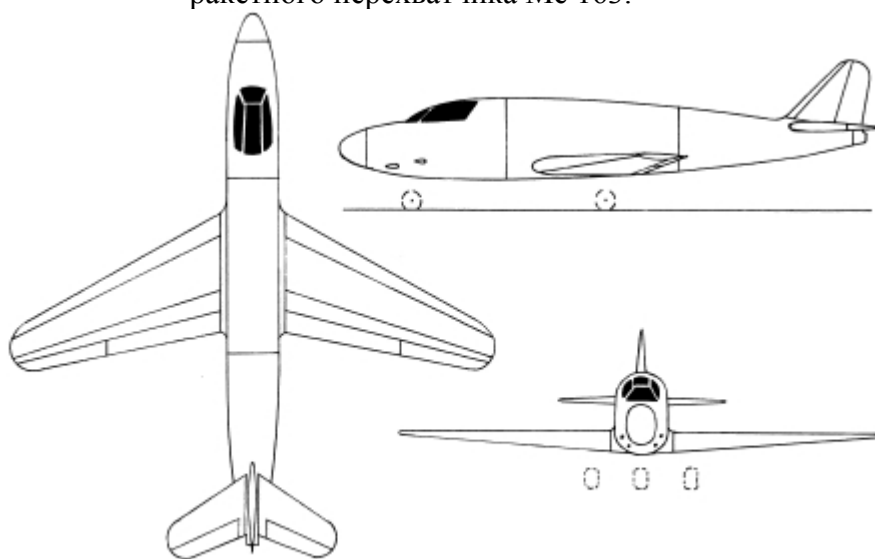
Характеристики Ar E.381-I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509A-2 тягой 1700 кгс, размах крыла – 5,0 м и его площадь – 5,0 м², длина самолета – 4,95 м, высота – 1,22 м, вес пустого – 890 кг, взлетный вес – 1200 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 900 км/ч, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм.

Характеристики Ar E.381-II: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509B-1 тягой 1700 кгс, размах крыла – 5,0 м и его площадь – 5,0 м², длина самолета – 4,95 м, высота – 1,22 м, вес пустого – 890 кг, взлетный вес – 1265 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 885 км/ч, максимальная дальность – 100 км, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм.

Характеристики Ar E.381-III: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509C-1 тягой 2000 кгс, размах крыла – 5,05 м и его площадь – 5,5 м², длина самолета – 5,7 м, высота – 1,51 м, взлетный вес – 1500 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 895 км/ч, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм.

Ar TEW 16/43-13

В 1943 г. фирма «Арадо» начала разработку трех вариантов реактивного истребителя Ar TEW 16/43. Один из вариантов, Ar TEW 16/43-13 Raketenjager («Ракетный истребитель»), представлял собой перехватчик, оснащенный ЖРД HWK 509A в хвостовой части фюзеляжа, в средней части за кабиной летчика находились два бака для компонентов топлива (T-Stoff и C-Stoff). Шасси – трехколесное со сферическими шинами. В носовой части под кабиной установлено вооружение – две пушки МК 108 и две пушки MG 151. Проектирование было закончено к 15 марта 1943 г., первая опытная машина приступила к летным испытаниям, однако вскоре работы по проекту прекратили, так как уже началось серийное производство ракетного перехватчика Me 163.



Ar TEW 16/43-13

Характеристики Ar TEW 16/43-13: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509A тягой 1600 кгс, размах крыла – 8,85 м, длина самолета – 9,7 м, взлетный вес – 4650 кг, максимальная скорость – 850 км/ч, практический потолок – 17 700 м, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

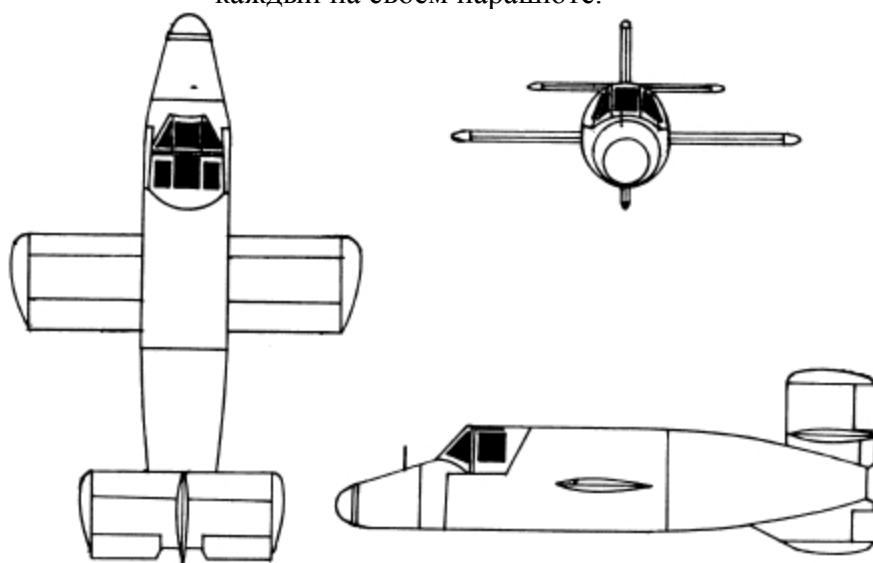
Ва 349

Летом 1944 г. немецкая фирма «Бахем верке ГмбХ» в рамках программы создания объектового перехватчика Objektschutzjager получила контракт на разработку объектового ракетного мини-перехватчика. Конструкция перехватчика, получившего обозначение Ва 349, была в основном выполнена из дерева, прямое крыло не имело никакой механизации, а управление самолетом осуществлялось при помощи рулевых поверхностей, расположенных на хвостовом крестообразном оперении. В носовой части фюзеляжа располагалась кабина

летчика, а под сбрасываемым пластиковым носовым обтекателем – сотовая батарея неуправляемых ракет (24 ракеты калибра 73 мм или 32 ракеты калибра 55 мм). Для защиты летчика в полете предусматривалось бронирование кабины – установка за батареей ракет передней бронеплиты, а за креслом – задней бронеперегородки.

В средней части фюзеляжа располагались крыло и два топливных бака – нижний для С-Stoff и верхний – для Т-Stoff, в хвостовой части находились оперение, ЖРД HWK 509А-1, узлы крепления четырех стартовых ускорителей «Шмиддинг 533» тягой по 1000 кгс и контейнер с парашютом. Перехватчик должен был осуществлять взлет с наземной пусковой установки при одновременной работе стартовых ускорителей и ЖРД, атаковать противника неуправляемыми ракетами, а после использования всех ракет совершить таран. Непосредственно перед столкновением пилот перехватчика должен был катапультироваться, одновременно с этим при помощи разрывных болтов отсоединялась хвостовая часть фюзеляжа с ЖРД и приземлялась на парашюте. Уцелевшая двигательная установка должна была использоваться повторно.

В процессе разработки самолета оказалось, что кабина летчика мала для размещения катапультного кресла, да и конструкция самого кресла еще не была отработана. По этой причине концепция покидания летчиком самолета была изменена: теперь он должен был отстегнуть привязные ремни, отсоединить ручку управления самолетом, откинуть фонарь и сбросить носовую часть фюзеляжа. Носовая часть отделялась вместе с лобовым остеклением, передней перегородкой и панелью управления. Раскрывавшийся тормозной парашют в хвостовой части как бы вытряхивал вперед летчика из кресла, после чего срабатывали пиротехнические болты, соединявшие хвостовую часть со средней частью фюзеляжа. После разделения летчик и хвостовая часть вместе с двигательной установкой приземлялись каждый на своем парашюте.



Ва 349А

Первые экспериментальные самолеты, Ва 349 М1 и М2, собирались в октябре 1944 г. одновременно. О важности программы свидетельствовало то, что в начале массового производства были заказаны 200 машин, из которых первые пятьдесят должны быть поставлены между октябрем 1944 г. и январем 1945 г.

Первый опытный образец Ва 349 М1 предназначался для буксировочных летных испытаний и имел трехстоечное колесное шасси. Он впервые был поднят в воздух без пилота в ноябре 1944 г. на буксире за самолетом He 111. Первый полет на буксире третьего опытного образца, Ва 349 М3, был выполнен 14 декабря. После успешного завершения этапа наземных испытаний около Бад-Вальдзге на 18 декабря был намечен первый вертикальный старт с пусковой установки с помощью ускорителей (ЖРД не устанавливался). Испытания закончились неудачей – самолет не сошел с направляющих пусковой установки из-за того,

что стартовые ускорители прогорели в местах проводки зажигания.

Следующая попытка была сделана четырьмя днями позже в Хойберг-Хилле. Самолет отбуксировали на высоту 750 м, после чего он совершил короткий полет, а посадка самолета с манекеном в кабине осуществлялась на парашюте. Второй такой же полет состоялся 29 декабря 1944 г. без серьезных инцидентов, в это же время еще несколько машин испытывались с буксировкой в воздухе. В феврале 1945 г. была создана команда SS-Sonderkommando 600 Natter (N) под командованием оберштурмфюрера СС Герхарда Шаллера, эта команда отвечала за организацию производства «Наттера».

25 февраля 1945 г. успешно прошел беспилотный запуск машины M22, после чего главному конструктору самолета Эриху Бахему было приказано провести первый пилотируемый полет. 1 марта летчик-испытатель Лотар Зибер впервые стартовал на опытной машине Ba 349 M23. Самолет стартовал удачно, но при наборе высоты произошел самопроизвольный сброс фонаря кабины, который при этом контузил летчика. Машина, потерявшая управление, набрала высоту около 1500 м, спикировала и при ударе о землю взорвалась, летчик погиб. Этот полет продолжался 55 секунд.

Несмотря на произошедшую во время первого пилотируемого полета катастрофу, планы массового производства самолета Ba 349 A-1 были утверждены, а испытания продолжили, выполнив до апреля 1945 г. 34 пуска, в том числе 7 пилотируемых. После испытаний на самолете переделали хвостовую часть фюзеляжа под новый двухкамерный ЖРД HWK 509C, узлы подвески стартовых ускорителей передвинули ближе к хвосту, несколько увеличили высоту фюзеляжа для размещения двух пушек MK 108. Новая модификация самолета получила обозначение Ba 349B, а RLM ограничило выпуск Ba 349A 50 опытными машинами, запустив сразу в серийное производство Ba 349B (первая партия машин должна была иметь обозначение Ba 349B-1).

Всего до конца войны построили 36 самолетов, среди них – три опытных Ba 349B, один из которых летал. Ни один из построенных самолетов Ba 349 не успел принять участие в боевых действиях, хотя 10 машин разместили у Кирхейма на стартовых позициях для отражения налетов союзной авиации. Почти все они вместе с пусковыми установками были уничтожены специальными эсэсовскими командами при отступлении, однако четыре машины захватили союзные войска – американские три и советские одну. В самом конце войны техническую документацию на Ba 349 приобрели японцы, но ни одну машину так и не построили. В настоящее время по одному экземпляру Ba 349 находятся в музеях США и Германии.

Характеристики Ba 349A: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509A-1 тягой 1600 кгс, размах крыла – 4,0 м и его площадь – 4,7 м², длина самолета – 6,0 м, высота – 2,5 м, вес пустого – 800 кг, взлетный вес – 2000 кг, максимальная скорость – 900 км/ч, скороподъемность – 183 м/с, время работы ЖРД – 2,23 минуты.

Характеристики Ba 349B: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509C тягой 2000 кгс, размах крыла – 4,0 м и его площадь – 4,7 м², длина самолета – 6,0 м, высота – 2,25 м, вес пустого – 880 кг, взлетный вес – 2234 кг, максимальная скорость – 990 км/ч, скороподъемность – 190 м/с, время работы ЖРД – 4,36 минуты.

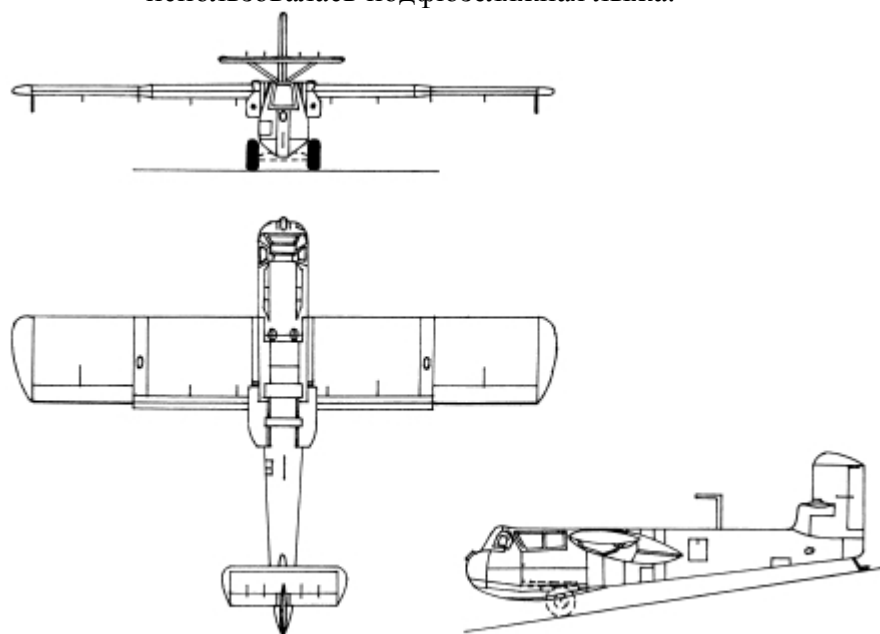
Bv 40

В начале 1943 г. на фирме «Блом и Фосс» разработали проект планера-истребителя под обозначением P.186, предназначенного для борьбы с бомбардировщиками союзников. Предполагалось, что пикирующий с большой высоты и вооруженный 30-мм пушками планер сможет незаметно приблизиться к противнику и атаковать его.

Обсуждение деталей проекта P.186 состоялось в RLM 19 августа 1943 г., в результате 30 октября 1943 г. фирме выдали заказ на изготовление 6 опытных образцов под обозначением Bv 40. Количество заказанных опытных образцов 15 декабря увеличили до 12 экземпляров, а 9 февраля 1944 г. до 20 экземпляров.

Планер имел деревянную конструкцию, за исключением сваренной из стальных листов кабины, в которой летчик располагался полулежа. Лобовое остекление кабины выполнялось

из бронестекла толщиной 12 см. В аварийной ситуации кабина отстыковывалась от центральной части фюзеляжа с помощью пироболтов, после чего летчик, выскользнув из своего ложемента, спускался на парашюте. Взлет планера осуществлялся при помощи самолета-буксировщика на сбрасываемой двухколесной тележке, для посадки использовалась подфюзеляжная лыжа.



Bv 40

15 марта 1944 г. фирма предложила использовать в качестве силовой установки ЖРД HWK 507B тягой 600 кгс со временем горения 2 минуты, которые могли быть увеличены до 4 минут при дальнейшем развитии. В этом случае атака могла бы начинаться с расстояния 15–20 км до строя союзных бомбардировщиков, но RLM 10 мая 1944 г. запретило проведение летных испытаний планера с двигателем.

Первый опытный образец Bv 40V1 (PN+UA) был закончен в апреле 1944 г., он совершил свой первый успешный взлет на буксире у Bf 110G-0 в Вензендорфе 20 мая 1944 г. Летные испытания были в основном закончены к середине июля 1944 г., во время испытаний машина достигла в пикировании скорости 470 км/ч. Однако к тому времени RLM изменило технические требования к Bv 40, что требовало доработки конструкции. Согласно новым требованиям планер должен был нести под крылом две бомбы, которые должны были сбрасываться во время атаки на строй союзных бомбардировщиков. В качестве заключительного решения фирма Blohm & Voss предложила подвешивать под крылом две бомботорпеды БТ 700, в таком варианте два планера Bv 40 могли быть подвешены под крылом самолетов-носителей He 177A-5 или He 277B-5 и подняты на заданную высоту.

Шестой опытный образец V6 (PN+UF) взлетел 27 июля 1944 г., но 18 августа 1944 г. по приказу OKL работу над проектом остановили, в октябре 1944 г. оставшиеся 14 опытных машин (с V7 по V20) в различных стадиях готовности были разрушены во время воздушного налета союзной авиации.

Характеристики Bv 40: экипаж – 1 человек, размах крыла – 7.5 м и его площадь – 8,2 м², длина планера – 5,7 м, высота – 1.6 м, вес пустого – 840 кг, взлетный вес – 1150 кг, максимальная скорость при пикировании (расчетная) – 900 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

DFS 194

Отсутствие прогресса в разработке фирмой «Хейнкель» ракетного самолета He 176 (см. ниже) стало причиной начала секретного «Проекта X», в рамках которого профессор А. Липпиш из DFS приступил к разработке прототипа ракетного истребителя-перехватчика под обозначением DFS 194, самолет выполнялся по схеме «бесхвостка».

В связи с особым режимом секретности и для ускорения работ в конце 1938 г. «Проект Х» передали на фирму «Мессершмитт». В ОКБ головного завода фирмы в Аугсбурге создали специальный «Отдел L», куда в начале января 1939 г. перешел работать А. Липпиш со своими сотрудниками.

DFS 194 оснащался ЖРД RI 203 тягой 300 кгс, который работал на двухкомпонентном топливе – T-Stoff (80 %-я перекись водорода с добавкой стабилизатора) и Z-Stoff (раствор перманганата калия). Для снижения веса самолета вместо колесного шасси предусмотрели подфюзеляжную посадочную лыжу.

Первые полеты на самолете DFS 194 выполнил летчик-испытатель Х. Диттмар в августе 1940 г. на испытательном полигоне Ракетного научно-исследовательского центра в Пенемюнде. Результаты испытаний получили положительную оценку экспертов RLM, после чего было принято решение на основе конструкции DFS 194 разрабатывать первый серийный ракетный истребитель-перехватчик, позднее получивший обозначение Me 163.

Характеристики DFS 194: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД RI 203 тягой 300 кгс, размах крыла – 9,3 м и его площадь – 17,52 м², взлетный вес – 2100 кг, максимальная скорость – 550 км/ч, максимальная дальность полета – 1050 км.

DFS 228

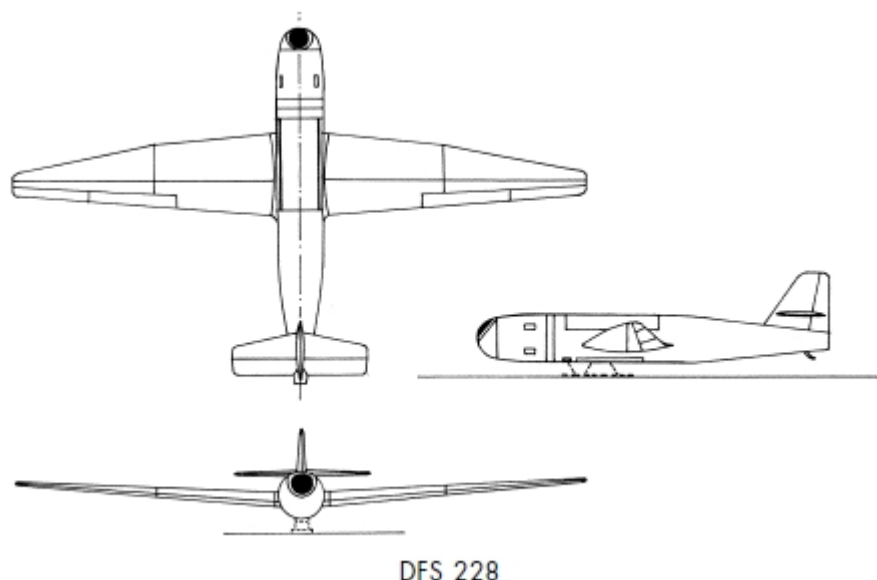
Одноместный высотный разведчик DFS 228, оснащенный ракетным двигателем HWK 509, являлся конкурентом самолету Ar 234R. Предполагалось, что DFS 228, доставленный на высоту 10 000 м, должен отцепиться от самолета-носителя или буксировщика, включить двигатель и набрать высоту 23 000– 25 000 м. Далее полет должен проходить в планирующем режиме, а двигатель включаться периодически. Во время полета продолжительностью около 45 минут предусматривалось ведение разведки с помощью инфракрасных фотокамер. После выработки топлива совершался планирующий полет на базу, расчетная дальность составляла 1000 км.

В конструкции самолета максимально использовалось дерево, носовая часть фюзеляжа с гермокабиной отделялась от остальной части фюзеляжа перегородкой, для остекления кабины применялись три плексигласовые панели.

В первой опытной машине летчик сидел, но начиная со второй машины он располагался лежа. Температура и состав атмосферы в кабине поддерживались бортовым кондиционером. В аварийной ситуации вся носовая часть, прикрепленная к фюзеляжу четырьмя разрывными болтами, отделялась от него, после чего стабилизировалась автоматически выпускаемым парашютом. При достижении определенной высоты ложе вместе с летчиком выбрасывалось из кабины сжатым воздухом, затем открывался спасательный парашют.

В центральной части фюзеляжа располагались баки с топливом и окислителем, а также две инфракрасные фотокамеры, под фюзеляжем – посадочная лыжа. В хвостовой части фюзеляжа находились двигатель и костыль шасси.

Первые две опытные машины DFS 228 (V1 и V2), построенные в 1943 г., испытывались в безмоторном режиме, в качестве самолета-носителя использовался Do 217K. Заложенную серию из 10 машин DFS 228A-0 так и не построили до окончания войны. DFS 228V2 был уничтожен в Хёршинге в мае 1945 г. во время налета союзной авиации, а уцелевший DFS 228V1 захватили в Айнринге американцы. В июне 1946 г. машину вывезли в Англию и передали планерной фирме «Слингсби», которая использовала некоторые технические решения, примененные в DFS 228, при разработке собственного высотного планера T 44.



Характеристики DFS 228: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509A тягой 1600 кгс, размах крыла – 17,6 м и его площадь – 30 м², длина самолета – 10,59 м, высота – 2,92 м, вес пустого – 1350 кг, взлетный вес – 4210 кг, максимальная скорость – 900 км/ч у земли и 700 км/ч на высоте 23 000 м, максимальная дальность полета – 1050 км, практический потолок – 25 000 м.

DFS 346

Проект высотного сверхзвукового разведчика в DFS разработали в конце 1944 г. Он представлял собой дальнейшее развитие самолета DFS 228, но со стреловидным крылом и двухкамерным ЖРД HWK 509 B-1. DFS 346 должен был подниматься в воздух аналогично своему предшественнику, а после выполнения задания осуществлять посадку на подфюзеляжную лыжу. Летчик располагался в гермокабине лежа, доступ в нее осуществлялся через выдвигавшийся вперед фонарь. Серийное производство самолета планировалось организовать на фирме «Зибель», к концу войны изготовили деревянный полноразмерный макет и начали сборку первого опытного экземпляра под обозначением Si 346.

После окончания войны в 1946 г. по указанию советского руководства в Германии построили три опытные машины под обозначением 346. Программу исследования характеристик самолета прекратили в 1951 г. после того, как третий опытный экземпляр потеряли во время летных испытаний.

Характеристики DFS 346: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509B-1 тягой 1700 кгс, размах крыла – 8,98 м и его площадь – 20,0 м², длина самолета – 11,65 м, высота – 3,5 м, вес пустого – 1425 кг, взлетный вес – 3200 кг, максимальная скорость – 2270 км/ч, практический потолок – 30 500 м.

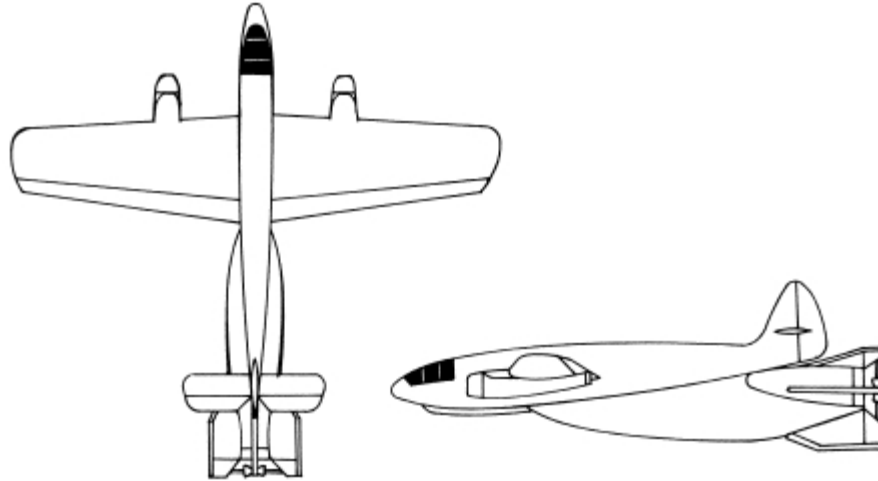
Fi 166

Под руководством технического директора фирмы «Физелер» Эриха Бахема в 1940 г. началась разработка проекта вертикально взлетающего перехватчика Fi 166 Hohenjager («Высотный истребитель»). К декабрю 1941 г. были представлены два варианта проекта – Hohenjager I ближнего действия и Hohenjager II дальнего действия. Вертикальный взлет перехватчика в обоих вариантах осуществлялся с ramпы, установленной на автомашине, что обеспечивало высокую мобильность этих средств противовоздушной обороны.

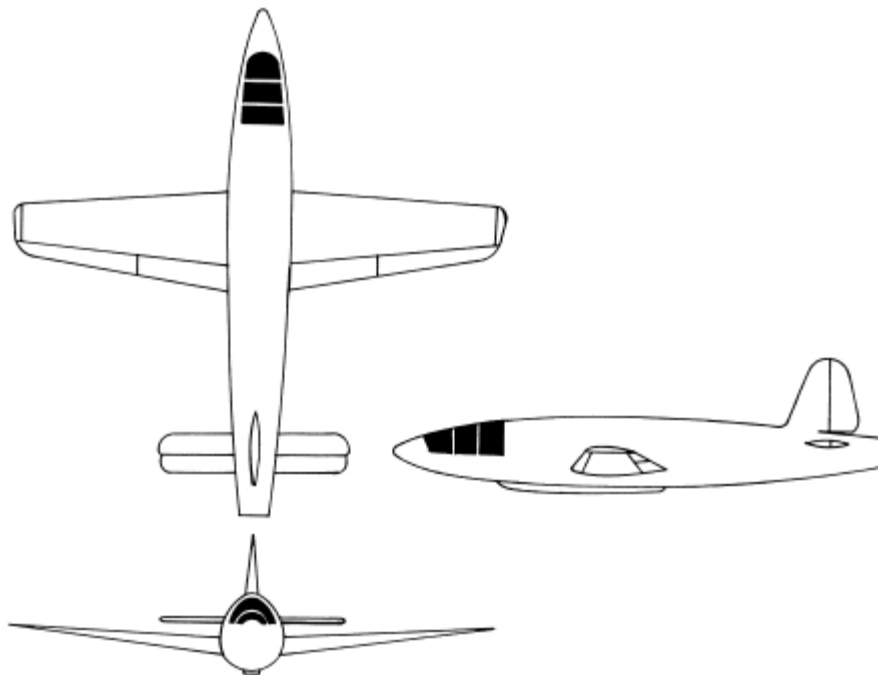
Hohenjager I представлял собой связку из модернизированной ракеты A 5 с ЖРД и одноместного самолета-перехватчика с установленным в его хвостовой части собственным ЖРД. При помощи ракеты самолет поднимался на высоту около 12 000 м, затем ракета сбрасывалась, а самолет переходил в режим горизонтального полета. Сброшенная ракета опускалась на землю на парашюте, после чего она могла использоваться повторно. Посадку перехватчик осуществлял на подфюзеляжную лыжу. Вооружение составляли две пушки,

размещенные в корнях крыла.

Hohenjager II представлял собой двухместный самолет с двумя ТРД, расположенными в крыле. Экипаж состоял из пилота, который, кроме того, отвечал за радар (Spanner или Lichtenstein), и наблюдателя-радиста, который поддерживал контакт с наземным пунктом управления. Наведение с земли осуществлялось с помощью радара Wurzburg. Самолет, как и в первом варианте, выводился на высоту 12 000 м мощным ракетным двигателем, который сбрасывался после выработки топлива. Отработанный двигатель спускался на парашюте для последующего восстановления и повторного использования. После достижения боевого потолка пилот включал ТРД для осуществления дальнейшего полета. Ожидаемая продолжительность полета Hohenjager II составляла приблизительно 45 минут, что позволяло осуществить два или более отдельных нападений на вражеское формирование бомбардировщиков. Приземление самолета осуществлялось на подфюзеляжную лыжу.



Fi 166.I



Fi 166.II

Ни один из вариантов перехватчика не был принят, так как на начальной стадии ведения войны командование люфтваффе считало это излишним. Кроме того, рекомендуемые автоматические устройства наведения истребителя на цель еще не были доступны для применения в условиях эксплуатации.

Характеристики Hohenjager I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД тягой 900 кгс, площадь крыла – 36,5 м², взлетный вес системы – 10 000 кг, полетный вес самолета – 5620 кг, максимальная скорость – 830 км/ч, практический потолок – 12 000 м, продолжительность полета – 5 минут.

Характеристики Hohenjager II: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД суммарной тягой 775 кгс, площадь крыла – 43,0 м², взлетный вес – 13 500 кг, полетный вес самолета – 5930 кг, максимальная скорость – 830 км/ч, практический потолок – 12 000 м, продолжительность полета – 45 минут.

He 176

В 1935 г. технический департамент RLM обратился в Управление вооружений сухопутных войск (HWA) с просьбой оказания содействия в создании ракетного двигателя для самолетов, так как проводившиеся до этого на фирме «Юнкерс» работы с ЖРД не увенчались успехом. 27 июня 1935 г. в Куммерсдорфе состоялось совещание с участием представителей RLM, отдела управляемого оружия (Wa. Prw. 1) HWA (руководитель В. фон Браун) и фирмы «Юнкерс» (профессор Мадер и инженер Циндель), во время которого представители HWA продемонстрировали ЖРД с тягой 300 кгс, работавший на спирте и жидком кислороде. В результате договорились о создании ракетного истребителя-перехватчика с временем подъема на высоту до 15 000 м примерно в одну минуту и общей продолжительностью полета около 30 минут. На первом этапе работ должна была разрабатываться экспериментальная машина, на которой можно было установить ЖРД и испытывать его в полете в диапазоне высот до 3000 м.

В сентябре 1935 г. RLM подключило к этим работам фирму «Хейнкель». В соответствии с межведомственным соглашением «Юнкерс» дорабатывал под ЖРД HWA свои самолеты «Юниор» и А 50, а «Хейнкель» – свой самолет He 112. Интересно посмотреть, как финансировались эти работы. Так вот, на работы с фирмой «Хейнкель» фон Браун запросил 200 тысяч марок и на работы с «Юнкерсом» – 30 тысяч марок. Заметим, что в 1935 г. покупка большой территории вблизи рыбацкой деревушки Пенемюнде на острове Узедом в Балтийском море, где затем развернулось строительство Ракетного центра НVP (Heeres Versuchsanstalt Peenemunde) для совместной эксплуатации армией и люфтваффе, обошлась в 750 тысяч марок.

Работы с фирмой «Юнкерс» продолжались до сентября 1936 г. В результате испытаний самолет «Юниор» с ЖРД тягой 300 кгс так и не смог оторваться от земли, а испытания самолета А 50 сопровождалось постоянными отказами, среди которых были два взрыва двигателя.

Фирма «Хейнкель» готовила для этих работ две свои машины – He 112V3 (заводской номер 1292, D-IDMO) под ЖРД Х. Вальтера, первый образец которого уже опробовали на самолете He 72, и He 112V4 (заводской номер 1974, D-IPMY) под ЖРД HWA, за поставку которого отвечал В. фон Браун. Четвертую машину 23 июня впервые облетал в режиме планера заводской летчик-испытатель К. Генрих, после чего ее передали на завод для доработки и наземных испытаний с двигателем. В сентябре 1936 г. RLM приняло решение сосредоточить дальнейшие работы по ракетному самолету на фирме «Хейнкель». Поэтому после окончания 18 февраля 1937 г. стендовых испытаний He 112 с двигателем было принято решение готовить самолет к летным испытаниям. Сравнительные летные испытания двух опытных образцов самолета, получившего обозначение He 112R, показали, что двигатель HWA развивал в полете всего половину от обещанной величины тяги в 750 кгс, а потреблял топлива почти в два раза больше, чем двигатель Х. Вальтера. К слову сказать, примерно в то же самое время проходил испытания самолет Fw 56, оснащенный одним из вариантов

двигателя Х. Вальтера, а третий испытательный полет на этом самолете выполнил полковник Э. Удет, только что назначенный руководителем технического департамента RLM.

В результате сравнительных испытаний приняли решение строить четыре опытных образца самолета, проект которого разрабатывался с середины декабря 1936 г. на фирме «Хейнкель» под обозначением Р.1033. В конце июня 1937 г. самолет получил обозначение He 176. Первый опытный самолет должен был оснащаться ЖРД Х. Вальтера, получившим в 1938 г. RLM-обозначение RII 204, а остальные три – двигателями HWA (RLM-обозначение RII 102), которые ко времени постройки самолетов должны были быть доработаны. Вся работа по самолету He 176 проходила в специально созданном отделе Sonderentwicklung I, который был изолирован по соображениям секретности от остальных подразделений фирмы «Хейнкель» в Росток-Мариенехе.

Законченный опытный образец самолета переправили в Ракетный центр в Пенемюнде, где можно было соблюсти режим секретности во время испытаний, длившихся с 8 января по 14 апреля 1939 г. Первоначально проводились наземные испытания He 176 с буксировкой его за автомобилем на скоростях до 155 км/ч. Первые короткие пробежки с подлетами по прямой под управлением флюгkapитана Э. Варзица имели место в марте 1939 г. с работающим ЖРД, но с очень ограниченными количествами топлива в самолете. Всего было выполнено 29 подлетов, во время которых замечалась нестабильность работы двигателя. 25 мая Э. Варзиц продемонстрировал серию коротких подлетов на He 176V1 перед комиссией RLM во главе с Э. Удетом и Э. Мильхом.

Принято считать, что первый официальный полет опытного образца He 176V1 состоялся 20 июня 1939 г. под управлением Э. Варзица. Однако в дневнике инженера Макса Майера, сотрудника фирмы «Хейнкель», обозначена другая дата первого полета – 15 июня 1939 г. Скорее всего, 20 июня самолет официально показывался в полете Э. Удету и Э. Мильху, что тем не менее не изменило отрицательного отношения Э. Удета к этому самолету, более того, он запретил дальнейшие его испытания из соображений безопасности. Это запрещение дважды отменялось и дважды снова вводилось, и действовало оно до 3 июля 1939 г., когда самолет продемонстрировали высшему руководству Германии во главе с А. Гитлером. Официальный приказ вышел 12 сентября 1939 г., этим приказом прекращалась любая дальнейшая работа над ракетным самолетом He 176, хотя уже была почти закончена вторая машина He 176V2 с двигателем HWA RII 102 тягой 725 кгс и начата постройка третьей машины. Их пустили на слом, а первый опытный образец самолета, совершивший 19 полетов в Пенемюнде и Рёхлине в период с июня по ноябрь 1939 г., хранился какое-то время на фирме «Хейнкель», но его в конечном счете передали в музей авиации в Берлине, где он был разрушен во время воздушного налета союзных бомбардировщиков в 1944 г.

Характеристики He 176V1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK RII 204 тягой 500 кгс, размах крыла – 5,0 м и его площадь – 5,5 м², длина самолета – 6,5 м, высота – 1,44 м, вес пустого – 900 кг, взлетный вес – 1620 кг, максимальная скорость – 750 км/ч на высоте – 4000 м, практический потолок – 9000 м, дальность – 110 км.

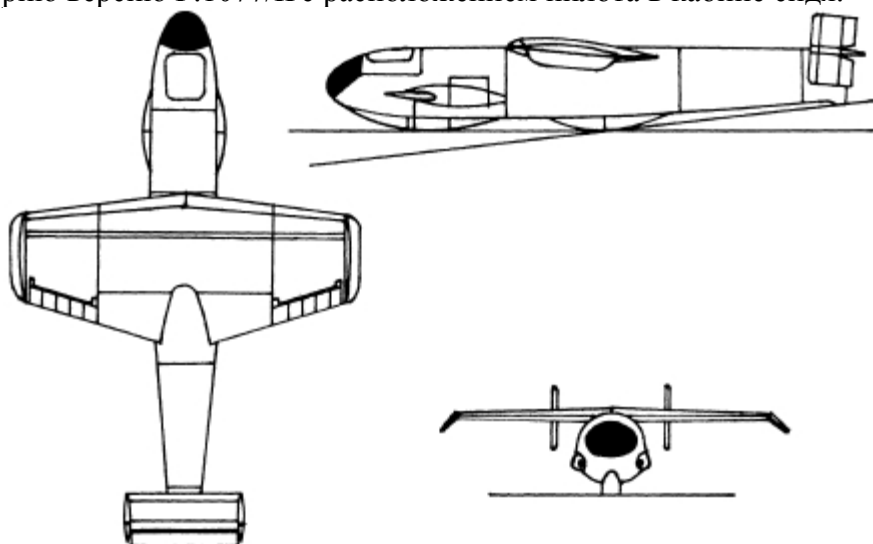
He P.1077 Julia

Фирма «Хейнкель» разработала в 1944 г. проект перехватчика He P.1077 Julia. Самолет имел трапециевидное деревянное крыло с отогнутыми вниз законцовками, деревянный фюзеляж и разнесенное вертикальное хвостовое оперение, также выполненное из дерева. В качестве посадочных устройств использовались две выдвигавшиеся подфюзеляжные лыжи. В качестве вооружения самолет должен был нести две пушки, в хвостовой части фюзеляжа устанавливался ЖРД HWK 509C-1 с основной камерой сгорания и дополнительной камерой для крейсерского полета. В хвостовой же части фюзеляжа предусматривались узлы крепления для четырех твердотопливных стартовых ускорителей при запуске с наземной стартовой установки. Каждый ускоритель развивал тягу 1200 кгс в течение 10 секунд.

Первоначально разрабатывался вариант самолета P.1077/I с лежащим расположением летчика в кабине. В начале сентября 1944 г. был выдан контракт на изготовление опытной партии из двадцати самолетов на фирме Wiener Holzwerke, а в конце сентября проект

официально переименовали в HJ-Segelflugzeug (планер для гитлерюгенда), вероятно для того, чтобы замаскировать истинный характер проекта. Планировалось производить 300 самолетов He P.1077 в месяц. Проектные изучения были закончены к 15 октября 1944 г. и представлены в RLM. В дополнение к вооруженному истребителю была предложена невооруженная версия, предназначенная для отработки режима посадки летчиками.

Самолеты предсерийной партии предполагалось оснастить двумя пушками MG 151/20 в контейнерах под крылом, серийные же самолеты He P.1077/I должны были оснащаться двумя пушками МК 108 по бокам кабины пилота. В дальнейшем предусматривалось запустить в серию версию P.1077/II с расположением пилота в кабине сидя.



He P.1077 Julia I



He P.1077 Julia II

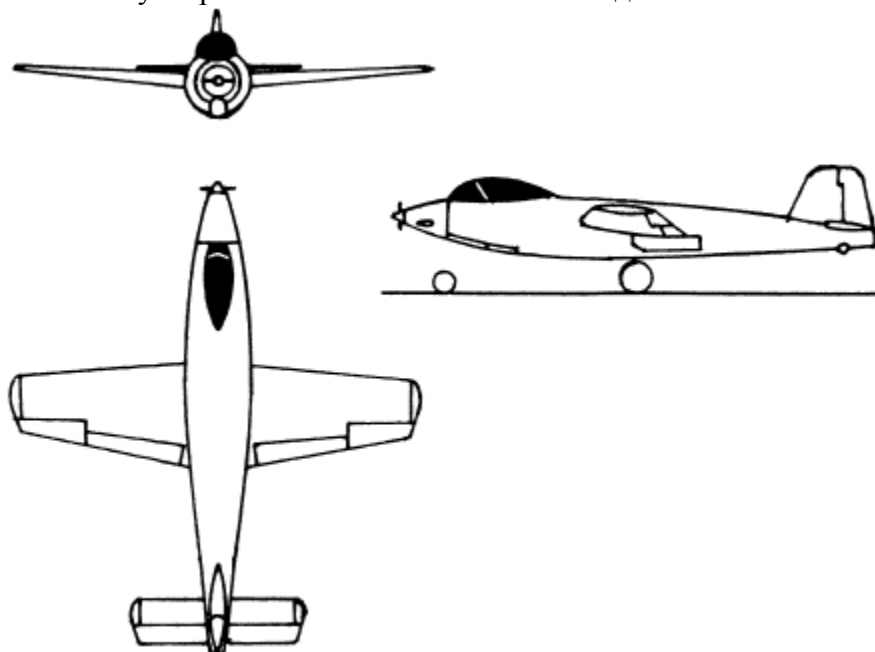
Для проверки правильности проектных расчетов в октябре 1944 г. построили и испытали летающую деревянную модель Julia в масштабе 1:20. Позже в том же месяце летающую модель в масштабе 1:8 испытали в Венской высшей технической школе, в ноябре другая модель прошла летные испытания с вертикальным взлетом. В целом приблизительно сорок моделей масштаба 1:8 были построены и проверены, некоторые из них взлетали с помощью маленьких твердотопливных ракет, испытания проводило специально созданное подразделение Kommando der Erprobungsstellen (KDE). Однако к марту 1945 г. производственные мощности фирмы Wiener Holzwerke были разрушены во время налетов союзнических бомбардировщиков. Всего до конца войны успели собрать пять опытных машин, две из которых (He P.1077 M1 и M2) предполагалось испытывать без двигателя в режиме планера и три машины с ракетным двигателем (He P.1077 M3, M4 и M5).

Характеристики He P.1077 Julia I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509C-1 тягой 2000 кгс, размах крыла – 4,6 м и его площадь – 7,2 м², длина самолета – 6,8 м, высота – 1,0 м, вес пустого – 945 кг, взлетный вес – 1795 кг (Julia II – 1840 кг), максимальная скорость на высоте 5000 м – 980 км/ч (Julia II – 970 км/ч), скороподъемность – 192 м/с, максимальная дальность – 73 км, продолжительность полета – 5 минут, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Ju EF 127

Разработанный фирмой «Юнкерс» проект объектового мини-перехватчика Ju EF 127 Walli реализовывал концепцию взлета с помощью сбрасываемой трехколесной тележки и

посадку на две выдвигавшиеся подфюзеляжные лыжи. Ju EF 127 оснащался ЖРД НКВ 509С, летчик располагался в кабине сидя, по бокам кабины устанавливались две встроенные пушки МК 108 или пулеметы MG 151. Топливо и окислитель (С-Stoff и Т-Stoff) размещались в фюзеляжных баках. На носовом обтекателе фюзеляжа устанавливалась ветрянка электрогенератора, в хвостовой части фюзеляжа – узлы крепления для четырех стартовых ускорителей тягой по 1000 кгс каждый.



Ju EF 127

Представители RLM проявили большой интерес к Walli, но потребовали, чтобы «Юнкерс» предусмотрел упрощенную систему взлета без тележки. Поэтому в окончательной версии машины (16 декабря 1944 г.) было использовано сбрасываемое трехколесное шасси, которое подбиралось после взлета и могло использоваться повторно. Приземление машины осуществлялось на подфюзеляжную лыжу. Однако в начале 1945 г. приказом RLM дальнейшее развитие проекта было прекращено.

Характеристики Ju EF 127: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД НКВ 509С тягой 2000 кгс, размах крыла – 6,65 м и его площадь – 8,9 м², длина самолета – 8,0 м, высота – 2,3 м, вес пустого – 1030 кг, взлетный вес – 2790 кг, максимальная скорость на высоте 10 000 м – 900 км/ч, скороподъемность у земли – 133 м/с, дальность – 240 км, продолжительность полета – 10 минут, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Ju EF 011

Один из ранних реактивных проектов «Юнкерса» – объектовый одноместный перехватчик с двумя ЖРД Х. Вальтера на сильно выдвинутых вперед подкрыльевых пилонках. В носу располагались две пушки калибра 20 мм, шасси двухколесное с маленьким хвостовым колесом и дополнительными боковыми выдвижными лыжами под крылом.

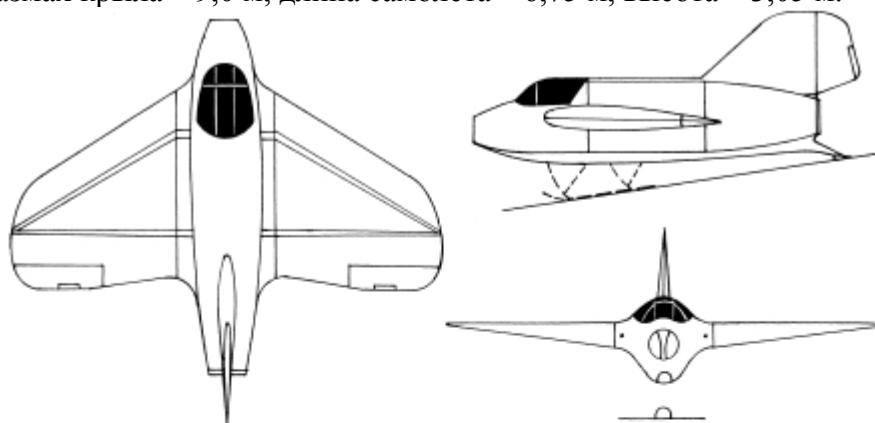
Li P.01

Под этим обозначением А. Липпиш разрабатывал ракетный перехватчик, возглавляя «Отдел L» на фирме «Мессершмитт» с января 1939 г. К концу 1941 г. разработали несколько вариантов проекта с номерами от Р. 01–111 до Р. 01–119 с силовыми установками различных типов. Среди этих вариантов проекта Р. 01–114, Р. 01–116/II, Р. 01–117, Р. 01–118, Р. 01–119 и Р.05 имели ЖРД.

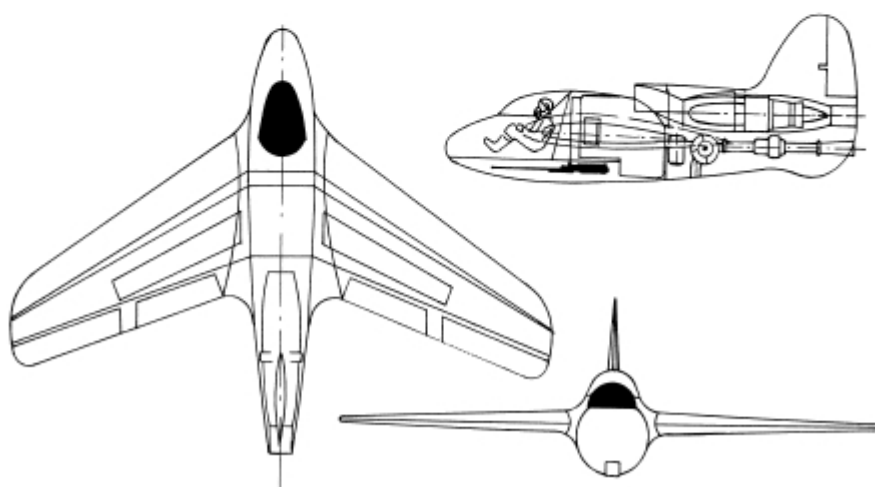
Истребитель Li P. 01–114 с ЖРД в хвостовой части имел в длину всего 6,5 м.

Р.01-116 выполнялся в трех вариантах. Взлет предусматривался при помощи сбрасываемой стартовой тележки и ускорителей, посадка – на подфюзеляжную лыжу. Второй вариант Р. 01–116/II, законченный в июне 1941 г., оснащался ЖРД в хвостовой части

фюзеляжа, имел большие габаритные размеры и стреловидное крыло. Характеристики: размах крыла – 9,0 м, длина самолета – 6,75 м, высота – 3,05 м.



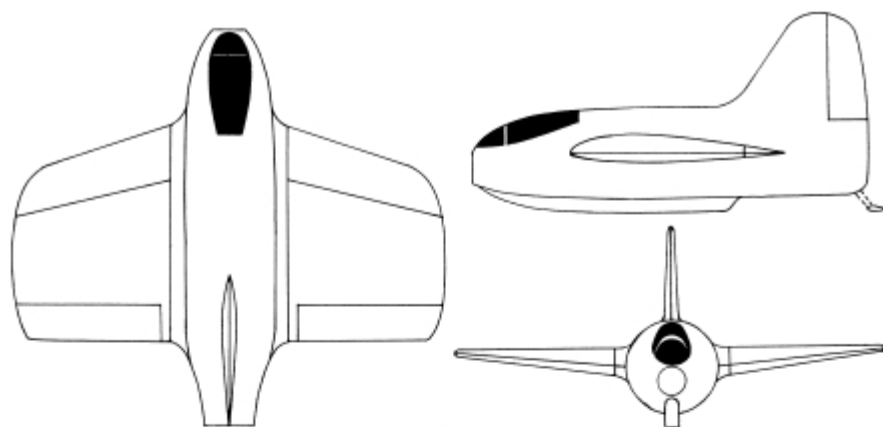
Li P.01-111



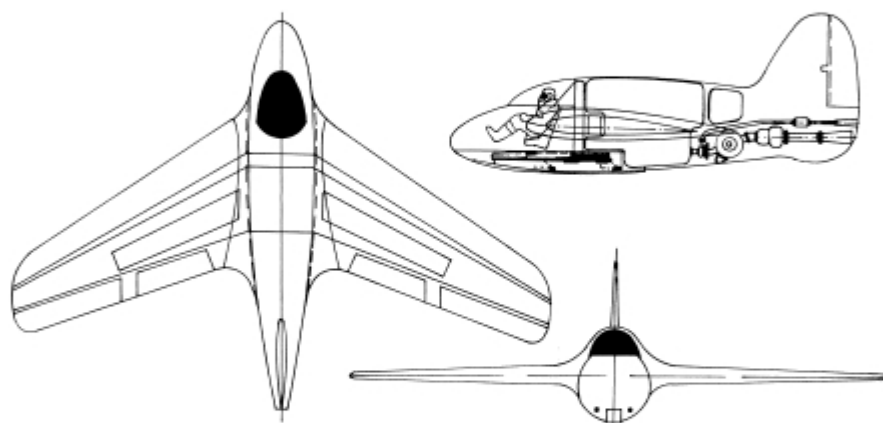
Li P.01-115

Р.01-117, законченный в июле 1941 г., имел ЖРД в хвостовой части фюзеляжа, летчик в кабине располагался лежа. Под фюзеляжем находилась посадочная лыжа, четыре пушки MG 151 устанавливались попарно по обе стороны кабины. Предусматривалась возможность установки двух дополнительных пулеметов. Характеристики: размах крыла – 9,0 м, длина самолета – 7,65 м, высота – 3,26 м.

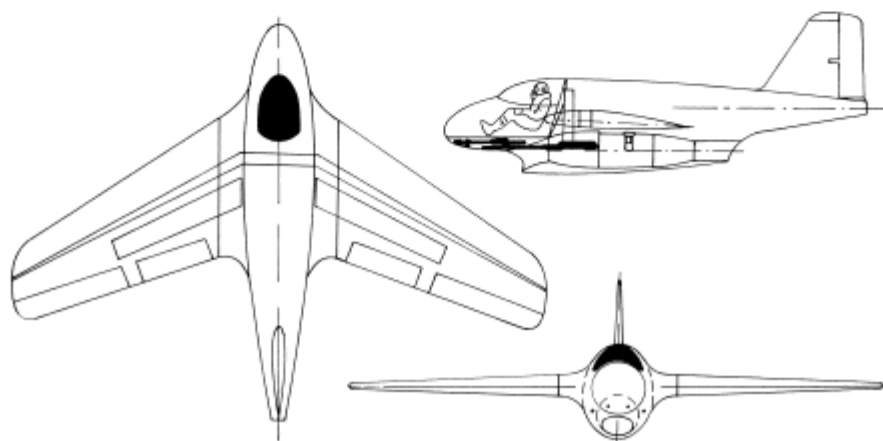
Р.01-118 закончен в августе того же года. В хвостовой части фюзеляжа устанавливался ЖРД, летчик располагался в кабине сидя, по бокам кабины монтировались две пушки МК 108 или MG 151. Характеристики: размах крыла стреловидностью 36° – 9,0 м, длина самолета – 7,2 м, высота – 2,96 м.



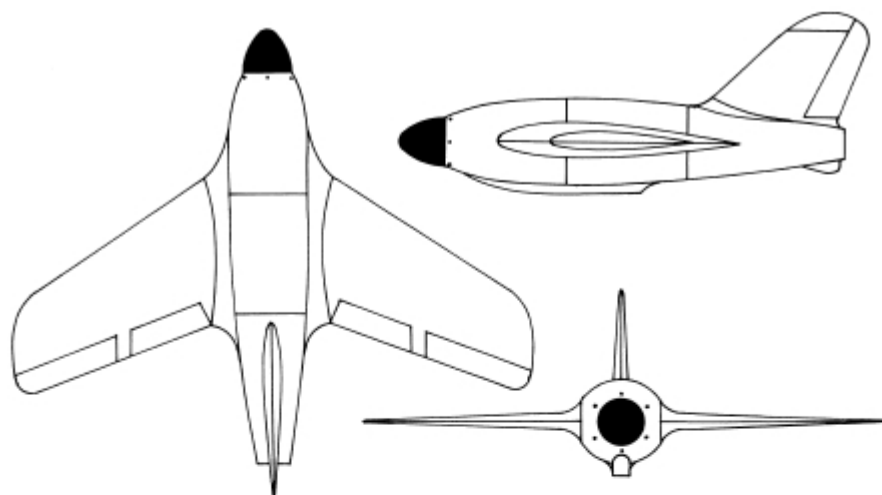
Li P.01-116 (первый вариант)



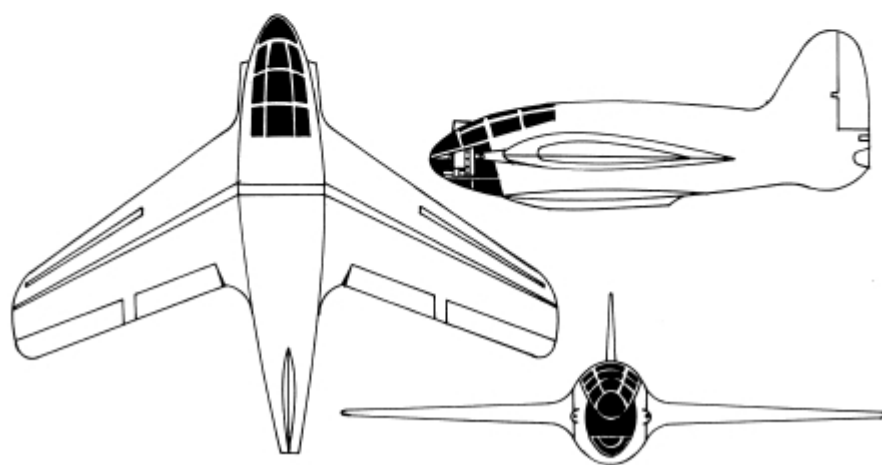
Li P.01-116 (второй вариант)



Li P.01-116 (третий вариант)



Li P.01-117



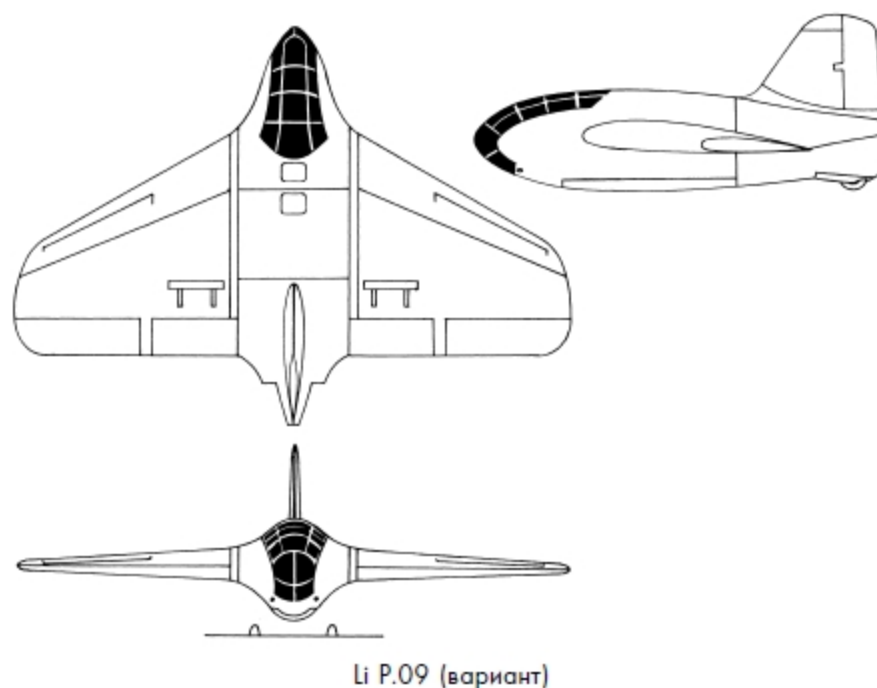
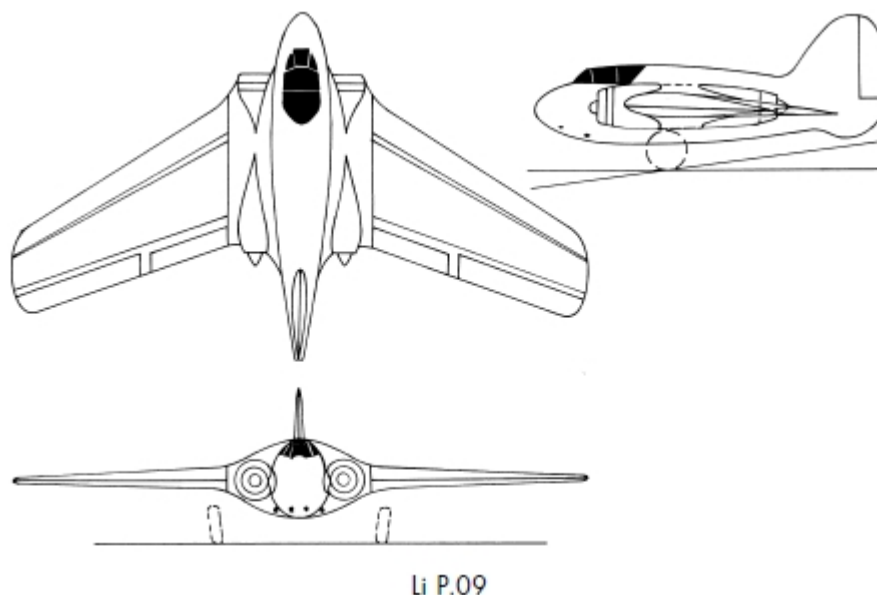
Li P.01-118

Li P. 01–119 (август 1941 г.) был подобен варианту Li P. 01–118, но нес четыре пушки. Большой топливный отсек был размещен в фюзеляже, ЖРД имел две отдельные камеры сгорания, чтобы увеличить боевой радиус самолета.

Li P.05 представлял собой доработанный P. 01–119, имел длину фюзеляжа 7,6 м и увеличенный запас топлива. А. Липпиш планировал применить двигатель с тремя камерами сгорания, две из которых должны были использоваться во время взлета и набора высоты. Размах крыла увеличили до 12,0 м, под крылом были установлены воздушные тормоза. Вооружение и приборное оборудование были подобны его предшественнику, за исключением незначительных доработок в радиооборудовании. Проект был завершен в конце августа 1941 г., но от него в конечном счете отказались, прежде всего из-за сложной конструкции силовой установки.

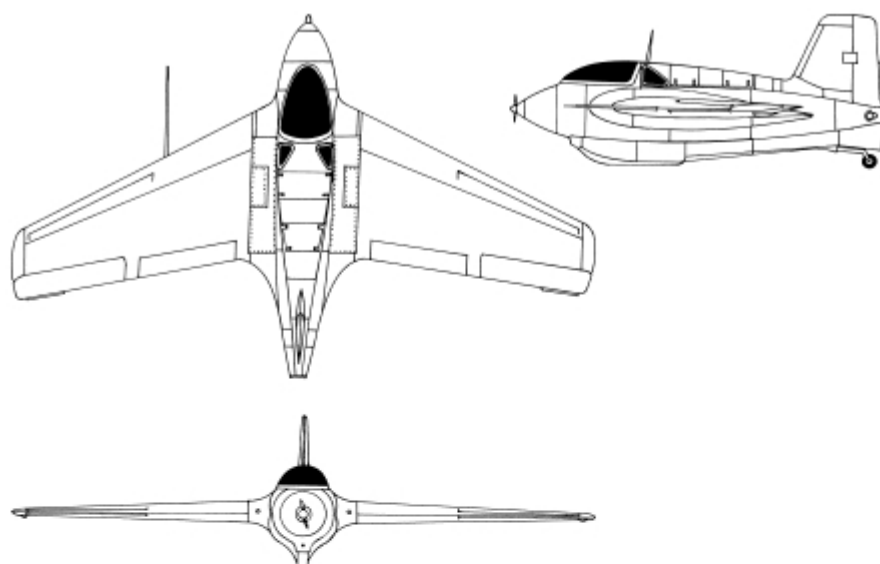
Li P.09/II Под обозначением Li P.09 разрабатывались два варианта одноместного самолета-«бесхвостки» с дельтовидным крылом – штурмовик Li P.09/I с ТРД (см. ниже) и истребитель Li P.09/II с ЖРД. Проект Li P.09/II, разрабатывавшийся под руководством Р. Рентеля, был закончен в мае 1942 г.

В варианте истребителя в качестве силовой установки использовались три ЖРД (два основных и третий только для полета на крейсерском режиме), установленные в хвостовой части фюзеляжа под килем. Шасси имело маленькое хвостовое колесо, наполовину убираемое в полете, и основные посадочные лыжи, взлет самолета осуществлялся с помощью сбрасываемой тележки. Вооружение составляли две пушки и два пулемета или четыре пулемета в носовой части фюзеляжа. Проект не реализовывался.

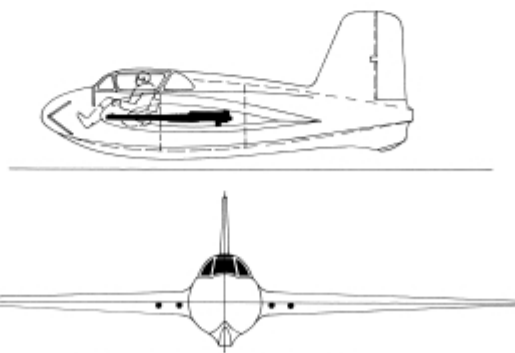


Характеристики Li P.09/II: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ЖРД HWK 509A-0 тягой 1500 кгс и 1 х ЖРД тягой 300 кгс, размах крыла – 10,0 м, длина самолета – 7,4 м, высота – 3,4 м, максимальная скорость – 1000 км/ч, практический потолок – 12 500 м, дальность – 300 км, вооружение – 4 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм или 2 пушки МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20.

Me 163 Истребитель Me 163 был, по существу, частью большой программы разработки проектов А. Липпиша от Li P. 01–111 до Li P. 01–119. Весной 1941 г. начались летные испытания первой опытной машины без двигателя. Она походила на DFS 194, но имела ряд усовершенствований. Крыло (размах уменьшился с 10,4 м до 8,85 м) с автоматическими предкрылками на концах имело стреловидность по передней кромке, изменявшуюся с 27° у корня до 32° у законцовок. Увеличили киль и руль направления, модернизировали кинематику системы управления, фонарь кабины летчика сделали более обтекаемым. В качестве силовой установки применили более мощный ЖРД RII 203B тягой 750 кгс. Шасси было таким же, как и у DFS 194, то есть взлет осуществлялся на сбрасываемой двухколесной тележке, а посадка – на выдвигаемую подфюзеляжную лыжу, в хвостовой части фюзеляжа имелась убиравшаяся в полете небольшая опорная лыжа.



Me 163B



Li 163

Первый полет опытной машины с двигателем состоялся 13 июля 1941 г., в процессе дальнейших испытаний была достигнута скорость 700 км/ч, большей скорости при взлете с земли достичь не удавалось из-за малого запаса топлива. 2 октября машину, полностью заправленную топливом, самолет-буксировщик поднял на высоту около 4000 м. После отцепки от буксира и включения двигателя летчику-испытателю Х. Диттмару удалось достичь скорости 1004 км/ч.

А. Липпиш рассчитывал, что в случае принятия в серийное производство его самолет получит обозначение Li 163, однако в итоге, благодаря настойчивым требованиям В. Мессершмитта, RLM присвоило самолету обозначение Me 163. Результаты летных испытаний самолета несколько снизили интерес специалистов RLM к ракетному перехватчику. Главными причинами тому были – небольшая дальность полета, многочисленные отказы двигателя, опасность при эксплуатации (токсичность топлива) и др.

С появлением в Германии более мощных ЖРД интерес со стороны RLM к перехватчику снова возрос, при этом решили прекратить работы по самолетам серии А и начать разработку серии Me 163В. Прототипом его стала третья опытная машина Me 163V3, собранная в апреле 1942 г. Она имела увеличенный до 9,3 м размах крыла постоянной стреловидности по передней кромке и более длинный фюзеляж с заостренным носом. Под фюзеляжем установили обтекатель, куда убирались посадочная лыжа и небольшая хвостовая колесная стойка. В качестве двигателя применялся ЖРД HWK 509A-1 тягой 1500 кгс, работавший на двухкомпонентном топливе – Т-Stoff (80 %-я перекись водорода с добавкой стабилизатора) и С-Stoff (30 %-я смесь гидрата гидразина с метанолом), впоследствии его заменили двигателем HWK 509A-2 тягой 1700 кгс.

Два самолета Me 163 были продемонстрированы командованию люфтваффе на показе

новых самолетов 24 июля 1943 г., после чего предсерийная партия самолетов Me 163B-0 поступила в специально сформированную 16-ю испытательную команду (E. Kdo. 16), базировавшуюся в Ракетном центре в Пенемюнде. Эта команда с августа 1943 г. занималась отработкой тактики боевого применения ракетных истребителей и подготовкой летного состава для них.

Летом 1943 г. фирма «Мессершмитт» из-за массированных ударов союзной авиации по заводам в Регенсбурге и Аугсбурге стала испытывать острую нехватку производственных мощностей для изготовления истребителя Me 262. Поэтому серийное производство Me 163 передали фирме «Клемм», производившей окончательную сборку на заводе в Шварцвальде из готовых агрегатов и узлов, получаемых с рассредоточенных по всей Германии мелких заводов и мастерских.

В июле 1944 г. началось комплектование серийными истребителями Me 163B двух групп 400-й истребительной эскадры (I/JG 400 и III/JG 400), задачей которых было прикрытие важных промышленных объектов от налетов союзной авиации. В ноябре в этой же эскадре сформировали вторую группу из двух эскадрилий. Первый перехват американских бомбардировщиков B-17 состоялся 16 августа 1944 г. и закончился безрезультатно. До окончания войны зарегистрировали лишь 16 успешных атак, собственные же потери Me 163 в боевых операциях составили 15 машин. Наиболее успешным пилотом Me 163 стал фельдфебель 3. Шуберт, сбивший три союзных бомбардировщика. Опыт боевого применения показал, что Me 163B опасен в эксплуатации для летного и наземного персонала из-за чрезвычайной токсичности и взрывоопасности топлива, а при выполнении перехвата не очень эффективен. Всего до конца войны было построено, по разным оценкам, от 364 до 390 самолетов версии Me 163B.

Несмотря на то что весной 1943 г. Липпиш ушел с фирмы «Мессершмитт», RLM сохранило за ним контрольные функции в программе Me 163. К концу 1944 г. на фирме «Мессершмитт» построили три опытных Me 163C. Эти машины отличались от серии B несколько увеличенным фюзеляжем, гермокабиной с более обтекаемым фонарем и двухкамерным ЖРД HWK 509C-1. Вооружение предполагалось увеличить до четырех пушек МК 108 в корнях крыла, позднее оно стало состоять из двух пушек МК 108 и двух пушек МК 103. Для Me 163C продолжительность полета составляла 19 минут, он мог лететь со скоростью 600 км/ч в течение почти 10 минут с работающим двигателем. К 19 сентября 1944 г. всесторонние летные испытания Me 163C были закончены, но дальнейшая судьба опытных машин неизвестна.

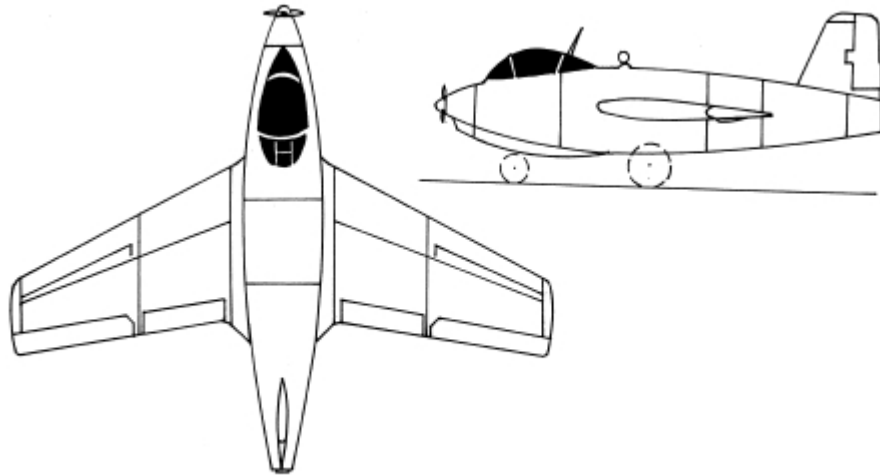
В том же году разработали проект Me 163D. Машина имела новый, более вытянутый фюзеляж, трехколесное убираемое шасси, каплевидный фонарь, выступавший над фюзеляжем, увеличенные емкости топливных баков и двухкамерный ЖРД HWK 509C-1. Первая опытная машина этой серии была построена в конце весны 1944 г. и прошла летные испытания в бездвигательном варианте. Однако RLM, посчитав, что фирма «Мессершмитт» в силу загруженности другими программами не успеет вовремя довести этот проект до серийного производства, передало проект Me 163D фирме «Юнкерс».

Характеристики Me 163B Komet («Комета»): экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509A-2 тягой 1700 кгс, размах крыла – 9,32 м и его площадь – 19,6 м², длина самолета – 5,7 м, высота – 2,74 м, вес пустого – 1980 кг, взлетный вес – 4310 кг, максимальная скорость – 900 км/ч, практический потолок – 12 000 м, время набора высоты 11 000 м – 3 минуты, продолжительность полета с работающим двигателем – от 8 до 15 минут, радиус действия – до 100 км, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм или 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Me 263/Ju 248 Как уже говорилось выше, проект Me 163D передали для дальнейших работ на фирму «Юнкерс». После некоторой доработки проекта 25 сентября 1944 г. на заводе фирмы в Дессау был представлен полноразмерный деревянный макет истребителя, получившего в RLM обозначение Ju 248. Однако В. Мессершмитт добился изменения обозначения самолета на Me 263A, мотивируя это тем, что основные технические решения,

реализованные в нем, были получены на фирме «Мессершмитт».

Первый опытный образец самолета в январе 1945 г. находился еще в производстве, когда руководство люфтваффе потребовало организации его массового выпуска. Первый полет опытной машины состоялся 8 февраля 1945 г., в течение месяца к ней присоединились еще две опытные машины, но далее работы по Me 263A были остановлены, потому что ограниченные производственные мощности были необходимы для постройки реактивных самолетов Me 262 и He 162. По некоторым данным, к концу войны англичане захватили 18 недоукомплектованных машин.



Me 263

Характеристики Me 263: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509C-1 тягой 2000 кгс, размах крыла – 9,5 м и его площадь – 17,8 м², длина самолета – 7,9 м, высота – 3,17 м, вес пустого – 2200 кг, взлетный вес – 5300 кг, максимальная скорость – 950 км/ч, практический потолок – 12 000 м, время набора высоты 10 000 м – 3 минуты, продолжительность полета с работающим двигателем – 13 минут, максимальная дальность – 165 км, вооружение – 3 пушки МК 108 калибра 30 мм или 3 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

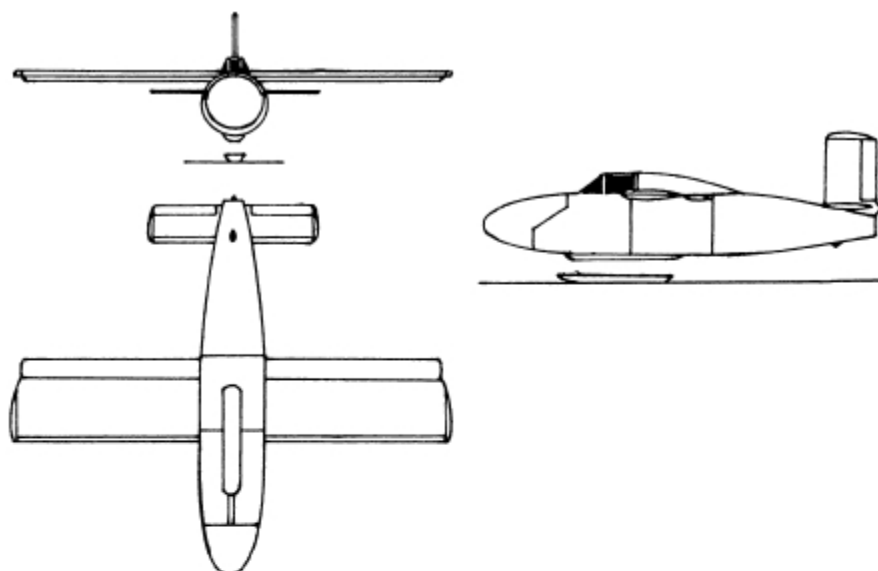
Me P.1103/II Второй вариант проекта объектового перехватчика Me P.1103/II, разработанный к 12 сентября 1944 г., отличался от первого варианта Me P.1103/I (см. выше) тем, что летчик в кабине размещался сидя, а вместо твердотопливных двигателей в хвостовой части устанавливался ЖРД HWK 509A-2.

Взлет истребитель совершал на самолете-носителе, посадка осуществлялась на выдвижную подфюзеляжную лыжу и хвостовое колесо. В аварийной ситуации летчик покидал самолет с парашютом, отстыковав кабину, крепившуюся разрывными болтами, от фюзеляжа. Работы по Me P.1103 были прекращены после принятия решения о постройке Ва 349.

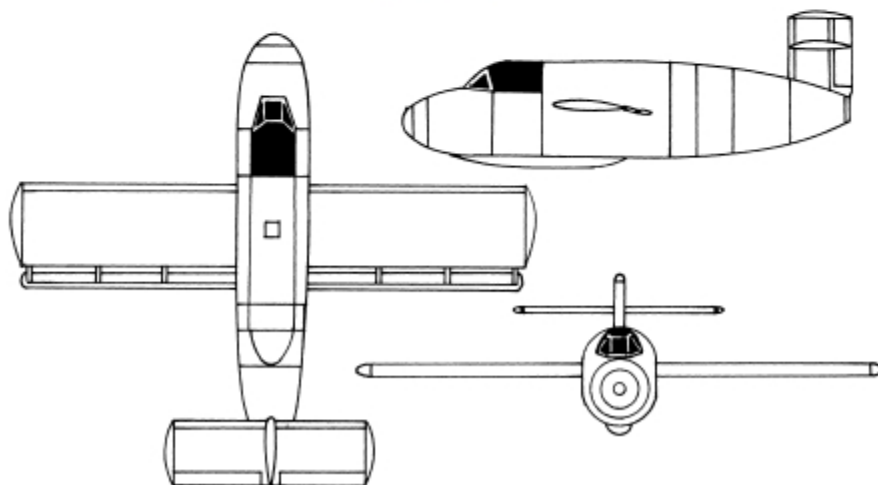
Характеристики P.1103/II: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509A-2 тягой 1700 кгс, размах крыла – 5,38 м, длина самолета – 5,0 м, максимальная скорость – 700 км/ч, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм.

Me P.1104 Ракетный мини-перехватчик Me P.1104 Bordjager («Бортовой истребитель»), так же как и Me P.1103, имел прямоугольное крыло и однокилевое хвостовое оперение. Истребитель, носимый бомбардировщиком дальнего действия Me 264 при выполнении последним боевого задания, предназначался для отражения атак вражеских перехватчиков на бомбардировщик.

Летчик размещался в кабине сидя, в носовой части фюзеляжа располагалась одна пушка МК 108, в хвостовой части – двухкамерный ЖРД HWK 509A-2 максимальной тягой 1700 кгс, посадка осуществлялась на выдвижную подфюзеляжную лыжу. Аварийное покидание самолета осуществлялось так же, как на втором варианте Me P.1103.



Me P.1104.I



Me P.1104.II

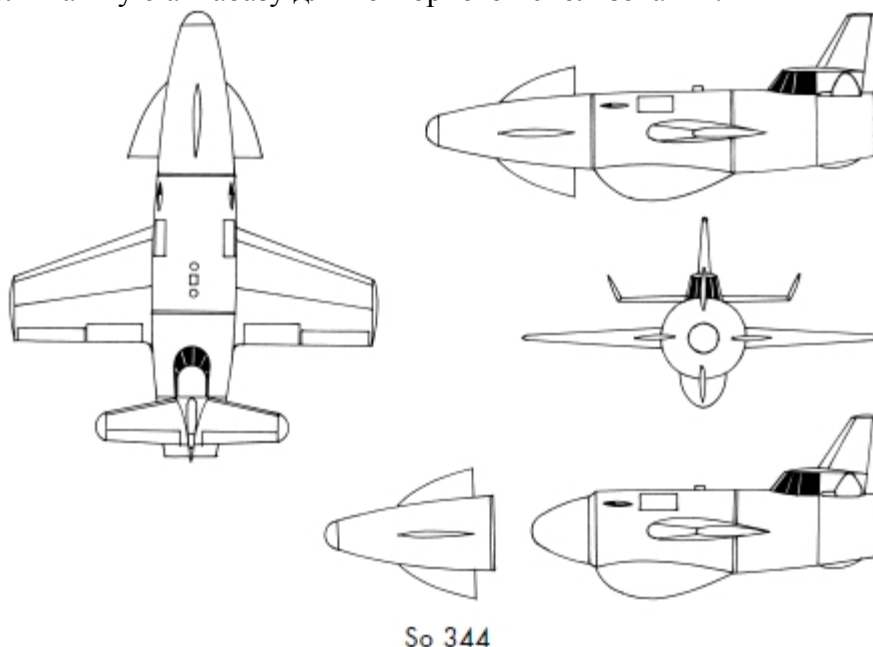
К концу лета 1944 г. было принято решение о сворачивании программы разработки бомбардировщика дальнего действия, поэтому вопрос о необходимости бортового истребителя отпал сам собой. Тем не менее на основе уже имевшегося задела фирма разработала к концу осени 1944 г. семь вариантов миниатюрного самолета, среди которых были: вариант машины с боеголовкой в носовой части, вариант таранного истребителя Rammjäger и вариант буксируемого дополнительного топливного бака для истребителя Me 262. Все варианты Me P.1104 должны были осуществлять взлет с земли. Однако в конце года работы по самолету были прекращены.

Характеристики Me P.1104: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509A-2 тягой 1700 кгс, размах крыла – 5,3 м и его площадь – 6,5 м², длина самолета – 5,0 м, высота – 1,56 м, взлетный вес – 2570 кг, максимальная скорость – 800 км/ч, скороподъемность у земли – 200 м/с, дальность на высоте 6000 м – 87 км, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм.

So 344 В январе 1943 г. на фирме Bley Segelflugzeugbau (г. Наумбург) под руководством инженера Хайнца Зомбольда началась работа над проектом ракетного мини-перехватчика So 344 Rammerschussjäger. В качестве двигательной установки применялся ЖРД HWK 509A-2, установленный в хвостовой части фюзеляжа под кабиной летчика. В средней части фюзеляжа над крылом устанавливалось стрелковое вооружение – два пулемета MG 151 или одна пушка МК 108. So 344 должен был буксироваться на высоту 6000 м, после отцепки,

включив двигатель, истребитель поднимался на высоту на 1000 м выше приближающегося формирования бомбардировщиков противника, после выполнения боевого задания перехватчик осуществлял посадку на подфюзеляжную лыжу.

В январе 1944 г. в связи с пересмотром RLM технических требований к перехватчику Х. Зомбольд модифицировал свою машину. Конструктивной особенностью этой машины стала отделяемая при атаке цели носовая часть (боеголовка), которая, фактически, представляла собой бомбу SC 500 с четырьмя хвостовыми стабилизаторами, оснащенную твердотопливным ракетным двигателем для нападения на вражеские бомбардировщики с безопасного расстояния. Истребитель, осуществляя в пологом пикировании атаку на строй бомбардировщиков, должен был сбросить бомбу с дистанции, превышавшей эффективную дальность оборонительных стрелковых установок бомбардировщиков. Взрыва одной бомбы SC 500 в середине строя союзных бомбардировщиков, которые часто применяли тесное построение, известное как «боевой ящик», было достаточно, чтобы уничтожить три-четыре машины противника. Ожидаемая продолжительность полета составляла только двадцать пять минут. После приземления самолет можно было легко разобрать и доставить наземным транспортом на ближайшую авиабазу для повторного использования.



Летом 1944 г. проект рассматривали специалисты RLM, но в конечном счете его отклонили. Позже RLM присвоило номер 344 ракете фирмы Ruhrstahl X4 класса «воздух – воздух». До окончания войны провели только аэродинамические испытания моделей So 344 в масштабе 1:5.

Характеристики So 344: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД HWK 509A-2 тягой 1700 кгс, размах крыла – 5,7 м и его площадь – 6,0 м², длина – 7,0 м, высота – 2,2 м, полетный вес – 1350 кг.

Stratosphären-Jäger

Вернер фон Браун 6 июля 1939 г. представил Г. Герингу «Предложения по разработке истребителя с ракетным двигателем». В этих предложениях он доказывал преимущества самолета-перехватчика с вертикальным стартом перед ракетным истребителем Me 163 с горизонтальным стартом, разрабатывавшимся с 1939 г. в рамках «Программы X» под руководством А. Липпиша.

Предложенный фон Брауном ракетный перехватчик Stratosphären-Jäger I конструктивно напоминал второй опытный самолет фирмы «Хейнкель» He 176V2. Он имел сигарообразный фюзеляж, крыло с небольшой стреловидностью по передней кромке и обычное хвостовое оперение. В передней части фюзеляжа в герметичной кабине летчик располагался в

положении сидя (в режиме горизонтального полета). За кабиной размещались баки с компонентами топлива – 75 %-м метиловым спиртом и жидким кислородом, заправочные горловины находились сверху фюзеляжа. В хвостовой части фюзеляжа находился двухкамерный ЖРД, на срезе основного сопла имелись газовые рули, использовавшиеся для управления на малых скоростях во время взлета. В качестве посадочного устройства использовалась выдвижная подфюзеляжная лыжа. Вооружение состояло из четырех пушек в корневой части крыла – по две с каждой стороны. Тяга ЖРД при взлете составляла 10 160 кгс, а в горизонтальном полете – 771 кгс.

Перехватчик должен был взлетать вертикально со стационарной стартовой позиции. На этапе набора высоты управление самолетом осуществлялось автоматически. Максимальная высота набора высоты составляла 8000 м, а скороподъемность к этому моменту – 151 м/с.

После достижения заданной высоты летчик брал управление на себя и осуществлял горизонтальный полет, максимальная скорость которого составляла 700 км/ч. Наведение на цель предполагалось осуществлять с земли с помощью радара Wurzburg. После выполнения задания самолет должен был в планирующем режиме идти на ближайший аэродром, посадка должна была осуществляться с помощью выпущенной подфюзеляжной лыжи. Расчетное время полета составляло 15 минут.

Предстартовая подготовка проходила в ангаре. В нем размещалось сразу два десятка самолетов, причем каждый перехватчик располагался вертикально, опираясь консолями крыла на горизонтальные параллельные рельсы, а хвостовой частью на четырехколесную тележку. По рельсам самолет вместе с тележкой перемещался на стартовую площадку, с которой и осуществлялся вертикальный взлет. Рядом с ангаром располагались командный пункт управления полетами и радиолокационная станция. Однако идея фон Брауна не получила в RLM поддержки. Основными недостатками, по мнению специалистов технического департамента RLM, являлись высокая стоимость сооружений и оборудования комплекса, уязвимость стартового комплекса и необходимость заправки самолета компонентами топлива непосредственно перед стартом (жидкий кислород быстро испаряется после заправки).

В мае 1941 г. В. фон Браун предложил вторую версию своего перехватчика Stratosphären-Jäger II, заменив стационарную стартовую позицию мобильной пусковой установкой. Самолет был в целом похож на первый вариант, но имел некоторые отличия: киль и руль направления имели меньшую площадь, была увеличена площадь остекления для улучшения обзора летчику, крыло стало иметь небольшое поперечное V. Кроме того, разработчики перешли на другой состав компонентов топлива – Visol (винил-изобутиловый эфир) и SV-Stoff (смесь 90 % азотной кислоты и 10 % серной кислоты). Стартовой установкой являлся тягач с прицепом, на котором перевозился самолет. Перед взлетом самолет устанавливался вертикально между тягачом и прицепом, опираясь законцовками крыла на ферменные стойки, закрепленные на тягаче и прицепе, хвостовая часть самолета при этом опиралась на четырехколесную тележку. Но и это предложение В. фон Брауна было отклонено.

Характеристики Stratosphären-Jäger I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД тягой 10 160 кгс на взлете и в горизонтальном полете – 771 кгс, размах крыла – 8,5 м, длина самолета – 9,3 м, высота – 3,02 м, взлетный вес – 5000 кг, скорость горизонтального полета – 700 км/ч, скороподъемность – 151 м/с, практический потолок – 8000 м, время полета – 15 минут.

Характеристики Stratosphären-Jäger II: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД тягой 10 160 кгс на взлете и в горизонтальном полете – 771 кгс, размах крыла – 8,6 м, длина самолета – 9,3 м, высота – 3,2 м, взлетный вес – 5080 кг, скорость горизонтального полета – 690 км/ч, скороподъемность – 143 м/с, практический потолок – 8000 м, время полета – 15 минут.

Истребитель фирмы «Гота»

Фирмой «Гота» был предложен проект таранного истребителя, предназначенного для

атак соединений союзных бомбардировщиков. Разрабатывалось две версии машины – одна с ЖРД в хвостовой части фюзеляжа, вторая – без двигателя (планер). Запуск истребителя предполагалось осуществлять с самолета-носителя. Кабина летчика выполнялась в виде бронированного конуса, рассматривались два варианта расположения кабины в самолете. В первом варианте кабина занимала всю носовую часть машины. Самолет во время атаки пробивал конусом атакуемый бомбардировщик, при этом конус отделялся от фюзеляжа и пролетал сквозь бомбардировщик навывлет, после чего осуществлял спуск на парашюте.

Чтобы обеспечить летчику хотя бы минимальные шансы выжить при таране, предусматривалась установка кресла, которое бы автоматически переводило летчика в горизонтальное положение для того, чтобы он мог перенести большие перегрузки при ударе.

Для этого на носу конуса имелось устройство, которое при ударе выдавало сигнал исполнительным механизмам на поворот откидной части кресла летчика в горизонтальное положение и на отсоединение конуса от фюзеляжа истребителя.

Во втором варианте кабина пристыковывалась к фюзеляжу сверху, а носовая часть фюзеляжа истребителя несла заряд взрывчатого вещества для усиления разрушительного эффекта при ударе в бомбардировщик. Во время удара кабина отстреливалась вверх, и далее она совершала свободный спуск на парашюте. Кроме того, рассматривался вариант установки катапультного кресла, которое за секунду до удара выбрасывало бы летчика из кабины, после чего он спускался на парашюте. Предложение фирмы не получило официальной поддержки.

Silbervogel

С 1930 г. Ойген Зенгер работал ассистентом в Техническом университете в Вене, в течение следующих пяти лет он занимался созданием ЖРД с камерой сгорания, охлаждаемой компонентами топлива. Его двигатель развивал внушительную скорость реактивной струи – 3048 м/с, это было значительно лучше, чем у двигателя ракеты А 4 фон Брауна, который появился позднее. На конструкцию своего двигателя Зенгер в 1936 г. получил патент.

Зенгер был убежден, что путь в космос возможен только с использованием ракетопланов, а не ракет, и в 1933 г. он написал книгу *Raketenflugtechnik* («Техника ракетного полета»), которая была издана в Австрии и была основой его докторской диссертации. В своей книге он описал крылатый реактивный аппарат с ЖРД на жидком кислороде и керосине, который был способен развить скорость до $M = 10$ и достичь высоты 160 км. К середине 1935 г. Зенгер написал ряд статей по ракетопланам для австрийского авиационного журнала *Flug*, в которых он излагал свои идеи относительно создания ракетоплана, который он назвал *Silbervogel* («Серебряная птица»).

Вскоре на его публикации обратили внимание некоторые должностные лица из Верховного командования Германии. Доктор Зенгер был приглашен в научно-исследовательский институт в Трауене с целью разработки его ракетоплана. Первоначально срок реализации концепции «Зильберфогеля» был оценен в десять лет, но военное руководство увеличивало свое давление на разработчиков, чтобы сократить этот срок. Интерес к этой разработке особенно возрос после того, как Америка вступила в войну, а проект получил несколько названий – *Sanger Amerika*, *Stratospheric Bomber* и *Antipodal Bomber*.

Согласно концепции «Зильберфогеля» одноместный бомбардировщик с ЖРД тягой 100 тс должен был обладать способностью взлетать с территории Германии и доставлять к цели бомбовую нагрузку весом в несколько тонн. Бомбардировщик длиной 27,73 м имел трапециевидное крыло с размахом 14,93 м, несущий фюзеляж с разнесенным хвостовым оперением и ЖРД в хвостовой части фюзеляжа. В носовой части фюзеляжа располагалась гермокабина летчика, причем обзор из нее был очень плохим, так как предусматривались только смотровые боковые щели и вспомогательные оптические приборы. Первоначально предполагали разместить летчика в кабине лежа, чтобы ему легче было переносить стартовые перегрузки, но в итоге решили разместить его сидя в катапультируемом кресле. Сзади кабины в фюзеляже размещались два цилиндрических бака длиной 20,5 м и диаметром

1,8 м, разделенные герметичными поперечными перегородками. Отсеки, образованные перегородками, использовались для хранения жидкого кислорода (передние отсеки) и синтетического газойля (средние и задние отсеки). В центроплане между баками располагался отсек, вмещавший до 30 т бомб. Посадка предполагалась на выпускаемое колесное шасси с носовой опорой, двумя основными стойками и хвостовым костылем.

Горизонтальный взлет бомбардировщика должен был осуществляться с помощью специального стартового устройства, представлявшего собой длинную платформу с ЖРД. В нижней части платформы имелись салазки, скользящие по рельсу длиной более 3 км. Платформа с предстартовым весом 33 500 кг имела в длину 14,0 м и ширину 2,28 м, ее двигатель, работавший на спирто-кислородном топливе, развивал тягу 600 тс в течение 10 секунд. Идея состояла в том, что при взлете Amerika Bomber, установленный на стартовой платформе, разгонялся по монорельсовой дороге длиной 3 км, установленной под углом 30° к горизонту.

Зенгер вместе со своей сотрудницей и будущей женой Иреной Бредт рассчитал различные варианты траекторий и режимов полета бомбардировщика, ниже приводится один из этих вариантов – бомбовый удар по Нью-Йорку с территории Германии (расчетное расстояние от места старта – 6500 км, бомбовая нагрузка – 6 т).

Стартовая тележка разгоняла самолет до скорости 500 м/с, и через 36 секунд после старта на расстоянии 12 км от места взлета включался ракетный двигатель. Запас топлива в 84 т вырабатывался за 336 секунд. После этого скорость достигала 6370 м/с, а высота – 91 км, расстояние от места старта – 736 км, полетный вес самолета – 16 т.

Здесь летчик должен был брать управление на себя и осуществлять дальнейший полет в режиме «волнообразного» полета с неработающим двигателем, представлявшим собой чередование нырков в плотные слои атмосферы с последующим выпрыгиванием в разреженные слои. Режим «волнообразного» полета позволял достигнуть большей дальности по сравнению с обычным установившимся планированием. На расстоянии 5550 км от старта и в 950 км от цели (на 1150 с полета) скорость падала до 6000 м/с, а высота полета снижалась до 50 км. В этот момент производился сброс бомб, после чего полетный вес самолета уменьшался до 10 т.

После сброса бомб самолет в течение 330 секунд должен был совершить разворот радиусом 500 км и направиться к месту старта. Скорость после выхода из разворота доходила до 3700 м/с, а высота – до 38 км. На удалении 100 км от аэродрома посадки скорость составляла 300 м/с, а высота 20 км. Последующее планирование с дозвуковой скоростью и посадка происходила как и у обычного самолета. Весь полет должен был длиться около 1 часа 20 минут.

Зенгер рассматривал и другие траектории, включая полеты с посадкой на территории дружественной Германии страны, а также – с потерей машины после бомбометания. В последнем случае бомбометание должно было осуществляться с пикирования на высоте менее одного километра. Затем после бомбометания летчик должен был ввести бомбардировщик в набор высоты и успеть катапультироваться. Допускалось, что после приземления на расстоянии нескольких километров от места падения бомб летчик должен будет попасть в плен.

До конца войны концепцию Зенгера так и не успели воплотить в жизнь, так как она требовала огромного объема работ по созданию соответствующих стартовых устройств, созданию мощных ЖРД, изучению проблем, связанных с нагревом элементов конструкции самолета и его агрегатов при полете с гиперзвуковыми скоростями, разработке собственно проекта бомбардировщика, разработке средств навигации, разработке гиперзвуковых бомб и т. д. С изменением ситуации на советско-германском фронте не в пользу Германии этот дорогостоящий проект был сначала отодвинут на задний план, а в 1944 г. прекращен.

США

МХ-324/334

В сентябре 1942 г. фирма «Нортроп» в ответ на запрос авиационного командования армии США представила свои предложения по разработке истребителя-перехватчика с ракетным двигателем. Затем в начале 1943 г. последовал контракт, по которому «Нортроп» должен был построить три экспериментальные машины: два планера под обозначением МХ-324 и один планер, оснащенный ЖРД, под обозначением МХ-334 Rocket Wing («Ракетное крыло»). Все три машины, имевшие одинаковые габариты, должны были стать летающими лабораториями для получения данных, необходимых при разработке будущего самолета под обозначением ХР-75.

Планеры были в основном деревянной конструкции, за исключением центральной секции, сваренной из стальных труб, в которой располагалась кабина летчика. Первая машина МХ-324 взлетала с помощью сбрасываемой стартовой тележки, посадку осуществляла на две подфюзеляжные лыжи. Вторую машину МХ-324 и ракетоплан МХ-334 оснастили фиксированным трехопорным шасси с большими обтекателями. Передняя опора шасси была смещена влево, чтобы обеспечить лежащее положение для пилота в кабине. Хотя первоначально МХ-324/334 разрабатывался как чистое «летающее крыло» без вертикальных поверхностей, позже выяснилось, что для повышения маневренности ему необходимо вертикальное хвостовое оперение, после чего добавили фанерный киль, усиленный проволочными расчалками.

Первый буксировочный полет МХ-334 состоялся 2 октября 1943 г., дальнейшие испытания продемонстрировали хорошие летные качества машины, хотя во время испытаний произошли две аварии. В первом случае летчик-испытатель Алекс Папана, приготовившись отцепить буксировочный трос, по неосторожности дернул за рычаг, который сбрасывал верхний и нижний аварийные люки кабины. Это привело к увеличению аэродинамического сопротивления машины, начался бафтинг, но пилоту все-таки удалось посадить машину.

Другой случай произошел несколькими днями позже с летчиком-испытателем Гарри Кросби. Сразу же после отцепления троса вторая опытная машина МХ-324 попала в турбулентный след от самолета-буксировщика Р-38, перевернулась спиной вниз и вошла в штопор. Проблема, однако, состояла в том, что пилот теперь лежал на спине и не мог эффективно работать рычагами управления. Люк аварийного покидания кабины, который в обычном полете находился под пилотом, теперь оказался наверху. Так или иначе, но Г. Кросби сумел сбросить люк и покинуть машину. Приземлившись на парашюте, он увидел, что совершавшая вокруг него круги машина упала на землю, получив повреждения. Повреждения были настолько большими, что машину не стали восстанавливать.

Несмотря на аварию второй машины, летные испытания продолжались до начала 1944 г., когда на МХ-334 поставили ЖРД ХСАЛ-200 тягой 91 кгс, разработанный фирмой Aerojet. Этот двигатель, способный перезапускаться в полете, работал на моноэтиланилиновом топливе и красной дымящейся азотной кислоте (окислитель). Время работы двигателя составляло немногим более четырех минут. Баки с топливом и окислителем устанавливались по обе стороны кабины. С целью защиты летчика от возможных ожогов при повреждении баков кабина летчика по бокам изолировалась от баков неопреновыми перегородками.

Наконец 22 июня 1944 г. были выполнены пробные включения двигателя на самолете, на следующий день самолет выполнял пробежки по аэродрому с включением двигателя. Утром 5 июля 1944 г. самолет-буксировщик Р-38 поднял МХ-334 на высоту 2400 м, затем МХ-334 отцепился, запустил двигатель и выполнил первый самостоятельный полет. В дальнейшем был выполнен целый ряд полетов с целью изучения особенностей полета с ракетным двигателем. МХ-334 стал одним из первых самолетов, оборудованных телеметрической системой для передачи полученных данных с борта на землю.

Характеристики МХ-334: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД Aerojet ХСАЛ-200 тягой 91 кгс, размах крыла – 9,8 м и его площадь – 22,7 м², длина машины – 3,7 м, высота – 2,1 м, взлетный вес – 1134 кг, максимальная скорость – 483 км/ч, дальность – 32 км.

XP-79

Проблемы с маломощным двигателем XCAL-200 стали причиной того, что еще до начала испытаний MX-334 были сформулированы требования к новому истребителю-перехватчику схемы «летающее крыло». Эти требования базировались на предложении, представленном Джеком Нортропом в 1942 г.

В январе 1943 г. фирма «Нортроп» получила контракт от армейской авиации на проектирование и постройку трех опытных образцов перехватчика XP-79 Ram Wing («Таранное крыло»). Самолет должен был полностью выполняться из магниевых сплавов, оснащаться ракетным двигателем и быть способным достигать околосвуковых скоростей. Еще раз было выбрано лежащее положение летчика в кабине, чтобы поднять верхнюю границу допустимой перегрузки с 8 до 12 g.

При проектировании самолета конструкторы ориентировались на применение ЖРД Rotojet, который специально для этого самолета разрабатывался фирмой Aerojet. Двигатель, работавший на моноэтиланилине и дымящей азотной кислоте, по расчетам, должен был развивать максимальную тягу 900 кгс. Взлет самолета должен был осуществляться с помощью двух стартовых ускорителей тягой по 450 кгс. Расчетная скорость самолета составляла 834 км/ч на высоте 12 000 м, продолжительность полета, однако, ограничивалась приблизительно 31 минутой вследствие высокого расхода топлива.

Конструкция самолета была сварной и выполнена в основном из магниевого сплава, толщина обшивки крыла в районе передней кромки составляла 19 мм. Летчик в кабине располагался лежа. В хвостовой части фюзеляжа имелся вертикальный киль. Испытания двух вариантов самолета XP-79 и XP-79a (несколько больших габаритов) показали их неудовлетворительные летные качества. Непрерывные задержки в разработке ЖРД Rotojet в конечном счете привели к решению отказаться от него и продолжить работу с модификацией самолета, оснащенной ТРД (см. ниже).

X-1

В конце ноября 1944 г. фирме Bell выдали контракт на разработку экспериментального самолета MX-524. Самолет выполнялся по обычной схеме с прямым трапециевидным крылом, шасси трехстоечное с передним колесом. Кабина летчика полностью вписывалась в геометрический контур передней части фюзеляжа, в качестве силовой установки использовался четырехкамерный ЖРД XLR-11-RM-5 тягой 2722 кгс, установленный в хвостовой части фюзеляжа.

Первый опытный образец был готов уже после окончания войны, в январе 1946 г., к тому времени самолет имел обозначение X-1. Второй опытный образец X-1 под управлением летчика-испытателя Ч. Егера 14 ноября 1947 г. впервые превысил скорость звука.

Характеристики X-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД XLR-11-RM-5 тягой 2722 кгс, размах крыла – 8,54 м и его площадь – 12,1 м², длина самолета – 9,45 м, высота – 3,26 м, вес пустого – 2219 кг, взлетный вес – 6354 кг, максимальная скорость – 1556 км/ч, динамический потолок – 21 383 м, время работы ЖРД – 2,5 минуты.

Япония

J8M/kM-200

Военное представительство Японии в Берлине, согласно немецко-японскому соглашению по техническому обмену, было проинформировано относительно работ по Me 163, после чего японские военные посетили Erprobungskommando 16, где проходила опытная эксплуатация ракетного истребителя. Остро ощущая необходимость в высотном перехватчике, способном противостоять американским бомбардировщикам B-29, военное командование Японии решило, что единственный доступный способ – копирование проекта Me 163. Японцы начали переговоры относительно покупки лицензий на производство Me 163B и двигателя НКВ 509А к нему. По результатам переговоров немецкая сторона обязалась обеспечить к 1 марта 1944 г. следующее:

- передать документацию на самолет Me 163B и двигатель HWK 509A;
- передать один полностью укомплектованный самолет Me 163B, два не полностью собранных и компоненты для них;
- передать три полностью укомплектованных двигателя HWK 509A;
- поддерживать постоянный контакт с японскими военными представителями в Берлине, сообщать им о любых изменениях в конструкциях самолета и двигателя, чтобы они могли быть внесены в японскую версию самолета;
- обеспечить доступ японцам к изучению производственных процессов при сборке самолета и двигателя;
- обеспечить доступ японцам к изучению процессов эксплуатации Me 163 в подразделениях люфтваффе.

Немцы подготовили две подводные лодки для переправки в Японию полностью укомплектованного самолета Me 163B, двигателя HWK 509A, проектной и другой технической документации. Из этих двух лодок одна была потоплена в пути, унеся с собой самолет, проектную документацию и другие данные, необходимые для его изготовления. На другой лодке, которой удалось избежать потопления в пути, прибыла только основная инструкция к самолету, инструкция к двигателю и его документация.

Фирма «Мицубиси» получила контракт на срочную разработку морской (J8M) и армейской версии (Km-200) перехватчика. Проектирование самолета осуществлялось под руководством Мидзиро Такахаси, уже в сентябре изготовили макетный образец. Однако армия, которую не устраивали некоторые характеристики немецкого истребителя, решила разработать свой собственный параллельный проект. Эта разработка началась в «Рикугун кокугидзицу кенкюдо» («Армейский авиационнотехнический институт»).

На I морском арсенале в Йокосуке в сотрудничестве с «Мицубиси» начались работы по приспособливанию конструкции двигателя HWK 509A к японской технологии. Здесь же были начаты работы по производству J8M в версии планера, чтобы изучить характеристики машины, а также обеспечить быстрое обучение пилотов перед переходом на J8M. В то время как работа над этим планером, получившим обозначение МХУ8 «Акигуса» («Осенняя трава»), шла полным ходом, «Мицубиси» закончила макет самолета J8M, показав его в сентябре 1944 г. И армия и флот одобрили этот проект, и строительство опытных образцов было начато. В декабре 1944 г. МХУ8 был закончен и 8 декабря 1944 г. впервые поднялся в воздух на буксире. Затем были построены еще два планера МХУ8, один из них передали в «Рикугун». В авиационном институте флота в Маеда построили около 60 планеров МХУ8 (Ку-13), предназначенных для обучения строевых пилотов. Флот также планировал выпустить учебный планер МХУ9 «Сюка» («Осенний огонь») с ВРДК тягой 200 кгс, что позволило бы более качественно готовить пилотов, но до конца войны его не успели построить.

После окончания испытаний планеров «Мицубиси» приступила к постройке двух опытных образцов J8M. Истребитель J8M во многом походил на Me 163, но был легче почти на 400 кг по причине отсутствия бронезащиты в кабине летчика и уменьшенного веса вооружения. Km-200 и J8M отличались друг от друга только вооружением. Армейский самолет имел две 30-мм пушки Хо-105 (скорострельность 450 выстрелов в минуту, начальная скорость снаряда 700 м/с), в то время как J8M был вооружен двумя 30-мм пушками тип 5 (скорострельность 400 выстрелов в минуту, начальная скорость снаряда 740 м/с).

Еще только строились три прототипа машины, но уже был разработан план, согласно которому к марту 1945 г. должны быть построены 155 серийных машин, а к сентябрю 1945 г. поставлены еще 1145. В конечном счете к марту 1946 г. планировалось иметь на вооружении 3600 самолетов J8M.

Помимо этого фирму «Мицубиси» назначили головным предприятием по созданию японской версии немецкого двигателя HWK 509A, в помощь сотрудникам фирмы туда были переведены специалисты из отдела двигателей I армейского авиационно-технического арсенала. Японский двигатель получил обозначение КР 10, но был также известен как

«Токо» Ро.2. Компоненты для двигателя КР 10 изготавливались четырьмя фирмами – «Хитахи», «Исикаваджима», «Мицубиси» и «Васимо». Двигатель «Токо» Ро.2 развивал тягу ниже, чем оригинал, и работал на компонентах топлива T-Stoff и C-Stoff, известных в Японии как «Ко» и «Оцу» соответственно.

В начале января 1945 г. безмоторный образец ракетного перехватчика был поднят в воздух на буксире за самолетом В6N1. Перехватчик имел флотское обозначение J8M1 «Сюсуй» («Острый меч») (экспериментальный ракетный перехватчик морской) и армейское обозначение Км-200 «Сюсуй» (экспериментальный ракетный перехватчик армейский). Параллельно с проведением испытаний перехватчика велась подготовка армейских и морских пилотов для полетов на нем. Одним из первых подразделений, которое должно было перевооружиться на J8M1, была 312-я авиагруппа флота. Фирмы «Мицубиси», «Фуджи хикоки» и «Нисан дзидоса» готовились к массовому производству J8M1 и его варианта J8M2, который отличался от J8M1 снятием одной из пушек типа 5 для некоторого увеличения запаса топлива.

Первая опытная машина J8M1 в июне 1945 г. приступила к полетам на буксире с включением двигателя в воздухе. 7 июля 1945 г. самолет под управлением летчика-испытателя Тоёхико Инузуки совершил самостоятельный взлет с аэродрома. После сброса стартовой тележки самолет начал набор высоты под углом примерно 45°, но на высоте 400 м вдруг заглух двигатель, потерявший скорость самолет нырнул вниз, ударился о землю и разрушился. Тяжело раненного летчика извлекли из разрушенного самолета и отправили в госпиталь, но на следующий день он скончался от полученных ран.

После расследования причин катастрофы пришлось на шестом и седьмом опытных самолетах срочно переделывать топливную систему. Было принято решение возобновить летные испытания в конце августа, но окончание войны остановило все работы. К тому времени, кроме семи построенных машин, одна из которых должна была стать Км-200, в сборке находилось еще шесть самолетов. Кроме этого, незавершенным остался проект самолета J8M2.

Характеристики J8M1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД «Токо» Ро.2 тягой 1500 кгс, размах крыла – 9,5 м и его площадь – 17,73 м², длина самолета – 6,05 м, высота – 2,7 м, вес пустого – 1505 кг, взлетный вес – 3885 кг, максимальная скорость – 900 км/ч на высоте 10 000 м, время набора высоты 10 000 м – 3,5 минуты, практический потолок – 12 000 м, время работы двигателя – 5,5 минуты, вооружение – 2 пушки типа 5 калибра 30 мм.

Характеристики Км-200: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД «Токо» Ро.2 тягой 1500 кгс, размах крыла – 9,47 м и его площадь – 17,6 м², длина самолета – 5,88 м, высота – 2,68 м, вес пустого – 1505 кг, взлетный вес – 3870 кг, максимальная скорость – 900 км/ч на высоте 10 000 м, время набора высоты 10 000 м – 3,5 минуты, практический потолок – 12 000 м, время работы двигателя – 7 минут, вооружение – 2 пушки типа 5 калибра 30 мм.

Ки-202

Так как армейскую авиацию изначально не устраивал самолет Км-200, то было принято решение проектировать новый самолет с увеличенным запасом топлива. Поэтому в начале 1945 г. на фирме «Рикугун кокугидзицу кенкуидзо» началась разработка собственного ракетного самолета армии под обозначением Км-202 «Сюсуй-КаМ» с использованием Me 163 в качестве прототипа.

Длина фюзеляжа по сравнению с Км-200 была увеличена, чтобы обеспечить место для больших топливных баков. Предполагалось также поставить новый улучшенный двигатель, рассматривались два основных варианта. Первый был «Токо» Ро.2 (КР 10), который использовался в Км-200, но со второй камерой сгорания, обеспечивавшей дополнительно 400 кгс тяги. Другой двигатель был ХР 20 (по всей видимости, это был японский вариант немецкого ЖРД НВК 509С), который известен как «Мицубиси» «Токо» Ро типа 2 тягой 2000 кгс, и он был оснащен камерой сгорания для крейсерского полета. Как и Км-200, Км-202 сохранил подфюзеляжную лыжу, хвостовое колесо и должен был взлетать на

двухколесной сбрасываемой тележке. В качестве вооружения намечено было использовать две 30-мм пушки Хо-155.

Предполагалось, что проект Км-202 будет закончен к февралю 1945 г. с началом постройки первого опытного образца сразу же после этого. Первый испытательный полет намечался на август 1945 г. Однако когда война закончилась, не был построен даже полноразмерный деревянный макет.

Характеристики Км-202: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ЖРД «Токо» Ро. типа 2 тягой 2000 кгс, размах крыла – 9,72 м и его площадь – 18,39 м², длина самолета – 7,68 м, высота – 2,74 м, вес пустого – 1619 кг, взлетный вес – 3384 кг, максимальная скорость – 900 км/ч на высоте 10 000 м, время набора высоты 10 000 м – 3,5 минуты, практический потолок – 12 000 м, вооружение – 2 пушки Хо-155 калибра 30 мм.

«Синрю»/«Дзинрю»

В ноябре 1944 г. I морской авиационно-технический арсенал начал изучение возможности создания планера для летчиков-камикадзе, который, будучи оснащен ракетными двигателями и 100-кг зарядом в носовой части фюзеляжа, мог осуществлять атаки союзнических судов или танков. Планер создавался на фирме «Кайгун коку джидзюцу-со дайчи» в Йокосуке. Проект был готов к маю 1945 г., постройка первого опытного образца шла на фирме «Мизуно». Планер, практически полностью выполнявшийся из дерева, представлял собой высокоплан с широким прямым крылом небольшого размаха, такую конструкцию специально разрабатывали для неопытных пилотов. Ракетные двигатели подвешивались под крылом, летчик сидел в открытой кабине.

В результате изучения проекта комиссия пришла к выводу о том, что его надо переделывать. После его переделки началась работа над модифицированным планером, который к середине июня 1945 г. получил обозначение «Дзинрю», постройка опытного образца шла на фирме «Мизуно».

Летные испытания первого опытного образца в планерном варианте начались в середине июля 1945 г. на аэродроме в Исиоке (приблизительно 90 км к северо-востоку от Токио). «Дзинрю» буксировался в воздух самолетом «Тачикава» Км-9.

После завершения первого этапа испытаний планер оснастили силовой установкой из трех ЖРД «Токо» Ро.1 типа 1 суммарной тягой 400 кгс, время работы двигателей составляло 10 секунд. Испытания выявили два серьезных недостатка двигателей. Первым было низкое качество, которое приводило к многочисленным отказам двигателей. Вторым недостатком была несогласованность времени горения двигателей в одной связке, что приводило к проблемам, связанным с управляемостью самолета. По результатам испытаний были выданы рекомендации об оснащении аппарата шестью двигателями со временем работы 30 секунд. С такой силовой установкой расчетная максимальная скорость составляла 750 км/ч, а «Дзинрю» мог бы использоваться не только против танков и судов, но и против американских бомбардировщиков В-29.

Хотя уже было построено пять опытных образцов «Дзинрю», было принято решение пересмотреть концепцию применения самолета и переработать проект. В рамках нового проекта началась разработка истребителя-перехватчика, получившего обозначение «Синрю» («Божественный дракон»). Самолет выполнялся по схеме «утка» (с передним горизонтальным оперением), имел стреловидное крыло и оснащался силовой установкой в хвостовой части фюзеляжа. Пилот размещался в закрытой кабине в носовой части самолета. Силовая установка состояла из четырех ЖРД «Токо» Ро.1 типа 2, каждый двигатель имел время горения 30 секунд, и все вместе они развивали тягу до 600 кгс. Два двигателя должны были использоваться для разгона истребителя после его отцепки от носителя, в то время как другие два двигателя должны были использоваться при атаке цели.

Шасси имело три фиксированные стойки с лыжами. Носовая лыжа имела амортизатор, чтобы демпфировать нагрузки во время приземления. Под каждой консолью крыла была основная лыжная стойка с распорками, на ней крепилась батарея из четырех реактивных снарядов. Для взлета «Синрю» должен был использовать двухколесную сбрасываемую

тележку. Окончание военных действий в августе 1945 г. прервало дальнейшую работу над проектом.

Характеристики «Синрю»: экипаж – 1 человек, силовая установка – 4 х ЖРД «Токо» Ро.1 типа 2 суммарной тягой 600 кгс, размах крыла – 7,0 м и его площадь – 11,0 м², длина самолета – 7,6 м, высота – 1,8 м, вес боеголовки – 100 кг (или 8 неуправляемых ракет).

3. Самолеты с прямоточными воздушно-реактивными двигателями

Энциклопедия «Авиация» определяет прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) как «бескомпрессорный ВРД, в котором сжатие воздуха производится за счет кинетической энергии набегающего потока атмосферного воздуха». В ПВРД атмосферный воздух попадает во входное устройство двигателя со скоростью, равной скорости полета, сжимается за счет скоростного напора и поступает в камеру сгорания. Впрыскиваемое топливо сгорает, повышая теплосодержание потока, а продукты сгорания истекают через реактивное сопло со скоростью больше скорости полета, за счет чего и создается реактивная тяга ПВРД.

Положительное качество ПВРД заключается в том, что конструктивно он очень прост и не имеет движущихся деталей. Однако его недостатком является то, что он может работать только после достижения определенной минимальной скорости полета, а этой скорости можно достичь только с использованием какого-либо другого двигателя или ускорителя, например РДТТ или ЖРД.

Первый ПВРД был предложен в 1913 г. французом Рене Лореном, который затем получил патент на свое устройство, однако все попытки построить прототип двигателя у него завершились неудачей.

Два года спустя, в 1915 г., венгерский изобретатель Альберт Фоно предложил австро-венгерской армии артиллерийский снаряд с ПВРД, но его предложение было отклонено. После окончания Первой мировой войны А. Фоно вернулся к проблеме ПВРД, в мае 1928 г. он начал процедуру патентования конструкции воздушно-реактивного двигателя для высотного сверхзвукового самолета. После тщательного изучения материалов заявки в 1932 г. ему был выдан немецкий патент № 554906.

Большой вклад в дело изучения и создания ПВРД внесли советские ученые и инженеры. Так, в 1922 г. Ф.А. Цандер предлагал применять ПВРД в больших крылатых летательных аппаратах для облегчения их взлета с поверхности земли. Он считал, что использование в качестве окислителя атмосферного кислорода дает весьма существенную экономию в весе и габаритах летательного аппарата. О целесообразности применения ПВРД в качестве силовой установки космического корабля писал в 1924 г. К.Э. Циолковский в своем труде «Космический корабль». В 1929 г. Б.С. Стечкин впервые опубликовал разработанную им теорию ВРД (Стечкин Б.С. Теория воздушного реактивного двигателя // Техника воздушного флота. 1929. № 2) и впервые доказал практическую возможность создания ПВРД.

В Советском Союзе практические работы по ПВРД начались с 1933 г. в ГИРД, а после слияния ГИРД и ГДЛ в РНИИ НКТП под руководством Ю.А. Победоносцева и М.С. Кисенко. 19 мая 1939 г. были проведены официальные испытания двухступенчатой ракеты Р-3 конструкции И.А. Меркулова (пороховая первая ступень и прямоточный воздушнореактивный двигатель на второй ступени), после которых в отделе специальных конструкций (ОСК) завода № 1 им. Авиахима под руководством И.А. Меркулова началось создание авиационных ПВРД. В 1939 г. М.М. Бондарюк из ОКБ-3 НИИ ГВФ впервые испытал экспериментальный дозвуковой ПВРД.

Во Франции разработками первых ПВРД занимался Р. Ледюк в 1933–1938 гг. В Германии к разработке ПВРД приступили позже, чем в СССР и Франции, в конце 1930-х гг. над ПВРД собственной конструкции начал работать доктор Ойген Зенгер, а с 1941 г. – доктор Отто Пабст, работавший в то время на фирме «Фокке-Вульф». До конца войны

немецкие авиафирмы разработали несколько проектов боевых самолетов с ПВРД: Li P.12, He P.1080, Ta 283, SK P.14, Me 262L и др.

В Японии фирма «Каяба» изучала ПВРД с 1937 г., а в 1943 г. приступила к разработке объектового перехватчика «Кацуодори», оснащенного двигателем этого типа.

Советский Союз

Самолеты с ВМСУ и дополнительными ПВРД ИВС

В 1937 г. в Отделе специальных конструкций (ОСК) под руководством А.Я. Щербакова начались работы над проектом высотно-скоростного истребителя ИВС, оснащенного поршневым двигателем М-120 мощностью 1650 л. с. Летом 1939 г. И.А. Меркулов предложил применить ПВРД на самолетах с поршневыми двигателями в качестве «дополнительного мотора», позволяющего летчику этого самолета в случае необходимости увеличить скорость полета. Ему было предложено установить ПВРД собственной разработки на истребитель ИВС, в связи с чем в проект ИВС внесли соответствующие изменения.

Доработанный истребитель имел в хвостовой части фюзеляжа дополнительный двигатель ДМ тягой 120 кгс. В полете воздух для ПВРД поступал в него через подфюзеляжный радиатор охлаждения основного двигателя. В качестве топлива для ПВРД использовался бензин из основной топливной системы, впрыскивавшийся в камеру сгорания. Расчетные характеристики самолета были следующими: максимальная скорость без включения ПВРД – 700 км/ч, максимальная скорость с включенным ПВРД – 825 км/ч, практический потолок без включения ПВРД – 12 000 м, практический потолок с включением ПВРД – 14 000 м.

Полет самолета ИВС предполагалось осуществлять методом «воздушной цепочки», то есть на одном буксире с промежуточными планерами за самолетом-буксировщиком. При таком методе ИВС поднимался на большую высоту, и после отцепки в планирующем режиме развивал скорость, при которой включался и устойчиво работал ПВРД. Хотя ВВС и проявили интерес к такому истребителю в сентябре 1940 г., однако начавшаяся вскоре война изменила планы, поэтому проект не реализовывался.

И-15бис

Несмотря на неудачу с ИВС, И.А. Меркулов продолжал работу над совершенствованием ПВРД. В соответствии с приказом Наркомата авиационной промышленности он продолжал сотрудничество с ОСК в плане испытаний своих новых ПВРД на истребителе-биплане И-15бис (И-152).

В декабре 1939 г. начались летные испытания серийного истребителя И-152 № 5942 с двумя дополнительными ПВРД ДМ-2, установленными на месте бомбовых держателей под нижним крылом. По сравнению с предшественником ДМ-2 был больше в габаритах (диаметр 0,4 м, длина 1,5 м, вес 19 кг) и имел тягу 100 кгс. Первый полет самолета с включением ПВРД состоялся 27 января 1940 г. в НИИ ВВС. Подача бензина в оба ПВРД осуществлялась из модифицированной основной топливной системы самолета. Общий запас бензина в системе обеспечивал продолжительность полета самолета не более 35 минут с кратковременными включениями обоих ДМ-2. Испытания истребителя продолжались до конца июня 1940 г., всего было выполнено 54 полета, прирост максимальной скорости полета с работающими ПВРД составил 18–20 км/ч.

Характеристики И-15бис: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-25В мощностью 750 л. с. и 2 х ПВРД ДМ-2 тягой по 100 кгс, размах верхнего крыла – 10,2 м, размах нижнего крыла – 7,5 м, площадь крыльев – 22,5 м², длина самолета – 6,18 м, высота – 3,0 м, вес пустого – 1310 кг, взлетный вес – 1730 кг, максимальная скорость – 370 км/ч, скороподъемность – 746 м/мин, практический потолок – 9000 м, дальность – 530 км, вооружение – 4 пулемета ШКАС калибра 12,7 мм.

И-153

В сентябре 1940 г. в ОСК начались испытания серийного истребителя И-153 (№ 6034), оснащенного двумя дополнительными ПВРД ДМ-2 под нижним крылом, первый полет состоялся 3 сентября. Средний прирост скорости при включении ДМ-2 в полете составил около 30 км/ч. К началу октября на самолет поставили более мощные двигатели ДМ-4 (диаметр 0,5 м, длина 1,98 м, вес 30 кг) и герметичную кабину летчика, доработанный самолет впервые поднялся в воздух 3 октября 1940 г. Летные испытания, в ходе которых выполнено 20 полетов, показали, что самолет И-153 при полете на высоте 2000 м при работе ПВРД увеличивает свою максимальную скорость с 389 до 440 км/ч, то есть максимальная скорость полета возрастает на 51 км/ч.

Результаты испытаний признали успешными, а в январе 1941 г. НКАП принял решение продолжить работы по развитию ПВРД и их применению, для этой цели организовали опытную базу по герметичным кабинам и реактивным двигателям около станции Владыкино под Москвой. К постройке опытной базы приступили во втором квартале 1941 г., но началась война, поэтому все работы в этом направлении были прекращены.

Характеристики И-153: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-26В мощностью 750 л. с. и 2 х ПВРД ДМ-4, размах верхнего крыла – 10,0 м, размах нижнего крыла – 7,5 м, площадь крыльев – 22,1 м², длина самолета – 6,1 м, высота – 3,0 м, вес пустого – 1348 кг, взлетный вес – 1859 кг, максимальная скорость – 415 км/ч, скороподъемность – 862 м/мин, практический потолок – 10 700 м, дальность – 625 км, вооружение – 4 пулемета ШКАС калибра 12,7 мм или 2 пушки ШВАК калибра 20 мм.

И-207

В 1940–1941 гг. на третий опытный самолет И-207/3 конструкции А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова, оснащенный двигателем М-63 мощностью 930 л. с., установили два дополнительных ПВРД ДМ-4, которые питались тем же бензином, что и основной двигатель. ДМ-4 устанавливались под нижним крылом в узлах подвески баков. Самолет проходил летные испытания, была достигнута максимальная скорость 486 км/ч.

С целью снижения аэродинамического сопротивления был разработан проект самолета № 10, у которого ПВРД устанавливался внутри фюзеляжа за кабиной летчика, при его включении необходимо было открыть створки воздухозаборника. Расчетная максимальная скорость составляла 750–800 км/ч (с включением ПВРД) и 658 км/ч (без включения ПВРД). Вооружение самолета состояло из двух пулеметов калибра 12,7 мм, двух пулеметов калибра 7,62 мм и 1000 кг бомб. Самолет № 10 предполагался в трех вариантах: скоростной маневренный истребитель, истребитель сопровождения и пикирующий бомбардировщик.

Следующий проект самолета № 11 (маневренный истребитель) с основным двигателем М-71 предусматривал установку двух ДМ-4 с воздухозаборником в боковых выемках фюзеляжа. Вооружение было таким же, как и № 10, но предусматривалась возможность подвески вместо бомб двух пушек ПТБ-23 калибра 23 мм. Расчетная максимальная скорость составляла 750–800 км/ч (с включением ПВРД) и 630 км/ч (без включения ПВРД).

Было рекомендовано включить самолет в план опытного строительства на 1941 г., однако из-за отрицательного отношения руководства авиапромышленности и ВВС к бипланам всех видов дальнейшего продолжения проекты не имели.

Характеристики И-207/3: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-63 мощностью 1000 л. с. и 2 х ПВРД ДМ-4, размах крыла – 6,98 м и его площадь – 18,0 м², длина самолета – 6,34 м, высота – 3,46 м, вес пустого – 1521 кг, взлетный вес – 1879 кг, максимальная скорость – 486 км/ч, дальность – 640 км, скороподъемность – 1087 м/мин, практический потолок – 10 200 м, вооружение – 4 пулемета ШКАС калибра 7,62 мм.

«Д»

В первой половине 1941 г. А.А. Боровков и И.Ф. Флоров работали над проектом самолета «Д» с основным двигателем М-71 мощностью 2000 л. с. и двумя дополнительными ПВРД ДМ-12. Предполагалось, что «Д» будет перспективным истребителем-перехватчиком с мощным пушечным вооружением (две пушки Ш-37 и две пушки ШВАК). Он выполнялся по схеме двухбалочного моноплана длиной 11,67 м с толкающим воздушным винтом, крыло

было стреловидным размахом 14,5 м, балки при этом являлись корпусами реактивных двигателей. Расчетные данные показывали, что в полете при включении дополнительных ПВРД максимальная скорость может составлять 850 км/ч. Постройка опытного самолета началась, но с эвакуацией завода все работы прекратились.

В июле 1941 г. ОКБ-207 А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова было расформировано, часть сотрудников во главе с А.А. Боровковым и И.Ф. Флоровым перевели в ОКБ В.Ф. Болховитинова для участия в работах по самолету БИ-1, а остальных сотрудников перевели на серийный авиазавод в Горьком.

ЛаГГ-3

В августе 1942 г. проходили летные испытания серийного самолета ЛаГГ-3 с двумя ПВРД ВРД-1 конструкции М.М. Бондарюка, установленными под крылом. Результаты 14 испытательных полетов были не очень впечатляющие, но обеспечили сбор данных для продолжения работ по совершенствованию ПВРД: прирост скорости с включенными ВРД-1 по отношению к скорости полета только с основным поршневым двигателем М-105ПФ на высоте 1500 м не превысил 15 км/ч.

Все работы по ПВРД практически были прекращены в связи с окончанием войны и последующим появлением турбореактивных двигателей, которые имели преимущества перед ПВРД в тяге.

Характеристики ЛаГГ-3: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-105ПФ мощностью 1180 л. с. и 2 х ПВРД ВРД-1, размах крыла – 9,8 м и его площадь – 17,62 м², длина самолета – 8,81 м, взлетный вес – 3022 кг, максимальная скорость – 420 км/ч, вооружение – 1 пушка ШВАК калибра 20 мм и 2 пулемета ШКАС калибра 7,62 мм.

Як-7Б

С 24 марта по 12 декабря 1944 г. проходили испытания самолета Як-7Б с основным двигателем М-105ПФ и двумя дополнительными ДМ-4С с тягой по 158 кгс, установленными под каждой консолью крыла. В результате испытаний было установлено, что прирост скорости не превышает 20 км/ч.

Характеристики Як-7Б: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД М-105ПФ мощностью 1180 л. с. и 2 х ПВРД ДМ-4С, размах крыла – 10,0 м и его площадь – 17,59 м², длина самолета – 8,5 м, вес пустого – 2610 кг, взлетный вес – 3132 кг, максимальная скорость – 633 км/ч, скороподъемность – 714 м/мин, практически потолок – 9750 м, дальность – 600 км, вооружение – 1 пушка ШВАК калибра 20 мм и 2 пулемета ШКАС калибра 12,7 мм.

Самолеты с комбинированной силовой установкой из ПВРД и ЖРД

Самолет 302

В середине 1940 г. под руководством А.Г. Костикова была начата разработка одноместного истребителя, получившего обозначение 302. Самолет предполагалось оснастить комбинированной силовой установкой из двух маршевых ПВРД конструкции В.С. Зуева под консолями крыла и стартового, или разгонного, ЖРД РД-1400 конструкции Л.С. Душкина с максимальной тягой 1400 кгс, установленного в хвостовой части фюзеляжа. Предполагалось, что самолет 302 будет развивать максимальную скорость 900 км/ч, иметь практический потолок 9000 м и достигать его через 2 минуты. В носовой части фюзеляжа располагались четыре пушки ШВАК. Кроме того, предполагалась подвеска под крылом реактивных снарядов РС-82 или РС-132, для действий по наземным целям самолет мог нести бомбовую нагрузку до 125 кг.

Проект самолета 302 был закончен весной 1941 г., после начала войны все работы по нему были приостановлены. Лишь к концу 1942 г. было принято решение о возобновлении работ по самолету 302. К весне 1943 г. выяснилось, что ПВРД еще не изготовлены, а ЖРД только начал огневые испытания. По этой причине в конце августа 1943 г. самолет в планерном варианте, получивший обозначение 302П, поступил на испытания в ЛИИ. Там он совершил несколько десятков полетов на буксире за самолетами Ту-2 и В-25.

В начале 1944 г. второй экземпляр самолета 302П прошел испытания в натурной аэродинамической трубе ЦАГИ и был готов к полетам только с одним ЖРД (без установки

ПВРД), но государственная комиссия, возглавляемая А.С. Яковлевым, приняла решение отказаться от производства самолета 302. Мотивировалось это наличием малой серии самолетов БИ, а также отсутствием потребности фронтовой авиации и авиации ПВО в ракетном перехватчике с малым радиусом действия.

Характеристики 302: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ПВРД и 1 х ЖРД РД-1400 тягой 1400 кгс, размах крыла – 11,4 м и его площадь – 17,8 м², длина самолета – 8,71 м, вес пустого – 1856 кг, взлетный вес – 3800 кг, максимальная скорость – 900 км/ч, дальность – 100 км, практический потолок – 18 000 м, время набора высоты 9000 м – 2,8 минуты, вооружение – 4 пушки ШВАК калибра 20 мм, 2 РС-82 или 2 РС-132 или 2 бомбы ФАБ-125.

Характеристики 302П: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х РД-1400 тягой 1400 кгс, размах крыла – 9,55 м и его площадь – 14,8 м², длина самолета – 8,77 м, вес пустого – 1856 кг, взлетный вес – 3358 кг, вооружение – 4 пушки ШВАК калибра 20 мм.

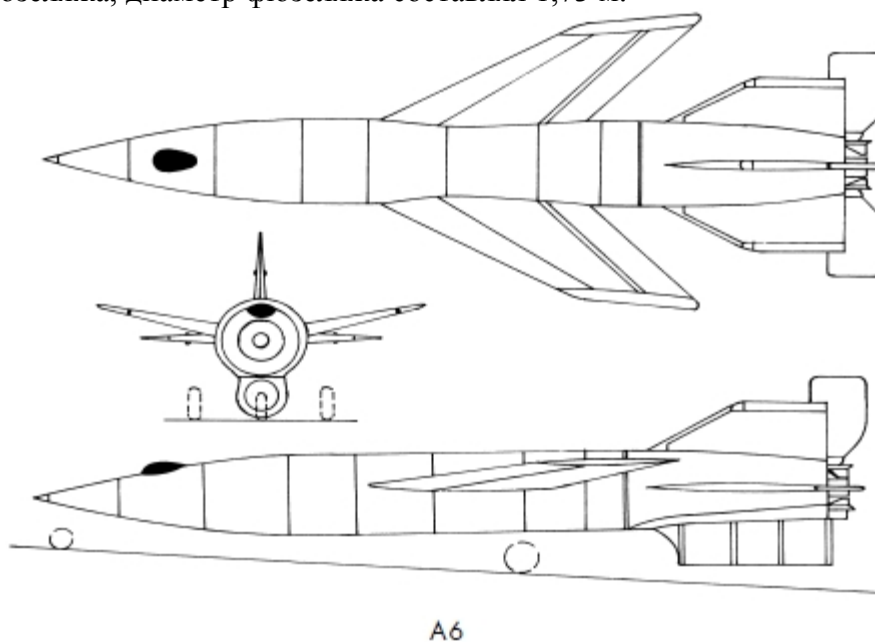
Як-7Р

В ОКБ А.С. Яковлева на базе самолета Як-7 в 1942 г. был разработан истребитель-перехватчик Як-7Р (реактивный). Самолет оснащался комбинированной силовой установкой из двух ПВРД ДМ-4С, расположенных под крылом, и одного ЖРД Д-1-А-1100 в хвостовой части фюзеляжа. ЖРД предназначался для кратковременного использования при взлете и наборе скорости, после чего запускались основные ПВРД. Горючим для ДМ-4С служил бензин из крыльевых баков, в Д-1-А-1100 в качестве горючего использовался керосин, а в качестве окислителя – азотная кислота. Вооружение самолета состояло из двух пулеметов УБС калибра 12,7 мм в носовой части фюзеляжа. Проектирование было закончено 27 августа 1942 г., однако проект не был реализован из-за отсутствия в то время надежных в работе серийных ПВРД.

Германия

А6

В Ракетном центре в Пенемюнде под обозначением А6 разрабатывался проект сверхзвукового самолета, который В. фон Браун предлагал командованию люфтваффе в качестве высотного фоторазведчика в конце весны 1944 г. Самолет длиной 15,75 м и высотой 4,07 м имел стреловидное крыло размахом 6,33 м, летчик размещался в гермокабине в носовой части фюзеляжа, диаметр фюзеляжа составлял 1,73 м.



В хвостовой части фюзеляжа располагалась комбинированная силовая установка,

состоявшая из ЖРД тягой около 12 тс и установленного под ним ПВРД, в качестве окислителя при работе ЖРД предполагался жидкий кислород, а в качестве топлива – метанол. В качестве топлива для ПВРД использовался керосин. Расчетная максимальная скорость самолета составляла 2900 км/ч.

Взлет самолет совершал вертикально, как ракета. После отключения ЖРД в работу вступал ПВРД, и машина осуществляла горизонтальный полет в течение 15–20 минут.

Посадка осуществлялась на взлетно-посадочную полосу при помощи выпускаемого колесного шасси. Для уменьшения посадочной дистанции предусматривался тормозной парашют в хвостовой части фюзеляжа. Радиус действия самолета составлял около 800 км, высота полета – до 95 км. Однако это предложение фон Брауна было отвергнуто в RLM.

MGRP

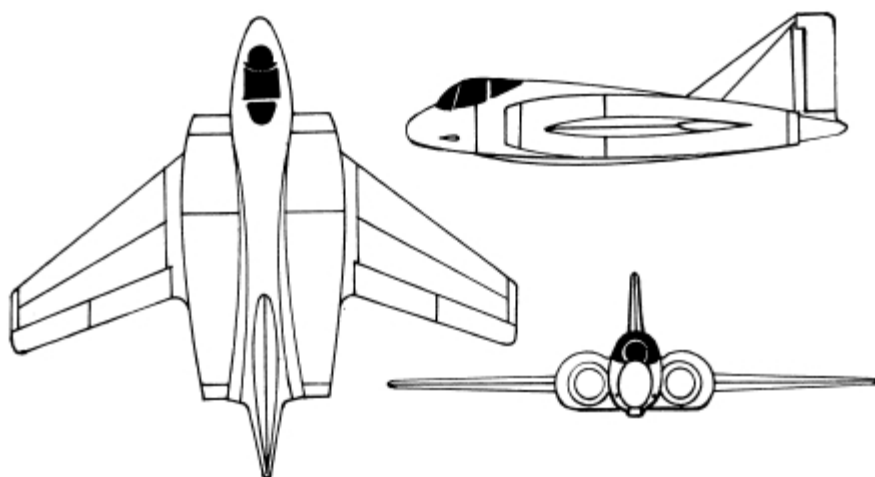
В конце 1944 г. на фирме «Блом и Фосс» под руководством Р. Фогта разрабатывался проект самолета, предназначенного для борьбы с формированиями союзных бомбардировщиков. Проект, получивший обозначение MGRP (Manuell Gesteuertes Raketen-Projektile), предусматривал создание связки из маленького самолета управления и ракеты. Самолет управления, в котором летчик располагался лежа, закреплялся на ракете, и ракета и самолет управления оснащались прямоточными воздушно-реактивными двигателями. Предполагалось, что вся сцепка будет доставляться в заданный район на самолете Do 217. На расстоянии около 300 км от цели летчик самолета управления запускал двигатели своей сцепки, после отделения от самолета-носителя сцепка должна была продолжать полет самостоятельно. После нацеливания на строй бомбардировщиков летчик отделял самолет управления от ракеты и возвращался на базу с посадкой на лыжу. Считалось, что взрыв такой ракеты внутри строя приведет к разрушению нескольких машин противника. Однако из-за отсутствия пригодных к эксплуатации ПВРД проект был отклонен специалистами RLM.

Характеристики MGRP: экипаж – 1 человек, размах крыла самолета – 6,0 м и его площадь – 6 м², длина самолета – 5,0 м, длина ракеты – 8,0 м, высота самолета – 1,62 м, диаметр ракеты – 1,0 м, вес ракеты – 1200 кг, вес самолета управления – 500 кг, вес топлива – 2300 кг, суммарный стартовый вес – 4000 кг, максимальная скорость сцепки – 720 км/ч, дальность с учетом доставки самолетом-носителем Bo 217 – 1000 км.

He P.1080

В марте 1945 г. фирма «Хейнкель» разработала проект He P.1080 одноместного самолета-перехватчика, выполненного по схеме «бесхвостка». В корневой части крыла устанавливались два ПВРД Lorin-Rohr. Первоначально предполагалось применить двигатели, работающие на угольной пыли (аналогично самолетам А. Липпиша Li P.12 и Li P.13). Но затем поступило указание RLM о применении ПВРД конструкции доктора О. Зенгера. Диаметр входного устройства этого двигателя был равен 600 мм, диаметр камеры сгорания – 1500 мм, весил двигатель 345 кг. Тяга у земли на скорости 500 км/ч составляла 1170 кгс, а при 1000 км/ч – 4370 кгс.

Перед кабиной летчика размещался радар, а по бокам – две пушки МК 108. Взлет должен был осуществляться с земли на сбрасываемой стартовой тележке с помощью четырех подвесных ускорителей тягой по 1000 кгс каждый (два ускорителя на стартовой тележке, два – под крылом истребителя), посадка – на выдвижную подфюзеляжную лыжу.



He P.1080

Ускорители при взлете работали следующим образом. Когда первая пара ускорителей (на тележке) заканчивала свою работу, тележка сбрасывалась и включалась вторая пара ускорителей (на самолете), и затем после достижения определенной скорости включались ПВРД. Проект не реализовывался, так как конструкция двигателя до конца войны так и не была отработана.

Характеристики He P. 1080: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ПВРД тягой по 4300 кгс при скорости 1000 км/ч, размах крыла – 8,9 м и его площадь – 20,0 м², длина самолета – 8,15 м, максимальная скорость – 1000 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Li P. 01–110/P.01-116

В начале апреля 1939 г. А. Липпиш разработал бесхвостый истребитель Li P. 01–110 с ПВРД, который имел длину 5,58 м, размах крыла 6,00 м и диаметр фюзеляжа 1,25 м. Проект был подобен самолету, который в конечном счете стал Me 163. В результате дальнейшего изучения стало очевидно, что площадь крыла мала, поэтому проект был переделан в течение лета 1939 г.

Следующий проект под обозначением P. 01–116 выполнялся в трех вариантах. Взлет машины предусматривался при помощи сбрасываемой стартовой тележки и ускорителей, посадка – на подфюзеляжную лыжу.

Первый вариант машины P. 01–116/I, проработанный в апреле 1939 г., имел укороченный фюзеляж и широкое трапециевидное крыло. В качестве силовой установки предполагалось использовать ПВРД в хвостовой части фюзеляжа, входное устройство двигателя располагалось в носовой части. Две пушки устанавливались под кабиной летчика. Третий вариант P. 01–116/III, законченный в июле того же года, имел ПВРД, расположенный в нижней части фюзеляжа, в носовой части снизу устанавливались четыре пушки.

Характеристики P. 01–116/I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД, размах крыла – 6,0 м, длина самолета – 5,48 м, высота – 2,72 м, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм.

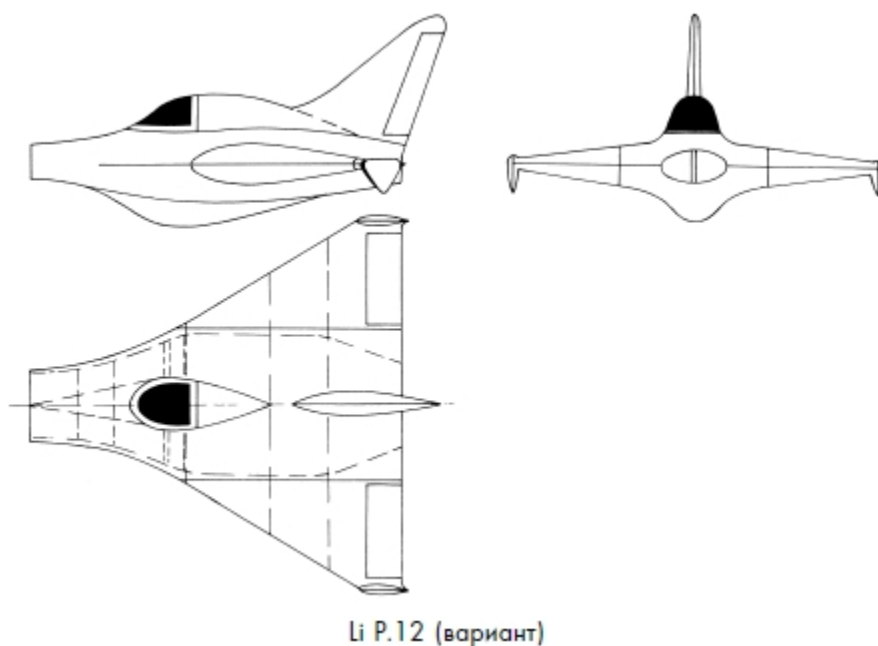
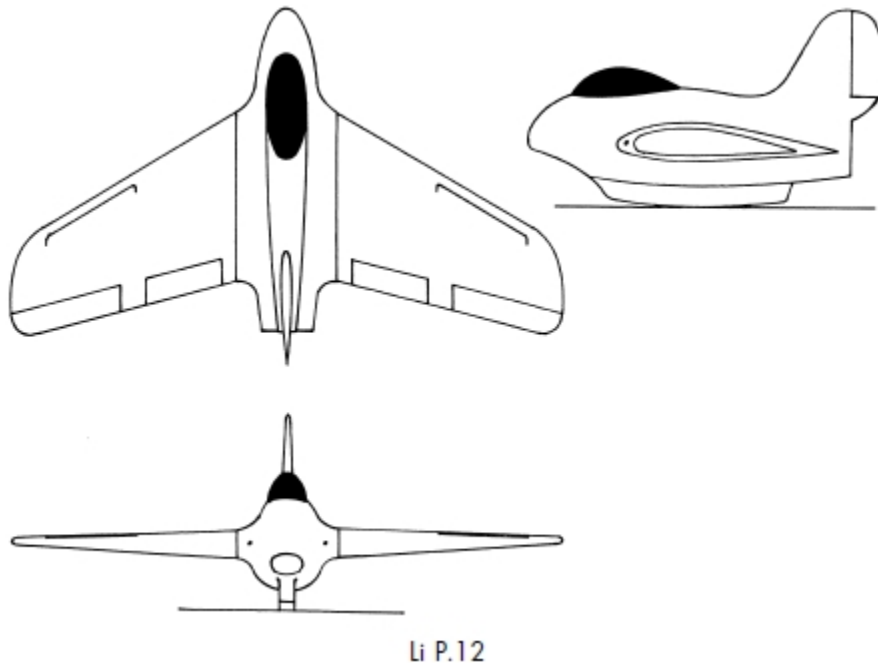
Характеристики P. 01–116/III: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД, размах крыла – 9,0 м, длина самолета – 7,06 м, высота – 3,05 м, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм.

Li P.12

Проект сверхзвукового истребителя с ПВРД разрабатывался в нескольких вариантах. Номер проекта, P.12, был взят от самолета с ТРД. Варианты истребителя со стреловидным крылом, которые были закончены к концу 1942 г., оснащались двигателем, работавшим на жидком топливе. Воздухозаборник двигателя располагался снизу в носовой части фюзеляжа, в качестве посадочного устройства использовалась выдвижная подфюзеляжная лыжа.

Вооружение состояло из двух пушек МК 103 по бокам кабины летчика.

Более поздние варианты, последние из которых датированы маем 1944 г., представляли собой самолет с треугольным крылом площадью 12 м², отогнутыми книзу законцовками и лобовыми воздухозаборниками различной формы. Для посадки под фюзеляжем устанавливалась выдвижная лыжа. В качестве одного из вариантов силовой установки предполагалось использовать работающий на мелкодисперсной угольной пыли ПВРД с вращающейся дискообразной камерой сгорания. Запуск истребителя осуществлялся со спины самолета-носителя.

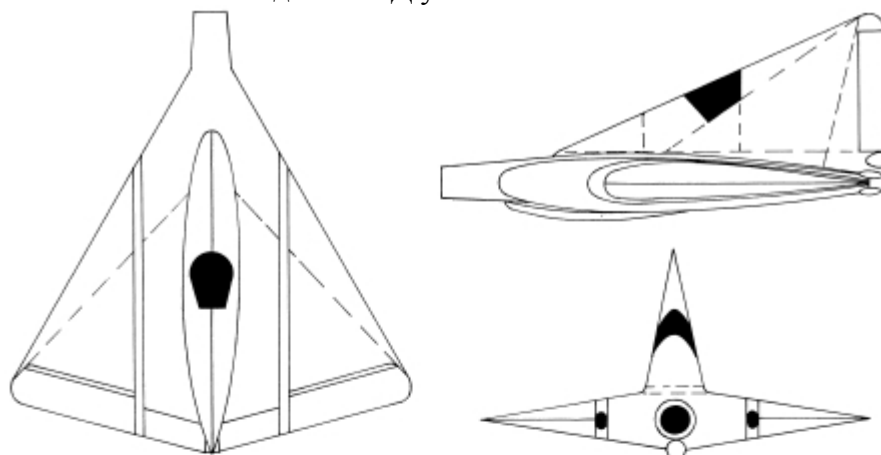


Характеристики Li P.12: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД, размах крыла – 11,0 м и его площадь – 20 м², длина самолета – 7,0 м, взлетный вес – 7260 кг, максимальная скорость на высоте 5900 м – 1200 км/ч, дальность (с двумя дополнительными подвесными баками) – 3000 км, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм.

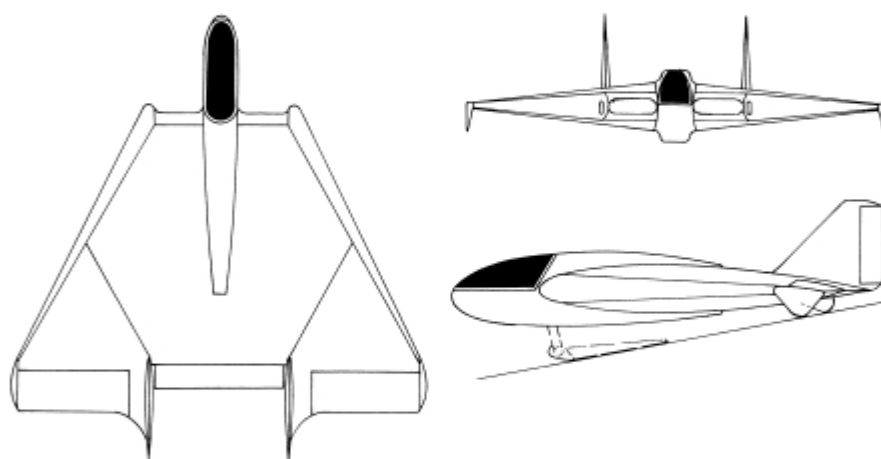
Li P.13 В 1944 г. номер P.13 присвоили проекту сверхзвукового самолета. Серия продувок моделей Li P.13 была выполнена в сверхзвуковой аэродинамической трубе AVA (Геттинген) при скоростях потока, соответствовавших числам $M = 1,0-2,6$. Сверхзвуковая машина разрабатывалась в двух версиях – Li P.13a и Li P.13b.

Li P.13a имел толстое треугольное крыло с элевонами и закрылками, большой

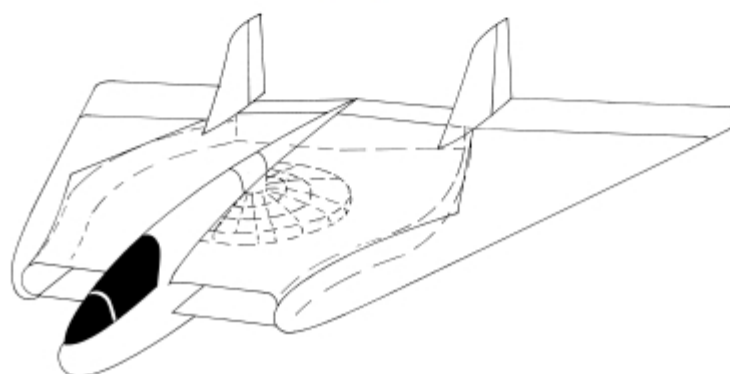
треугольный киль с рулем направления. Стреловидность по передней кромке крыла и киля составляла 60° . Кабина летчика располагалась спереди в киле, причем остекление фонаря кабины не выступало за его габариты. Силовая установка состояла из двух двигателей: основного ПВРД и вспомогательного ЖРД, располагавшегося в корневой части киля над основным двигателем. Предполагалось взамен остродефицитного в конце войны авиационного топлива использовать для ПВРД уголь.



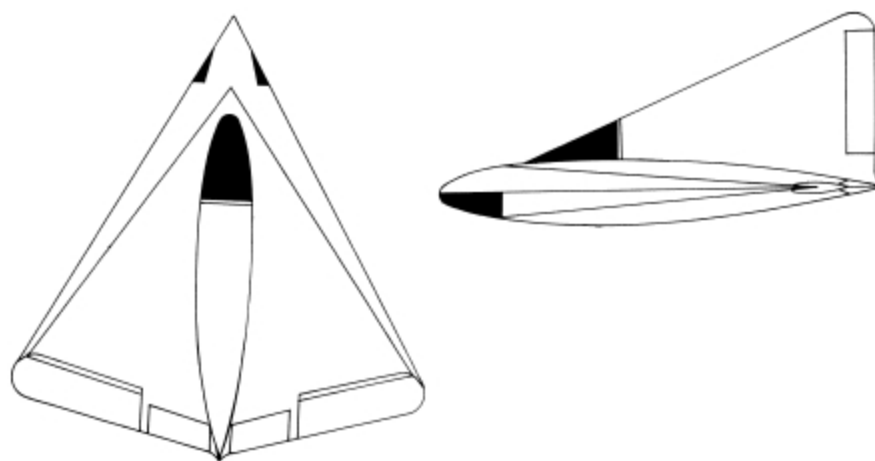
Li P.13a



Li P.13b



Li P.13b (вариант)

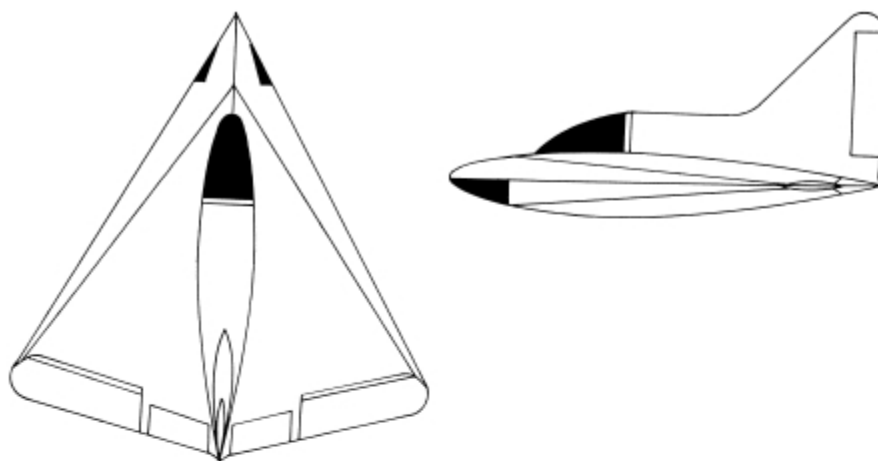


DM 1

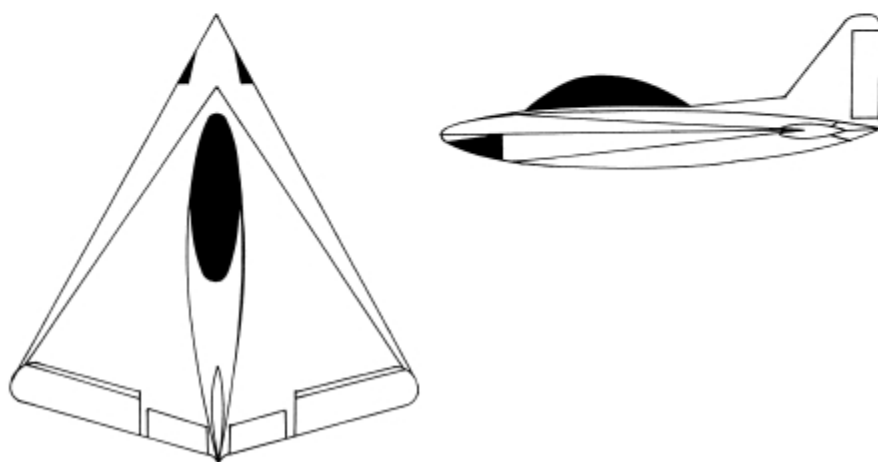
DM 1 Основной двигатель располагался в центроплане, его воздухозаборник был выдвинут из фюзеляжа вперед. Выходные кромки плоского реактивного сопла были связаны с системой управления и могли отклонять вектор тяги двигателя на определенный угол вверх или вниз. Твердое угольное топливо в форме микрогранул должно было содержаться в цилиндрическом контейнере из проволочной сетки, вращавшейся во время полета вокруг своей вертикальной оси со скоростью 60 оборотов в минуту. Горение угольной пыли инициировалось при помощи газового или жидкого топлива с добавкой окислителя. После начала горения в корзине образовывалась окись углерода, которая затем дожигалась с образованием двуокиси углерода (углекислого газа). Считалось, что запаса угольной пыли в 800 кг будет достаточно для обеспечения полета самолета в течение 45 минут. Взлет Li P.13a должен был выполняться с помощью сбрасываемой стартовой тележки, посадку предполагалось осуществлять на выдвижную подфюзеляжную лыжу.

Li P.13b отличался от предыдущей версии наличием двухкилевого оперения и боковыми воздухозаборниками. Посадка осуществлялась на выдвижную подфюзеляжную лыжу, для боковой опоры использовались отогнутые книзу законцовки крыла.

Чтобы проверить аэродинамику самолета Li P.13a, начиная с 28 ноября 1944 г. в окрестностях Вены было выполнено пятнадцать летных испытаний масштабных моделей самолета. К концу декабря 1944 г. в постройке находился полномасштабный пилотируемый опытный образец в бездвигательном варианте, известный как DM 1 (DM – Darmstadt-Mtinchen) и предназначавшийся для исследования управляемости самолета на малых скоростях. Для сохранения центровки кабину летчика опустили немного вниз и перенесли ближе к носу. Вместо воздухозаборника на DM 1 установили острый носовой обтекатель, остекленный снизу для улучшения обзора летчику. Крыло и киль с фанерной обшивкой имели двухлонжеронную деревянную конструкцию. Машина оборудовалась трехколесным шасси, убиравшимся в крыло.



DM (вариант 1)



DM (вариант 2)

Предполагалось во время летных испытаний поднимать DM 1 на модифицированном для этой цели самолете-носителе Si 204. Скорость 560 км/ч должна была достигаться в режиме пикирования. Планировалось в дальнейшем установить ракетный двигатель, который позволил бы достигнуть скорости 800 км/ч.

К 3 мая 1945 г. самолет был почти подготовлен к полету, но его захватили американские войска. После войны по требованию американского командования DM 1 достроили немцы, после чего на специально переделанном для этого самолете C-47 аппарат переправили в США. Там он тщательно изучался и проходил летные испытания, а затем был передан в Смитсоновский институт.

В исследовательской программе А. Липпиша было предусмотрено построить еще три подобных аппарата:

- DM 2 должен был представлять собой увеличенную версию DM 1, предназначался для исследования поведения конструкции самолета на больших скоростях;
- DM 3 должен был оснащаться ЖРД HWK 509 A-2, расположенным в центре тяжести самолета, летчик располагался в кабине лежа;
- DM 4 должен был разрабатываться для проведения исследований на больших высотах, характеристики его неизвестны.

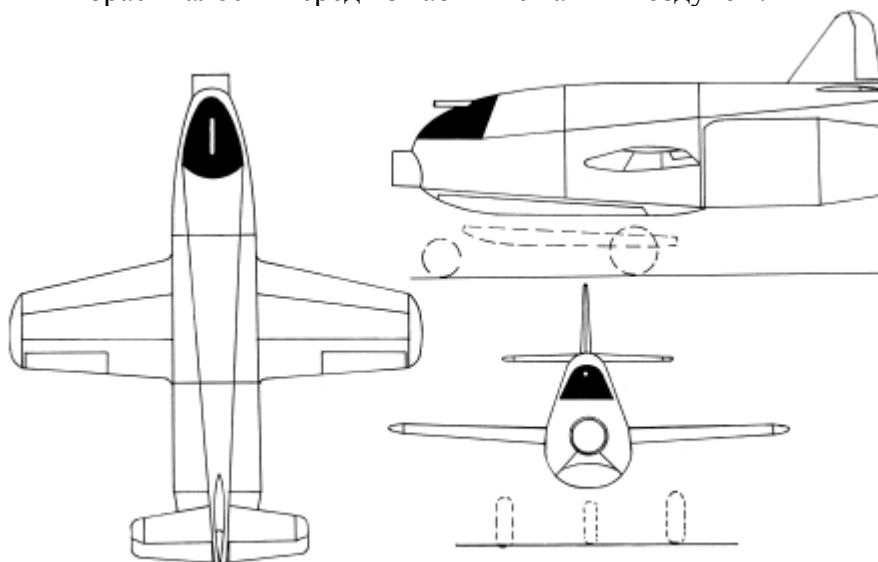
Характеристики Li P.13a: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД, размах крыла – 6,0 м и его площадь – 20 м², длина самолета – 6,7 м, высота – 3,25 м, взлетный вес – 2295 кг, максимальная скорость на высоте 5900 м – 1200 км/ч, крейсерская скорость – 850 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм.

Характеристики Li P.13b: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД, размах крыла – 6,9 м, длина самолета – 7,2 м, высота – 2,0 м.

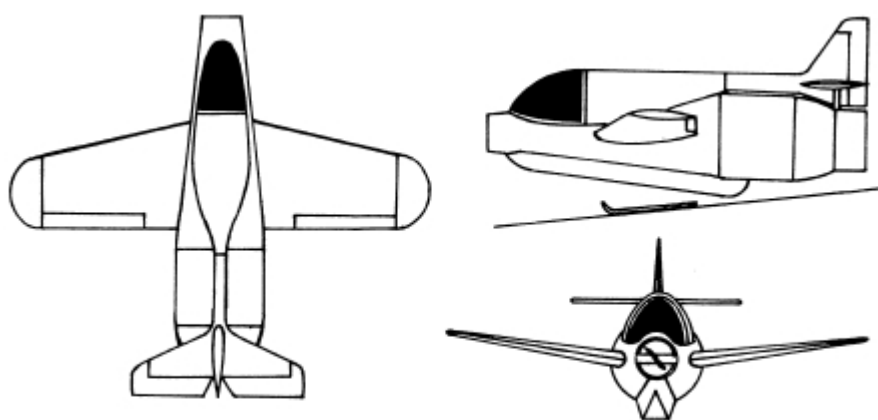
Характеристики DM 1: экипаж – 1 человек, силовая установка – отсутствует, размах крыла – 6,0 м и его площадь – 20,0 м², длина аппарата – 6,325 м, высота – 3,25 м, вес пустого – 297 кг, взлетный вес – 460 кг, высота отцепки от самолета-носителя – 8000 м, максимальная скорость (при пикировании) – 560 км/ч, посадочная скорость – 72 км/ч, скорость снижения – 6 м/с.

Me P.1101L Осенью 1944 г. был разработан проект истребителя Me P.1101L (P.1101/III), оснащенного прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Взлет планировалось осуществлять при помощи восьми твердотопливных стартовых ускорителей тягой по 1000 кгс, после чего в работу должен вступить ПВРД. Вооружение состояло из двух пушек МК 108. Предполагалось, что максимальная скорость на высоте 12 000 м будет составлять 1000 км/ч, скороподъемность – 55,6 м/с, дальность – 400 км, а продолжительность полета – 50 минут, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

SK P.14 Проект легкого истребителя с прямоточным воздушно-реактивным двигателем конструкции О. Зенгера разработан на фирме «Шкода» в феврале 1945 г. Летчик располагался лежа в кабине в носовой части фюзеляжа. Топливные баки размещались в крыле и за кабиной летчика над двигателем. Взлет осуществлялся на сбрасываемой стартовой тележке с помощью стартовых ускорителей, посадка – на выдвижную лыжу. В аварийной ситуации летчик мог сбросить фонарь, после чего ложе вместе с ним выбрасывалось вперед из кабины сжатым воздухом.



SK P.14.01



SK P.14.02

Проект выполнен в двух вариантах, незначительно отличавшихся друг от друга, за исключением мест установки пушки МК 108: у версии SK P.14.01 пушка располагалась в верхней части кабины, а ее ствол проходил сквозь остекление, у SK P.14.02 – пушка

монтировалась во входном устройстве воздухозаборника. Конец войны прервал дальнейшее развитие проекта самолета.

Характеристики SK P.14.01: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД, размах крыла – 7,0 м и его площадь – 12,45 м², длина самолета – 9,85 м, высота – 4,5 м, взлетный вес – 3094 кг, максимальная скорость на высоте 13 000 м – 1000 км/ч, практический потолок – 18 288 м, время подъема на высоту 14 935 м – 6,3 минуты, максимальная продолжительность полета – 45 минут, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм.

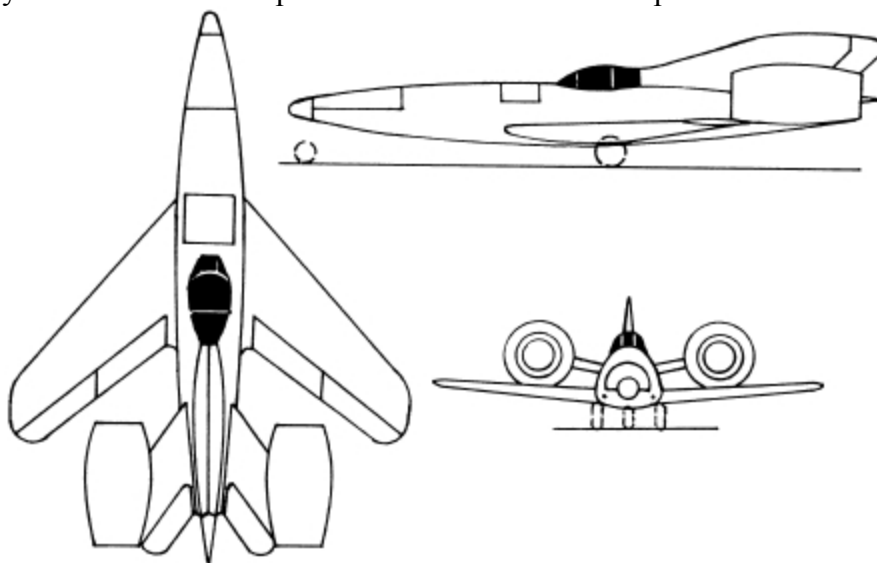
Strahljager Зенгера Как уже говорилось выше, доктор О. Зенгер в конце 1930-х гг. работал над ПВРД собственной конструкции. После испытания многочисленных моделей двигателя осенью 1941 г. Зенгер, стремясь доказать правильность своей концепции специалистам RLM, установил полноразмерный ПВРД на автомобиле Опеля. Дальнейшие испытания проводились с двигателем, установленным на самолете Do 17 Z-2, а позднее на самолете Do 217 E-2. Поскольку результаты летных испытаний двигателя оказались достаточно убедительными, 30 ноября 1944 г. RLM выдало Зенгеру задание на разработку проекта истребителя Strahljager («Реактивный истребитель»), оснащенного ПВРД. Однако работа дальше эскизного проекта не продвинулась.

Характеристики Strahljager: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД, размах крыла – 12,0 м, длина самолета – 10,4 м, взлетный вес – 7000 кг, максимальная скорость – 850 км/ч, дальность – 850 км, практический потолок – 12 000 м, максимальная продолжительность полета – 50 минут.

Ta 283 В июне 1944 г. фирма «Фокке-Вульф» представила в RLM проект истребителя P.188 Strahlrohr-Jager с комбинированной силовой установкой из ПВРД и ЖРД. После изучения проект был принят, а самолету присвоили обозначение Ta 283.

Это был одноместный истребитель с двумя ПВРД, установленными по бокам горизонтального хвостового оперения, кабина летчика размещалась у начала киля. В хвостовой части фюзеляжа устанавливался ЖРД HWK 509A-1. Вооружение составляли две пушки МК 108 или МК 103 снизу в носовой части фюзеляжа. ЖРД, предназначенный для взлета и набора скорости, развивал тягу 3300 кгс, время его работы составляло 33 секунды. Проект Ta 283 был отменен осенью 1944 г.

Характеристики Ta 283: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ПВРД и 1 х ЖРД HWK 509A-1, размах крыла – 8,0 м, длина самолета – 11,85 м, взлетный вес – 5400 кг, максимальная скорость – 1100 км/ч, дальность – 700 км, полетное время – 43 минуты, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм или МК 103 калибра 30 мм.



Ta 283

Англия

В мае 1940 г. авиационный центр RAE (Royal Aircraft Establishment) в поисках способов улучшения скоростных характеристик истребителя Spitfire Mk.I обратился к идее установки на него дополнительного ПВРД. Был разработан экспериментальный ПВРД длиной 1,22 м и поперечным сечением 0,76 x 0,38 м, двигатель устанавливался под фюзеляжем истребителя между двумя радиаторами охлаждения, питался он топливом из основных бензобаков самолета. До летных испытаний дело не дошло, потому что лабораторные испытания показали незначительный прирост скорости с работающим ПВРД, вследствие этого проект был прекращен, а Spitfire оснастили более мощным поршневым двигателем.

Однако к этой идее вновь вернулись в 1943 г., когда возникла угроза применения немцами крылатой ракеты Fi 103 по территории Англии. Разведка докладывала, что только высокоскоростные самолеты, такие как новый поршневой истребитель Tempest и реактивный истребитель Meteor, были способны перехватить крылатую ракету. Но истребители Tempest еще не были доступны для широкого применения, а Meteor вообще находился в стадии испытаний. Поэтому RAE вновь обратился к идее оснастить Spitfire дополнительным ПВРД, но опять столкнулся с теми же проблемами, что и раньше.

Лишь после организации в начале 1944 г. GAP (Guided Antiaircraft Projectile Committee – комитет по управляемым зенитным снарядам) эту проблему удалось частично решить. Р. Смит и Д. Смигтон из фирмы Power Jets разработали ПВРД PD.1 диаметром 15 см для зенитных ракет, который и был взят за основу при разработке дополнительного двигателя для истребителя North American Mustang I, имевшего в качестве основного двигателя ПД Alisson V-1710.

Доработка истребителя свелась к установке дополнительного двигателя, представлявшего собой трубу диаметром 0,71 м и длиной 1,0 м, в которой размещался блок из 12 параллельно установленных PD.1. Эта труба устанавливалась в нижней части фюзеляжа истребителя в воздушном канале непосредственно за радиатором-охладителем. Подогретый в радиаторе воздух попадал в блок ПВРД, где сжигалось подаваемое в него топливо, продукты сгорания выбрасывались через реактивное сопло снизу фюзеляжа вблизи хвоста. Летные испытания показали, что включение дополнительного ПВРД дает прирост скорости истребителя в 80 км/ч.

Франция

Leduc 010

Рене Ледюк начал свою инженерную деятельность, поступив в 1924 г. на работу в фирму Louis Breguet, где он, в частности, участвовал в создании опытного самолета Breguet 27. К 1930 г. он разработал свою конструкцию реактивного двигателя, работающего циклически с помощью системы клапанов, то есть, фактически, один из вариантов пульсирующего реактивного двигателя, на эту конструкцию в 1930 г. ему выдали патент (№ 705648 от 2 апреля 1930 г.).

Продолжая работать с воздушно-реактивными двигателями, в 1933 г. Ледюк разработал систему, в которой протекающий поток воздуха получает необходимое сжатие без применения каких-либо движущихся узлов и, таким образом, развивает тягу. По результатам своих разработок он в том же году патентует способ преобразования тепловой энергии в кинетическую энергию и конструкцию ПВРД, в которой этот способ реализуется (№ 770326 от 6 июля 1933 г.). Заинтересовав своими разработками военных, Ледюк получил первые контракты на проведение исследовательских работ в 1934 г., в рамках которых он создал макетный вариант ПВРД, развивавший тягу 4 кг. Этот макетный двигатель он успешно продемонстрировал на официальной презентации в июне 1936 г.

26 мая 1937 г. Ледюк получает контракт № 407/7 от французского правительства на разработку и постройку экспериментального самолета Leduc 010. Самолет оснащался ПВРД,

а запускаться должен был в полете с самолета-носителя. В 1938 г. модель этого самолета демонстрировалась на Парижском авиасалоне. К лету 1940 г. постройка самолета Leduc 010 шла полным ходом на авиазаводе фирмы Breguet Aviation, но ПВРД еще не был готов. После оккупации Франции немцы предполагали продолжить работы по Leduc 010, но работа на заводе в Тулузе, куда перевели сборку самолета, велась очень медленно из-за бомбардировок союзников и скрытого саботажа французских инженеров и рабочих. В ночь с 4 на 5 апреля 1944 г. самолет был поврежден во время очередного налета союзной авиации. Строительство первого опытного образца Leduc 0.10–01 было завершено лишь после окончания войны, к концу 1945 г. Впервые он поднялся в воздух на самолете-носителе 23 ноября 1946 г. в Тулузе, первый самостоятельный полет его с включением двигателя состоялся 21 апреля 1949 г.

Характеристики Leduc 010-01: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД Leduc 5 тягой 2000 кгс, размах крыла – 10,25 м и его площадь – 16,0 м², длина самолета – 10,52 м, высота – 3,39 м, вес пустого – 1800 кг, взлетный вес – 3000 кг, максимальная скорость – 960 км/ч, практический потолок – 12 000 м.

Pa.22/1R

Ролан Пайен, которому тогда был 21 год, начал в 1935 г. разработку проекта самолета схемы «утка» с ПВРД конструкции Анри Мало. Заднее крыло самолета, имевшего обозначение Pa.22/1R, было выполнено дельтовидным с большой стреловидностью по передней кромке, переднее крыло имело больший размах. Двигатель устанавливался снизу в передней части фюзеляжа («реданная» схема). Кабина летчика размещалась сверху в средней части фюзеляжа, сзади она имела аэродинамический обтекатель, переходящий в небольшой вертикальный киль. Шасси имело два основных убирающихся в фюзеляж колеса и два маленьких неубирающихся колеса – носовое и хвостовое.

Однако проблемы с разработкой ПВРД вынудили Р. Пайена вскоре заменить реактивный двигатель поршневым двигателем Regnier R6B-01 мощностью 180 л. с. и переработать проект. Эта модификация самолета получила обозначение Pa.22 Flechaire («Стрелка»). Немцы, оккупировав в начале войны Францию, захватили Pa.22 Flechaire, испытывавшийся в аэродинамической трубе лаборатории Эйфеля в Шале-Медо. Люфтваффе заинтересовались самолетом, поэтому после окончания испытаний в аэродинамической трубе самолет перевезли в Центр летных испытаний в Виллакубли, где он впервые взлетел в октябре 1942 г. под управлением французского пилота Жака Шарпентье, работавшего с Пайеном. В Виллакубли самолет был перекрашен в немецкие опознавательные цвета и получил регистрационный код люфтваффе VI+XB, после чего его возвратили на завод Пайена в Джувиси для доработки и подготовки к отправке в Германию с целью проведения полной программы испытаний в летно-испытательном центре люфтваффе в Рёхлине. Но переправить в Германию подготовленный самолет не успели, так как он был разрушен 18 апреля 1944 г. во время налета бомбардировочной авиации союзников на железнодорожный узел, с которого его должны были отправить.

Характеристики Pa.22/1R: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД, размах переднего крыла – 4,8 м, площадь крыльев – 10,0 м², длина самолета – 7,35 м, высота – 2,9 м, вес пустого – 560 кг, взлетный вес – 955 кг.

Япония

«Кацуодори»

Японская фирма «Каяба», занимавшаяся изучением ПВРД с 1937 г., в 1943 г. приступила к разработке объектового перехватчика «Кацуодори», оснащенного двигателем этого типа. Самолет был выполнен по схеме «бесхвостка» и имел стреловидное крыло, на законцовках которого располагались небольшие вертикальные поверхности управления (концевые шайбы). Взлет самолета осуществлялся на сбрасываемой тележке с помощью четырех стартовых ускорителей, установленных попарно с каждой стороны фюзеляжа. Время работы ускорителей составляло 5 секунд. Ускорители включались попарно – сначала

отрабатывала и сбрасывалась одна пара, а затем вторая, что позволяло увеличить суммарное время взлета на ускорителях до 10 секунд. По достижении скорости полета более 350 км/ч в работу вступал ПВРД. Для посадки имелась подфюзеляжная лыжа и маленькое хвостовое колесо. Вооружение состояло из двух пушек калибра 30 мм, установленных под крылом.

Фирма «Каяба» планировала в 1944 г. подготовить к летным испытаниям опытный образец машины. Однако к этому времени армейская авиация сконцентрировала свои усилия на разработке самолета Км-200, оснащенного ЖРД, поэтому проект «Кацуодори» не был принят. «Каяба» в попытке спасти свой проект предложила приспособить «Кацуодори» под ТРД Не 20 или ЖРД, который использовался в конструкции Км-200. Но проект был окончательно отклонен.

Характеристики «Кацуодори»: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПВРД тягой 750 кгс при скоростях $M = 0,6-0,9$, размах крыла – 9,0 м и его площадь – 12,58 м², длина самолета – 4,5 м, высота – 1,85 м, вес пустого – 850 кг, взлетный вес – 3000 кг, максимальная скорость – 900 км/ч, время набора высоты 10 000 м – 3 минуты, практический потолок – 15 000 м, дальность – 400 км, полетное время – 30 минут, вооружение – 2 пушки типа 5 калибра 30 мм.

4. Самолеты с ракетно-прямоточными двигателями

Ракетно-прямоточный двигатель (РПД) представляет собой довольно редкую разновидность реактивного двигателя и сочетает в себе принципы работы ракетного двигателя (РДТТ или ЖРД) и ПВРД. РПД может работать как в режиме поочередного включения своих ступеней (на взлете – ракетная ступень, после набора скорости – ступень ПВРД), так и в непрерывном режиме, но без подачи в ракетную ступень окислителя после запуска прямоточной ступени.

Р-114

В 1942 г. в СССР под руководством Р.Л. Бартини началось проектирование одноместного высотного истребителя-перехватчика Р-114, который представлял собой «летающее крыло» с большой переменной по размаху стреловидностью передней кромки, с двухкилевым вертикальным оперением на концах крыла. Силовая установка самолета включала в себя четыре ЖРД тягой по 300 кгс каждый и расположенный позади них ПВРД, в носовой части фюзеляжа предполагалось установить инфракрасный локатор. При взлете силовая установка должна была работать как ЖРД с подсосом воздуха, а при больших скоростях вступал в работу ПВРД с использованием топлива, подающегося через ЖРД, но при этом подача окислителя в ЖРД прекращалась. Взлет машины осуществлялся с помощью сбрасываемой после отрыва от земли колесной тележки, посадка осуществлялась на выдвижную подфюзеляжную лыжу. Самолет рассчитывался на максимальную скорость 2000 км/ч, практический потолок должен был составлять 24 000 м при взлете с земли и 40 000 м после отцепки от самолета-носителя на высоте 10 000 м. Однако осенью 1943 г. ОКБ было расформировано.

Rammrakete/Rammschussjager

В середине августа 1944 г. Хайнц Штокель из фирмы «Блом и Фосс» предложил специалистам RLM проект одноместного перехватчика под названием Rammrakete («Таранная ракета»), который оснащался ракетно-прямоточным двигателем.

Самолет имел в носовой части бронированную кабину летчика, за которой располагался кольцевой воздухозаборник двигателя. В центральном теле канала воздухозаборника, являвшемся продолжением кабины, имелись топливные баки для ЖРД и ПВРД, далее в кольцевом канале трубы ПВРД располагались четыре ЖРД, на некотором расстоянии от ЖРД устанавливался топливный коллектор ПВРД с форсунками, и все это заканчивалось реактивным соплом. Хвостовое оперение самолета в одном из вариантов имело три разнесенных киля, причем нижние части наружных килей выполняли функции хвостовых опор, а в другом варианте – два разнесенных киля. Посадочная лыжа

устанавливалась под передней частью фюзеляжа. Первоначально Штокель предложил стреловидное крыло площадью 9 м² для самолета, но позже изменил проект, приняв прямое крыло, как и у крылатой ракеты Fi 103.

Предполагалось, что истребитель во время атаки должен был таранить хвостовое оперение американских бомбардировщиков В-17 или В-24, после чего выйти из атаки и совершить посадку на свой аэродром. Расчетное время подъема таранного истребителя на высоту 13 000 м составляло 90 секунд, дальность действия превышала 200 км, максимальная скорость составляла около 900 км/ч. Истребитель мог запускаться как с самолета-носителя, так и вертикально с земли (аналогично истребителю Ва 349).

Но этот вариант самолета встретил возражения в RLM, поэтому Штокель перепроектировал самолет в Rammschussjager («Таранный стреляющий истребитель»). Во втором варианте самолет имел боеголовку весом 220 кг в носовой части фюзеляжа. При атаке боеголовка, которая представляла собой бомбу класса «воздух – воздух» со специальными взрывателями, отстреливалась в направлении цели, после чего пилот катапультировался вниз из кабины. Перехватчик Rammschussjager должен был применяться в составе комбинации Mistel.

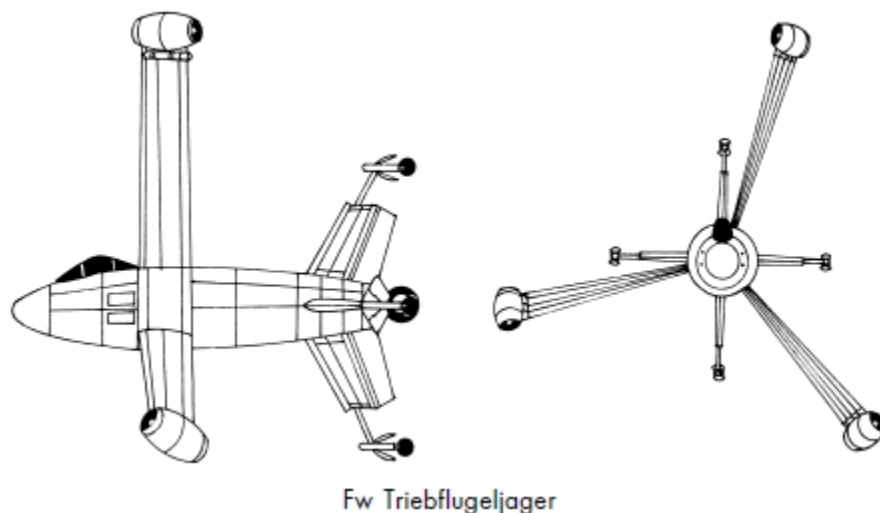
Третье предложение было представлено в министерство авиации 25 августа 1944 г. Улучшенный проект, фактически, немногим отличался от предшественника, но включал модернизированную бронекабину летчика, которая отстреливалась при атаке вместе с летчиком. Самолет имел размах крыла 6,6 м, длину 6,8 м, взлетный вес 3000 кг, из которых 200 кг приходилось на боевую нагрузку – обычную или модифицированную буксируемую бомбу. Истребитель, как ожидалось, будет достигать высоты 10 000 м за 50 секунд, максимальная скорость составляла 1000 км/ч и практический потолок 20 000 м.

В четвертом варианте предполагалось заменить ЖРД батареями РДТТ. Однако, несмотря на заявленные высокие характеристики истребителя, ни один из вариантов проекта Штокеля не был реализован.

Характеристики Rammschussjager II: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х РПД, размах крыла – 7,0 м и его площадь – 10,0 м², длина самолета – 7,2 м, взлетный вес – 3000 кг, вес боеголовки – 200 кг, вес топлива – 1500 кг, максимальная скорость – 990 км/ч, дальность на высоте 10 000 м со скоростью 720 км/ч – 600 км, скороподъемность – 200 м/с.

Fw Triebflugeljager

К сентябрю 1944 г. на фирме «Фокке-Вульф» под руководством Хайнца фон Халема была закончена предварительная проработка конструкции самолета вертикального взлета и посадки, так называемый Fw Triebflugeljager («Истребитель с вращающимся крылом»). Машина, вооруженная двумя пушками МК 103 и двумя пулеметами MG 151 или четырьмя пушками МК 213, установленными с обеих сторон герметичной кабины летчика, предназначалась для выполнения задач перехвата. Особенностью этого самолета являлся вращающийся вокруг фюзеляжа трехлопастный ротор, на конце каждой лопасти которого крепился ракетно-прямоточный двигатель конструкции Отто Пабста, руководителя отдела перспективных разработок фирмы «Фокке-Вульф». Двигатель, разрабатывавшийся с 1941 г., имел диаметр 0,69 м, длину 1,72 м и развивал тягу 840 кгс. Он мог использовать недефицитные виды топлива, включая угольную пыль. Первой ступенью этого двигателя являлся ЖРД HWK 729 максимальной тягой 375 кгс при максимальном времени работы 70 секунд, применявшийся в качестве силовой установки крылатой ракеты Hs 117 (см. ниже). HWK 729, работавший на двухкомпонентном топливе SV (Salbei – смесь 90 % азотной кислоты и 10 % серной кислоты) и В (гидразингидрат), по своим габаритам (диаметр не более 0,3 м и длина не более 1 м) вполне вписывался в габариты РПД О. Пабста. Для увеличения скороподъемности самолета на фюзеляж могли устанавливаться стартовые ускорители HWK 501 тягой до 1500 кгс каждый и временем работы до 30 секунд, после взлета они должны были сбрасываться и приземляться на парашютах для повторного использования.



Самолет на земле стоял вертикально на шасси, состоявшем из основного центрального колеса в хвостовой части фюзеляжа и дополнительных четырех стоек с маленькими колесами, смонтированных на крестообразном хвостовом оперении. В полете дополнительные стойки складывались назад, напоминая бутон тюльпана. Кабина летчика находилась в носовой части фюзеляжа, летчик располагался в кресле. Особенность управления самолетом заключалась в том, что летчик в полете находился в обычном, сидячем, положении, а в режимах взлета и посадки оказывался лежащим на спине.

Взлет осуществлялся следующим образом. Ротор, лопасти которого выставлялись перед взлетом в нулевой угол установки, начинал раскручиваться при помощи работающих ЖРД-ступеней силовой установки. Когда окружная скорость лопастей ротора превышала 300 км/ч, тогда в работу вступали ступени двигателей, работавшие в режиме ПВРД, а ЖРД-ступени выключались. Затем летчик увеличивал угол установки лопастей, и начинался взлет самолета, благодаря подъемной силе ротора и тяге ПВРД. В горизонтальном полете летчик уменьшал угол установки лопастей и уменьшал число оборотов ротора, а управление самолетом осуществлял с помощью хвостовых рулей. Переходные режимы полета представляли большую сложность для летчика, особенно при посадке, которую приходилось осуществлять хвостом вниз.

Рассматривался и более простой вариант самолета, в котором для раскрутки лопастей с установленными на них обычными ПВРД использовались сбрасываемые твердотопливные стартовые ускорители. Проект до конца войны не был реализован.

Следует сказать, что концепция самолета вертикального взлета и посадки, примененная фирмой «Фокке-Вульф» в своем аппарате Triebflugeljager, была впервые предложена академиком Б.Н. Юрьевым еще в 1930-х гг. Под его руководством в Военно-воздушной инженерной академии (ВВИА) им. Н.Е. Жуковского и Московском авиационном институте выполнены исследования различных схем аппаратов, сочетающих свойства вертолетов и самолетов. Результаты исследований были изложены в его монографиях «Геликоптеры» и «Исследования летных свойств геликоптеров», опубликованных в трудах ВВИА в 1935 г. и 1939 г., для обозначения аппаратов этого класса Б.Н. Юрьев применял термин «геликоптеры-аэропланы» (в более позднем употреблении «вертолеты-самолеты»). Все эти аппараты оснащались воздушными винтами, которые могли работать и в режиме несущего винта (как у вертолета). А в 1938 г. немецкий инженер О. Мук, работавший на фирме «Сименс», предложил установить на концах лопастей винта самолета вертикального взлета и посадки реактивные двигатели. Вот это техническое решение и пытались практически реализовать на фирме «Фокке-Вульф».

Характеристики Fw Triebflugeljager: экипаж – 1 человек, силовая установка – 3 x РПД, размах крыла (внешний диаметр ротора) – 11,29 м, длина самолета – 9,15 м, взлетный вес – 5150 кг, максимальная скорость у земли – 925 км/ч, скороподъемность у земли – 125 м/с,

вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

5. Самолеты с пульсирующими воздушно-реактивными двигателями

ПуВРД – бескомпрессорный воздушно-реактивный двигатель периодического действия с теплоподводом к рабочему телу при повышенном давлении газового потока (энциклопедия «Авиация»).

Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, по существу, представляет собой трубу, с одного конца закрытую клапанной решеткой. Горючая смесь поджигается внутри трубы посредством запальной свечи. Выделяющиеся при этом продукты сгорания сильно расширяются и истекают через открытый конец трубы. Даже в том случае, когда давление внутри камеры сгорания падает до уровня давления окружающей атмосферы, газы в выхлопном конце трубы обладают достаточным запасом кинетической энергии, чтобы продолжать движение и создавать некоторое разрежение в камере сгорания. Благодаря этому через створчатые клапаны решетки в камеру сгорания поступает новая порция воздуха, а через форсунки – новая порция топлива, и цикл возобновляется.

Изобретать ПуВРД и пытаться приспособить его в качестве силовой установки для летательного аппарата начали еще в середине XIX в. Так, например, в 1865 г. французский ученый и изобретатель Ш. де Луврие предложил проект самолета с воздушно-реактивным двигателем, для которого была характерна прерывистость горения подаваемого топлива, что позволяло ограничить давление в камере сгорания до 5–6 атмосфер и, в отличие от ПВРД, обеспечивало некоторую тягу при взлете. Это был по своей сути пульсирующий воздушно-реактивный двигатель. Более совершенный проект самолета («Усовершенствованная система воздухоплавания») был разработан в России в 1867 г. Н.А. Телешовым, который планировал установить на самолете ПуВРД, отличавшийся от двигателя де Луврие тем, что пары топлива должны были смешиваться с воздухом еще до поступления в камеру сгорания. Для этого было предусмотрено особое устройство типа современного карбюратора.

В 1906 г. русский инженер В.В. Караводин запатентовал «Аппарат для получения пульсирующей струи газа значительной скорости вследствие периодических взрывов горючих смесей» (привилегия № 15375), а в 1908 г. построил газовую турбину с пульсирующей камерой и успешно провел ее испытания. Через год после работ В.В. Караводина немецкий исследователь Барбецат провел исследования по распределению давления при пульсирующем горении, открыл и описал принцип самовоспламенения в ПуВРД. В том же году французский исследователь Ж. Марконнэ предложил использовать этот двигатель для самолета и получил на это устройство патент. Р. Ледюк в 1930 г. получил патент на конструкцию ПуВРД.

В 1930-х гг. в СССР исследованиями и разработками ПуВРД занималась 3-я бригада ГИРД, возглавляемая Ю.А. Победоносцевым. Для исследования возможности создания пульсирующего ВРД в июне 1933 г. была изготовлена экспериментальная камера сгорания с клапаном ЭК-3. Проведенные в том же году испытания макетного образца двигателя позволили выявить основные задачи, возникающие при конструктивной разработке двигателей такого типа, оценить объем и трудности решения этих задач. В результате было принято решение работы по ПуВРД приостановить в пользу исследования прямоточных ВРД, однако в 1937–1938 гг. все работы по этому направлению были свернуты из-за начавшихся в стране репрессий.

В Советском Союзе работы по ПуВРД возобновились в 1941–1942 гг., в этом направлении работал репрессированный и находившийся в то время в заключении заместитель начальника ЦИАМ профессор Б.С. Стечкин, который являлся создателем теории воздушно-реактивного двигателя. Под его руководством было разработано несколько вариантов ПуВРД, один из которых, под обозначением УС (ускоритель Стечкина),

предназначался для самолетов. УС предполагалось устанавливать на самолеты Ту-2 и Пе-8. На тяжелый бомбардировщик Пе-8 предполагалось поставить двенадцать таких ускорителей – по шесть на каждой консоли крыла. Но в 1943 г. после освобождения Б.С. Стечкина из заключения работы по УС были прекращены. В конце войны в Советском Союзе разрабатывалась крылатая ракета 10Х с ПуВРД (аналог немецкой ракеты Fi 103).

В Германии к изучению ПуВРД также приступили в начале 1930-х гг., а уже через десять лет на фирме Argus было освоено серийное производство ПуВРД As 014 и As 044, которые довольно широко использовались в проектах самолетов фирм «Блом и Фосс», «Гота», «Хейнкель», «Хеншель», «Юнкерс» и др. Помимо этого двигатель As 014 использовался в качестве силовой установки немецкой крылатой ракеты Fi 103 (Фау-1).

Исследования в области ПуВРД в начале 1930-х гг. вел и американский пионер ракетной техники Р. Годдард. В 1934 г. он получил патент на конструкцию пульсирующего реактивного двигателя, который имел некоторое сходство с ПуВРД П. Шмидта. Однако Р. Годдарду не удалось заинтересовать своим двигателем военные и промышленные круги США, не получил он также и поддержки от американского правительства для продолжения работ в этом направлении. Разработкой летательных аппаратов с ПуВРД в США занялись только в конце войны, там разрабатывались крылатые ракеты JB-2, JB-10 и др. (о крылатых ракетах см. ниже). В Японии во время войны разрабатывался самолет с ПуВРД, предназначенный для атак летчиков-камикадзе.

Германия

С 1930 г. инженер Пауль Шмидт занимался изучением процессов горения в двигателе, использующем прерывистую подачу топлива и непрерывную подачу сжатого воздуха. В 1931 г. он получил патент на «Метод создания тяги летательного аппарата», в котором и описал принцип действия своего ПуВРД, а в следующем году – патент на «Устройство создания реактивной силы летательного аппарата». Продолжая работы в этой области, Шмидт обосновал применение ПуВРД для крылатой ракеты с расчетной скоростью 800 км/ч, свои предложения он представил к концу 1934 г. в министерство авиации Германии в виде докладной записки. После этого распоряжением министерства его подключили к работе группы профессора Георга Маделунга, занимавшейся созданием планирующих бомб и летающих мишеней для тренировки зенитчиков. Результатом этой совместной работы стал проект планирующей бомбы, оснащенной ПуВРД, который в 1935 г. был представлен специалистам RLM. Однако RLM его отклонило по причине того, что проект «технически сомнительный и неинтересный с тактической точки зрения».

С 1936 г. П. Шмидт работал на фирме «Вальтер», отвечая за направление перспективных исследований, в 1938–1940 гг. он вместе со своими сотрудниками уже проводил стендовые испытания трех опытных ПуВРД с диаметрами трубы 12, 20 и 51 см. Последний из двигателей, имевший длину около 3,5 м, развивал тягу 500 кгс. К концу 1940 г. был готов двигатель SR 500 (Schmidt-Rohr – труба Шмидта), развивавший тягу 550 кгс, а через два года – двигатель SR 700 тягой 750 кгс, выходным диаметром 56,5 см при длине трубы 3,8 м. В середине 1939 г. RLM, учитывая отсутствие соответствующих производственных мощностей у Шмидта, предложило ему передать работы по его ПуВРД на двигателестроительную фирму «Аргус» (Argus Motoren G.m.b.H.), но тот отклонил предложение.

В ноябре 1939 г. «Аргус» получил от RLM контракт на разработку ПуВРД. Группа инженеров «Аргуса» во главе с Фрицем Госслау и Гюнтером Дидрихом, взяв за основу двигатель Шмидта, разработала свою систему непрерывного впрыска топлива в камеру сгорания двигателя, которая разрешала проблему устойчивого горения при подаче топлива с частотой несколько десятков герц. «Аргус» начал проверять новый пульсирующий двигатель на автомобилях в январе 1941 г., а уже 30 апреля состоялся первый полет самолета-биплана Go 145, оснащенного опытным ПуВРД.

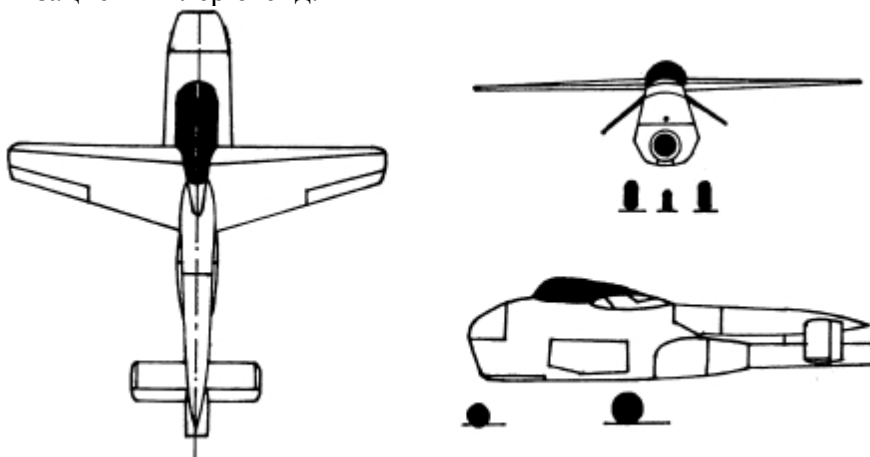
Было разработано и испытано множество маленьких экспериментальных ПуВРД, и только в марте 1940 г. RLM организовало в Мюнхене встречу разработчиков из «Аргуса» с П. Шмидтом, который продемонстрировал свой двигатель SR 500. По результатам встречи представители «Аргуса» убедились в преимуществах клапанного входного устройства конструкции Шмидта по сравнению с их собственной конструкцией и в дальнейшем использовали его конструкцию в своих последующих разработках. Эти разработки привели к созданию фирмой «Аргус» двигателя под названием VSR 9a (Versuchs-Schubrohr – экспериментальная тяговая труба) тягой 120 кгс и диаметром трубы 30 см, этот двигатель был испытан 30 апреля 1941 г. в полете, подвешенным под самолетом Go 145.

В ответ на жалобы Шмидта относительно использования его технических решений фирмой «Аргус» RLM в конце 1942 г. предложило Шмидту испытать его SR 700 в аэродинамической трубе LFA. При испытаниях выяснилось, что тяга двигателя составляла только 375 кгс при скорости воздушного потока 350 км/ч. Кроме того, во время испытаний двигатель сильно гудел и создавал такие вибрации, которые угрожали разрушить стендовое оборудование лаборатории LFA. После этого никакие дальнейшие работы с ПуВРД в LFA не проводились. Тем не менее, учитывая заслуги П. Шмидта в этой области, RLM приняло решение – все двигатели, выпускавшиеся фирмой «Аргус», именовать As (Argus-Schmidt), что позднее было узаконено соответствующим приказом. Двигатели As 014 и As 044 довольно широко использовались в проектах самолетов фирм «Блом и Фосс», «Гота», «Хейнкель», «Хеншель», «Юнкерс» и др. Помимо этого двигатель As 014 использовался в качестве силовой установки немецкой крылатой ракеты Fi 103.

В январе 1945 г. Ф. Госслау и П. Шмидт начали изучение возможностей разработки гибридного двигателя на базе ПуВРД и ПВРД. Предполагалось, что этот двигатель, фактически представлявший собой ПВРД с установленным на входе в него ПуВРД (As 014 или As 044), позволит достичь сверхзвуковых скоростей полета. Хотя RLM первоначально проявило большой интерес к результатам предварительных испытаний на моделях, в апреле 1945 г. вышел приказ о немедленной остановке всех работ в этом направлении.

Bv P.213

Летом 1944 г. RLM выпустило технические требования на разработку упрощенного «истребителя-малютки» (Miniaturjager), у которого в качестве силовой установки планировалось применить пульсирующий двигатель. Согласно техническим требованиям в конструкции самолета должен был быть использован минимум дефицитных материалов, не предусматривалось никакого электронного оборудования, преимущество в воздухе перед авиацией противника должно было достигаться за счет выпуска большого числа самолетов. Пилоты, как и в случае с «народным истребителем» He 162, должны были поставляться молодежной организацией гитлерюгенд.



Bv P.213

Фирма «Блом и Фосс» представила на конкурс проект Bv P.213 Miniaturjager («Миниатюрный истребитель»). Это был одноместный истребитель с пульсирующим

двигателем As 014 тягой 350 кгс, установленным под хвостовой балкой, воздухозаборник двигателя располагался в носовой части фюзеляжа, хвостовое оперение самолета выполнялось V-образным. Фюзеляж истребителя был выполнен из тонколистовой брони, позади кабины летчика размещался топливный бак емкостью 420 л. Крыло и хвостовое оперение изготавливались из древесины.

Двигатель As 014 представлял собой трубу длиной 3,6 м, состоящую из входного устройства с клапанной решеткой, камеры сгорания с топливными форсунками и свечей зажигания и выхлопной трубы. Работал он следующим образом. При поджиге образовавшейся в результате подачи топлива горючей смеси происходил взрыв, возрастало давление в камере сгорания и клапаны на решетке закрывались. Продукты сгорания выбрасывались в выхлопную трубу и истекали из нее в атмосферу в виде реактивной струи.

В результате выгорания топливной смеси давление в камере падало ниже атмосферного, клапаны открывались, и в камеру поступала новая порция воздуха, происходил новый взрыв и цикл повторялся с частотой 60–70 Гц. Передняя часть двигателя присоединялась к каналу воздухозаборника при помощи резиновой проставки, которая предназначалась для демпфирования колебаний двигателя при его работе, корпус двигателя кронштейнами крепился к хвостовой балке.

Поскольку двигатель мог начать свою работу только в условиях набегающего потока воздуха, взлет самолета должен был осуществляться с катапульты или с помощью стартовых ракетных ускорителей. Для взлета и посадки самолета предусматривалось трехстоечное шасси, основные стойки убирались вперед, а передняя стойка – назад с поворотом на 90°.

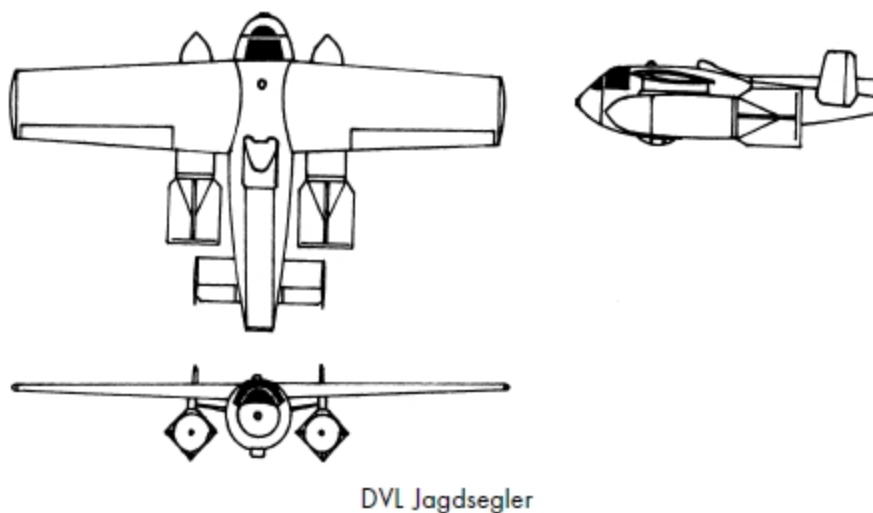
Уборка и выпуск шасси осуществлялись от баллона сжатого воздуха или вручную. В носовой части фюзеляжа устанавливалась пушка МК 108 с боезапасом в 135 снарядов.

Проект был прекращен из-за отмены программы в декабре 1944 г.

Характеристики Bv P.213: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПуВРД As 014 тягой 350 кгс, размах крыла – 6,0 м и его площадь – 5,0 м², длина самолета – 6,2 м, высота – 2,28 м, взлетный вес – 1280 кг, максимальная скорость у земли – 705 км/ч, максимальная скорость на высоте 6000 м – 625 км/ч, скороподъемность у земли – 18,9 м/с, радиус действия – 170 км, практический потолок – 7700 м, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм.

DVL Jagdsegler

Первоначально машина разрабатывалась в DVL (Немецкий авиационный научно-исследовательский институт) в качестве планера-истребителя. Однако позже технические требования были изменены, а проект перенацелили на разработку бортового истребителя-бомбардировщика в рамках программы Miniaturjager. Самолет, получивший обозначение Jagdsegler («Планер-истребитель»), был выполнен в основном из дерева, имел прямое крыло и разнесенное хвостовое оперение, мог нести под крылом две бомбы SC 250 весом по 250 кг каждая. Пульсирующий двигатель As 014 располагался сверху хвостовой части фюзеляжа в полуутопленном положении, а козырек воздухозаборника выступал вверх над средней частью фюзеляжа. Летчик размещался в бронированной кабине лежа, под фюзеляжем располагалась выдвижная посадочная лыжа.



Предполагалось, что планер-истребитель будет подниматься в воздух с помощью самолета-носителя (Ta 152, Ta 154, He 219, Ju 188, Me 210 и Me 410), после чего в автономном полете он должен был сбросить бомбы на строй союзных бомбардировщиков.

Проект не был принят.

Характеристики Jagdsegler: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПуВРД As 014 тягой 350 кгс, размах крыла – 5,0 м и его площадь – 3,5 м², длина самолета – 3,0 м, размах хвостового оперения – 1,25 м, диаметр фюзеляжа – 0,625 м, полетный вес – 640 кг, вес топлива – 160 кг, максимальная скорость – 900 км/ч, время полета – до 90 минут, вооружение – две бомбы SC 250.

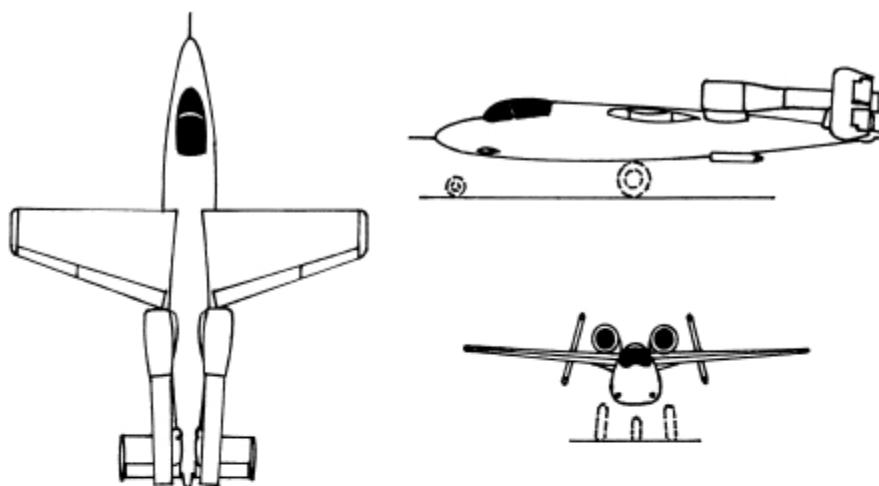
Go 345B

В 1944 г. фирма «Гота» разработала проект планера Go 345. Первый вариант планера, Go 345A, предназначался для перевозки военных грузов. Он выполнялся по нормальной схеме, имел грузовой отсек размерами 4,06 x 1,33 x 1,56 м, экипаж располагался в кабине в передней части фюзеляжа. Второй вариант планера, Go 345B, имел силовую установку из двух ПуВРД As 014, установленных под крылом, он предназначался для перевозки 10 десантников. Проект не был реализован до конца войны.

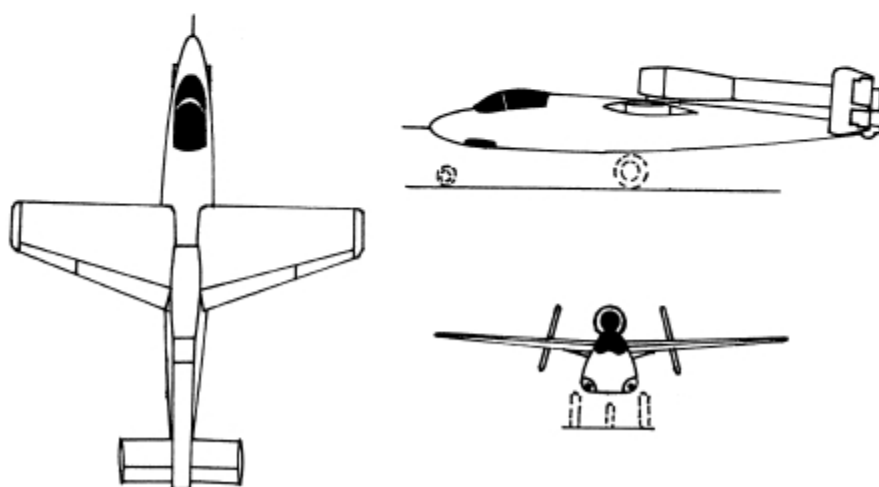
Характеристики Go 345B: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ПуВРД As 014 тягой по 350 кгс, размах крыла – 21,0 м и его площадь – 49,9 м², длина самолета – 13,0 м, высота – 4,2 м, вес пустого – 2470 кг, взлетный вес – 6000 кг, максимальная скорость у земли – 310 км/ч.

He 162B

За основу при разработке истребителя He 162B был взят самолет He 162A. Все изменения, фактически, свелись к замене турбореактивного двигателя BMW 003 пульсирующим двигателем. Самолет начали разрабатывать в январе 1945 г. в двух вариантах.



He 162B-1



He 162B-2

He 162B-1 имел два рядом расположенных пульсирующих двигателя As 014, установленных сверху фюзеляжа ближе к хвосту. В качестве вооружения должны были устанавливаться две пушки МК 108 или MG 151.

He 162B-2 отличался от предыдущего варианта тем, что предполагалось установить один пульсирующий двигатель As 044 тягой 500 кгс.

Оба варианта самолета оснащались двумя стартовыми ускорителями. Всего до конца войны успели построить два опытных образца He 162B-1, один из которых испытывался в полете в конце марта 1945 г., а второй в разрушенном состоянии был обнаружен наступающими союзническими войсками.

Характеристики He 162B-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ПуВРД As 014 тягой по 350 кгс, размах крыла – 7,2 м и его площадь – 11,15 м², длина самолета – 9,0 м, высота – 2,55 м, взлетный вес – 3300 кг, максимальная скорость у земли – 810 км/ч, скороподъемность у земли – 1098 м/мин, практический потолок – 8000 м, дальность – 410 км, вооружение – 2 пушки МК 108.

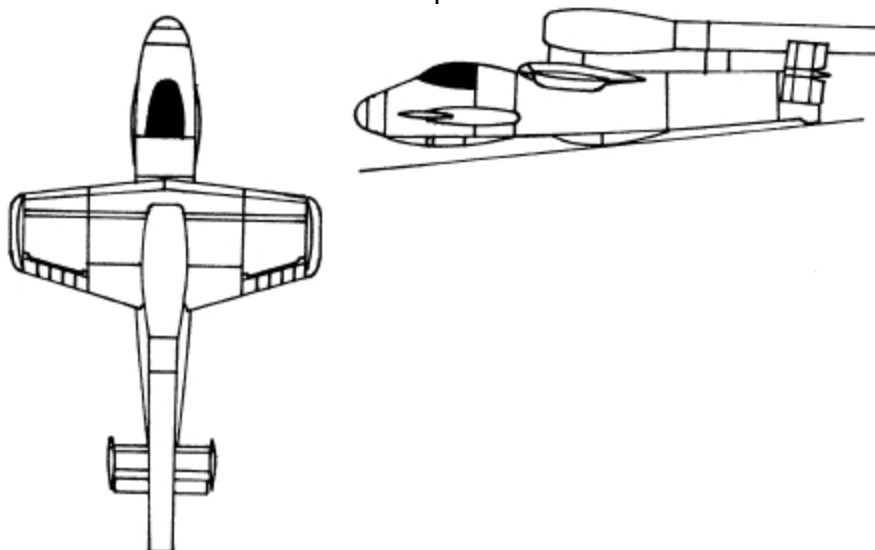
Характеристики He 162B-2: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПуВРД As 044 тягой 500 кгс, размах крыла – 7,2 м и его площадь – 11,15 м², длина самолета – 9,0 м, высота – 2,55 м, взлетный вес – 2900 кг, максимальная скорость у земли – 710 км/ч, скороподъемность у земли – 720 м/мин, практический потолок – 6500 м, дальность – 380 км, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм или 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

He P.1077 Romeo

Проект фирмы «Хейнкель» He P.1077 Romeo являлся переделкой ракетного перехватчика He P.1077 Julia, вместо ЖРД над фюзеляжем в хвостовой части устанавливался

ПуВРД As 014. Самолет разрабатывался в августе 1944 г. в двух вариантах (P.1077 Romeo I и Romeo II), различавшихся только размахом крыла. Он имел трапецевидное двухлонжеронное деревянное крыло с отогнутыми вниз законцовками, деревянный фюзеляж и разнесенное вертикальное хвостовое оперение, также выполненное из дерева. В качестве посадочных устройств использовались две выдвигавшиеся подфюзеляжные лыжи. Летчик в кабине располагался сидя, в хвостовой части фюзеляжа предусматривались узлы крепления для стартовых ускорителей.

Вооружение обоих вариантов машины состояло или из двух пушек МК 108, установленных по бокам кабины в обтекателях, или из ракет R4M, которые должны были размещаться в двух подкрыльевых контейнерах. В качестве альтернативы рассматривалась установка упрощенных контейнеров с бомбами для автоматической бомбардировки формирований союзных бомбардировщиков. До конца войны ни одной опытной машины не было построено.



He P.1077 Romeo

Характеристики He P.1077 Romeo: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПуВРД As 014 тягой 350 кгс, размах крыла – 4,6 м и его площадь – 7,2 м², длина самолета – 6,8 м, высота – 1,0 м, взлетный вес – 1795 кг, максимальная скорость – 980 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм или ракеты R4M калибра 55 мм.

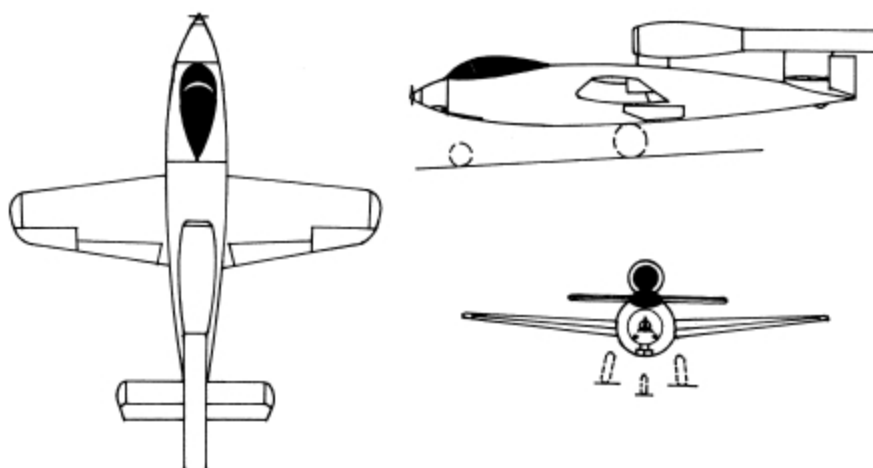
Hu Schlachtflugzeug

В марте 1945 г. В. Хюттер представил в RLM проект одноместного штурмовика с двумя ПуВРД As 044 по бокам фюзеляжа. Самолет, выполненный из дерева и металла, имел мотыльковое хвостовое оперение и подфюзеляжную посадочную лыжу. Летчик располагался в кабине сидя. Взлет самолет осуществлял на жестком буксире за самолетом-буксировщиком или с взлетной ramпы при помощи стартовых ускорителей. Вооружение состояло из двух пушек и 24 ракет. Проект не реализовывался.

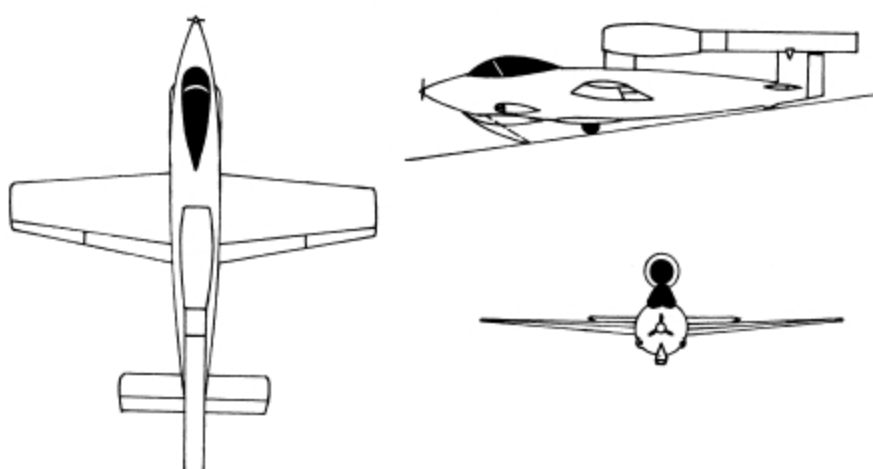
Характеристики Hti Schlachtflugzeug: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ПуВРД As 044 тягой по 500 кгс, размах крыла – 7,35 м, длина самолета – 6,85 м, вес (без двигателей и вооружения) – 680 кг, продолжительность полета – 40 минут, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм и 24 ракеты R4M калибра 55 мм.

Ju EF 126

Проект одноместного самолета Ju EF 126 с ПуВРД разрабатывался на фирме «Юнкерс» в двух вариантах. Штурмовик Ju EF 126/I Elly оснащался двигателем As 014 и имел колесное шасси. Объектовый истребитель-перехватчик Ju EF 126/II Lilly, оснащенный более мощным двигателем As 044, имел вместо колесного шасси две посадочные лыжи и фюзеляж большей длины. Для взлета устанавливались два ускорителя тягой по 1000 кгс каждый и трехколесное шасси, сбрасываемое после взлета.



Ju EF 126 Elly



Ju EF 126 Lilly

Пульсирующий двигатель устанавливался над фюзеляжем и крепился к переднему пилону и килю (схема установки напоминала Fi 103). Фюзеляж – цельнометаллический, крыло и хвостовое оперение – деревянные. Летчик располагался в кабине сидя, по бокам в носовой части фюзеляжа устанавливались две встроенные пушки МК 108 или MG 151. Под крылом могло подвешиваться до 400 кг бомб, например два контейнера АВ 250-3, содержащие по 108 противопехотных бомб SD 2 каждый, или 24 неуправляемые ракеты R4M.

До конца войны фирма успела исследовать модели самолета в аэродинамической трубе и построить деревянный полноразмерный макет Elly, все работы по EF126 прекратились в марте 1945 г.

Характеристики Ju EF 126 Elly: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПуВРД As 014 тягой 350 кгс, размах крыла – 6,65 м и его площадь – 8,9 м², длина самолета – 7,45 м, вес пустого – 1100 кг, взлетный вес – 2800 кг, вес топлива – 1100 кг, максимальная скорость – 780 км/ч, скороподъемность у земли – 480 м/мин, дальность – 350 км, продолжительность полета при 60 %-й тяге двигателя – 45 минут, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм или 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм и до 400 кг бомб.

Ju Schlachtflugzeug

Проект одноместного штурмовика, законченный к 21 апреля 1945 г., представлял дальнейшее развитие самолета EF 126. В качестве силовой установки использовались два ПуВРД As 044, установленные сверху на пилонках над разнесенным хвостовым оперением. Самолет имел трехколесное убираемое шасси, при взлете использовались два стартовых

ускорителя тягой по 1000 кгс каждый. Времени на реализацию проекта уже не оставалось.

Характеристики Ju Schlachtflugzeug: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ПуВРД As 044 тягой по 500 кгс, размах крыла – 6,65 м и его площадь – 8,9 м², длина самолета – 8,46 м, взлетный вес – 2980 кг, максимальная скорость – 810 км/ч, дальность – 300 км, продолжительность полета – 50 минут, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм или 1 пушка МК 214 калибра 50 мм и 24 ракеты R4M калибра 55 мм или 4 ракеты RZ 100 калибра 100 мм.

Fi 103R

В DFS по заданию RLM был разработан проект пилотируемого самолета-снаряда «Райхенберг» на базе крылатой ракеты Fi 103. Всего разработали четыре варианта самолета: первые три предназначались для испытаний и обучения летного состава, четвертый («Райхенберг IV») – для боевого применения. Доставка «Райхенберга IV» в зону боевых действий должна была осуществляться под крылом носителя He 111.

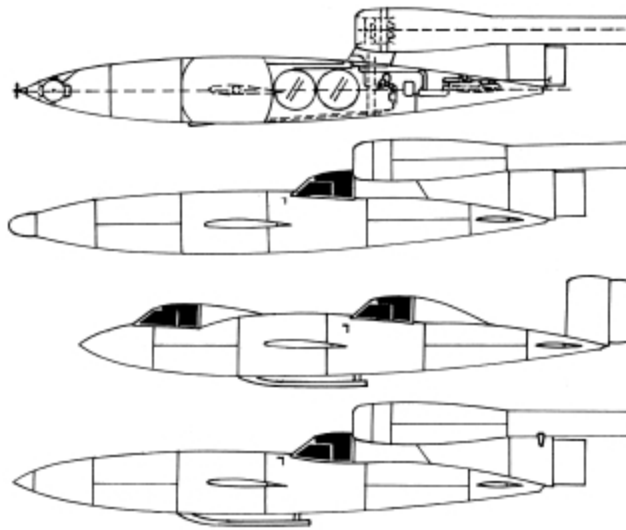
«Райхенберг IV» отличался от Fi 103 только установкой кабины летчика перед воздухозаборником двигателя (вместо отсека с баллонами сжатого воздуха) и наличием элеронов на крыле. В кабине устанавливалось сиденье летчика, приборная доска с прицелом, высотомером, авиагоризонтом, указателем скорости и часами. Кроме того, в кабине располагались гироскоп и электрическая батарея с преобразователем. Управление самолетом осуществлялось при помощи обычной ручки и педалей. Фонарь кабины открывался вправо, лобовое стекло было бронированным.

Первые опытные образцы «Райхенберга» не имели системы спасения летчика. На серийных же машинах предполагалось установить простейшую систему аварийного покидания. При воздействии на рычаг катапультирования открывался замок и освобождался донный люк, после чего летчик выпадал вниз из кабины.

Опытный образец «Райхенберга» был изготовлен на заводе фирмы «Хеншель» в Берлин-Шонфельде. Летные испытания машины начались в Рехлине в сентябре 1944 г.

Пилот во время первого полета получил серьезные повреждения спины из-за высокой скорости приземления на подфюзеляжную лыжу. Во время второго полета сорвало фонарь, и снова пилот получил серьезные повреждения во время посадки. После доработки конструкции машины испытания продолжились, несколько полетов выполнил Вилли Фидлер, летчик-испытатель фирмы «Физелер».

Летчик-испытатель Ханна Райч, испытывавшая третью опытную машину, завершила первый полет успешно, несмотря на полученные машиной при отцепке от самолета-носителя повреждения. Однако второй полет этой же машины из-за потери песочного балласта завершился аварией: самолет разбился, но Х. Райч осталась жива.



Fi 103R (варианты)

Вскоре был построен двухместный тренировочный образец без двигателя «Райхенберг

II», а в ноябре – двухместный аппарат с двигателем, «Райхенберг III». Во время второго испытательного полета «Райхенберга III» 5 ноября 1944 г. из-за сильной вибрации от двигателя отломилась законцовка левой консоли крыла, но летчик-испытатель Хайнц Кенше сумел покинуть тесную кабину с парашютом. Эта авария продемонстрировала огромную трудность покидания аппарата даже для высококвалифицированного летчика-испытателя.

В конце 1944 г. началась подготовка инструкторов для обучения летного состава полетам на «Райхенберге IV», а под Данненбергом были подготовлены производственные мощности для переделки Fi 103 в пилотируемые «Райхенберги», которые предназначались для специальной эскадрильи «Леонидос штаффель» эскадры KG 200. Из 70 пилотов-добровольцев приблизительно половина прошла обучение до конца февраля 1945 г., но далее обучение было приостановлено из-за нехватки топлива. Во время испытательного полета в Рехлине 5 марта удача отвернулась от летчика-испытателя Кенше – он погиб после того, как при выполнении режима пикирования сорвало обшивку с крыла «Райхенберга».

Эта катастрофа переполнила чашу терпения командира KG 200 подполковника Баумбаха, который был противником программы «Райхенберг». Баумбах обратился за помощью к министру вооружений и военной промышленности Альберту Шпееру. 15 марта Шпеер и Баумбах посетили Гитлера, и Шпеер смог убедить фюрера в том, что самоубийство не соответствует традициям немецких военных. В конце концов Гитлер с этими аргументами согласился, и в тот же день Баумбах приказал расформировать эскадрилью летчиков-самоубийц. К тому времени более 200 самолетов-снарядов «Райхенберг» уже находились на складах люфтваффе в Данненберге и Пулверхофе, но ни один из них так никогда и не был применен в боевых действиях.

Характеристики Fi 103R («Райхенберг IV»): экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПуВРД As 014 тягой 350 кгс, размах крыла – 5,7 м, длина самолета – 8,0 м, взлетный вес – 2250 кг, вес боеголовки – 850 кг, максимальная скорость – 800 км/ч, дальность полета (при сбросе с высоты 2500 м) – 330 км, продолжительность полета – 32 минуты.

Hs PJ 600/67

В 1941–1942 гг. на фирме «Хеншель» под руководством главного конструктора Фридриха Николауса разрабатывался проект штурмовика Hs PJ 600/67, оснащенного двумя ПуВРД As 044. Самолет выполнялся по схеме «утка», двигатели крепились в районе хвостового оперения, под фюзеляжем имелась посадочная лыжа, взлет осуществлялся с катапульты (наземной или корабельной) или на спине буксировщика. В качестве вооружения самолет нес четыре пушки в подфюзеляжном контейнере. Были выполнены многочисленные испытания моделей в аэродинамических трубах, но дальнейшего продолжения работа не получила.

Характеристики Hs PJ 600/67: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ПуВРД As 044 тягой по 500 кгс, размах крыла – 11,7 м, длина самолета – 8,0 м, высота – 3,52 м.

Me 328

В 1941 г. RLM, начав программу разработки самолетов, стартующих в полете с самолета-носителя, обратился к идее оснащать их простым по конструкции и дешевым в изготовлении пульсирующим воздушно-реактивным двигателем. В рамках этой программы фирма «Мессершмитт» начала работы над проектом носимого истребителя Me P.1079. Такой истребитель предполагалось, в частности, применить для защиты в полете дальнего бомбардировщика и транспортника Ju 290Z от атак союзных перехватчиков. В полете истребитель должен был находиться в закрепленном положении на спине самолета-носителя или в бомбоотсеке. Было разработано несколько вариантов самолета P.1079.

Так, например, самолет P.1079/1 (15 апреля 1941 г.) имел двигатель SR 500 тягой 500 кгс, установленный в хвостовой части фюзеляжа, входное устройство воздухозаборника располагалось под кабиной летчика. Снизу в средней части фюзеляжа имелась выдвижная посадочная лыжа, по бокам фюзеляжа под крылом самолет мог нести две бомбы.

Характеристики P.1079/1: размах крыла – 6,32 м, длина самолета – 6,4 м, высота – 1,87 м, ширина фюзеляжа – 1,0 м, максимальная скорость – 760 км/ч.

У варианта Р.1079/10с (20 мая 1941 г.) двигатель так располагался в хвостовой части, что его реактивная труба высовывалась сзади из фюзеляжа почти на 2 м. Входное устройство воздухозаборника прямоугольной формы находилось сверху фюзеляжа за кабиной летчика, одна бомба SC 1700 размещалась внутри нижней части фюзеляжа.

Характеристики Р. 1079/10с: размах крыла – 5,0 м, длина фюзеляжа – 5,1 м, длина самолета – 7,2 м, высота – 1,8 м, ширина фюзеляжа – 0,9 м, максимальная скорость – 750 км/ч.

Из многочисленных вариантов проекта в начале 1942 г. был выбран вариант Me Р. 1079/17. Этому варианту RLM присвоило обозначение Me 328, а фирме «Мессершмитт» выдали контракт на разработку двух модификаций носимого самолета: истребителя Me 328А и истребителя-бомбардировщика Me 328В. В качестве двигателя предполагалось использовать ПуВРД As 014 тягой 300 кгс. Учитывая, что техническим заданием, как вариант, была предусмотрена установка истребителя в фюзеляже носителя, предполагалось разрабатывать и истребитель с телескопически выдвигавшимися в полете законцовками крыла, которые в убранном положении позволяли размещать самолет в фюзеляже носителя.

В конце марта 1942 г. фирма «Мессершмитт» представила в RLM предложения о разработке шести версий самолета:

- Me 328А-1 – с двумя двигателями As 014 и двумя пушками MG 151;
- Me 328А-2 – с увеличенными по сравнению с А-1 габаритными размерами, четырьмя двигателями и двумя пушками МК 103;
- Me 328А-3 – как и версия А-2, но с устройством для дозаправки топливом в полете от самолета-носителя;
- Me 328В-1 – как и версия А-1, но способный нести под фюзеляжем бомбу весом до 1000 кг;
- Me 328В-2 – как и версия А-2, но способный нести под фюзеляжем бомбу весом до 1000 кг;
- Me 328В-3 – как и версия В-2, но рассчитанный на доставку бомбы SD 1400 весом 1400 кг.

Пока шла разработка Me 328, программу создания дальнего бомбардировщика Ju 290Z отменили, поэтому истребитель перенацелили на применение со спины самолетов-носителей He 177 или Me 264, вследствие чего крыло сделали обычным, а не раздвижным. После отцепки Me 328 должен был охранять бомбардировщик-носитель от атак истребителей противника, после выполнения боевого задания вернуться на свой аэродром и осуществить посадку на выдвижную лыжу. В качестве истребителя-бомбардировщика Me 328 отцеплялся от носителя недалеко от зоны противника, проникал в нее на малой высоте и атаковал бомбой наземную цель или корабль, после чего возвращался на свой аэродром. Помимо вариантов раздельного выполнения функций также рассматривался вариант комбинированного боевого применения: вначале Me 328 выполняет задачи легкого бомбардировщика, затем возвращается на самолет-носитель, дозаправляется топливом и выполняет функции истребителя охранения.

Первый полет прототипа Me 328 в планерном варианте состоялся 5 ноября 1942 г. Постройка первых десяти опытных машин (от V1 до V10) началась в марте 1943 г. на производственных площадях планерной фирмы Jacob Schweyer Segelflugzeugbau в кооперации с DFS. Первые три опытные машины имели деревянное крыло, металлический фюзеляж, а хвостовая часть фюзеляжа заимствовалась от серийного истребителя Bf 109. Серийные же машины Me 328 предполагалось полностью изготавливать из дерева, снизив трудоемкость изготовления до 4200 человеко-часов на один самолет.

Параллельно с постройкой опытных машин велись интенсивные испытания в аэродинамической трубе с целью определения оптимального расположения двигателей As 014. При расположении двигателей над или под крылом возникало вредное влияние вибрации на силовые элементы крыла и, кроме того, реактивные струи двигателей попадали на хвостовое оперение. Установка же двигателей по бокам фюзеляжа в хвостовой части

позволяла избежать этих воздействий, но, с другой стороны, возникали проблемы с узлами крепления двигателей и воздействием вибрации на хвостовую часть.

В конце 1943 г. во исполнение требований А. Гитлера об ускорении разработок новых видов наступательного оружия было принято решение прекратить работы по серии А и сосредоточить все усилия на разработке машин серии В. Осенью того же года в Хёршинге (Австрия) начались летные испытания первой опытной машины Me 328V1 (еще не оснащенной двигателями), проводившиеся летчиками-испытателями Ханной Райч и Хайнцем Кенше. В качестве самолета-носителя использовался Do 217, испытания проводились в диапазоне высот от 3000 до 6000 м и скоростей от 145 до 745 км/ч. Безмоторные испытания показали, что самолет имеет неплохие аэродинамические характеристики. В апреле 1944 г. был выдан заказ на постройку предсерийной партии самолетов Me 328B-0 на заводе в Тюрингии.

Me 328B-0 был полностью деревянной конструкции. Для обеспечения возможности аварийного покидания самолета летчиком хвостовая часть фюзеляжа крепилась к средней части с помощью разрывных болтов. При ее отделении кресло вместе с летчиком как бы выдергивалось из кабины, после чего летчик спускался на парашюте.

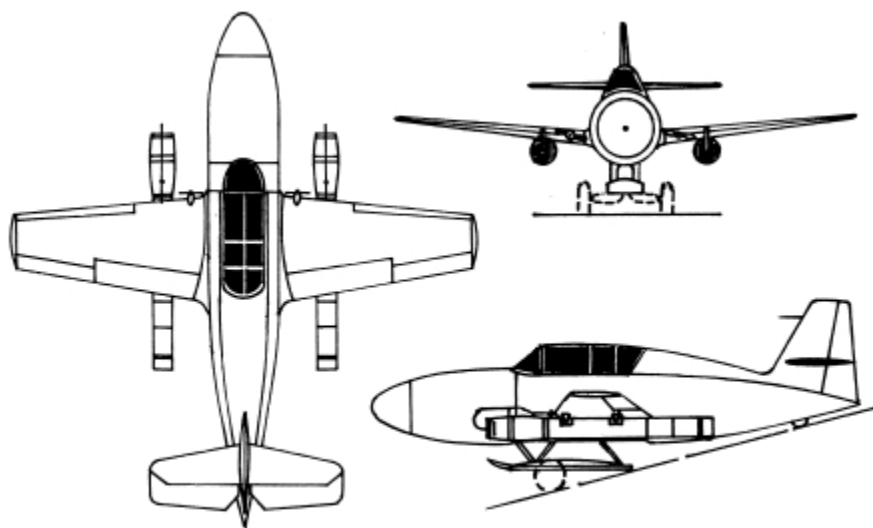
Посадочное устройство самолета представляло собой выдвижную подфюзеляжную лыжу, которая одновременно являлась и бомбодержателем. По этой причине Me 328B, взлетев с самолета-носителя с подвешенной бомбой, мог осуществить посадку на лыжу только после сброса бомбы. Двигатели устанавливались под крылом на держателях с демпферами, нижняя поверхность крыла в месте установки двигателей имела асбестовое покрытие. Топливо в двигатели подавалось с помощью электронасоса, питавшегося до запуска электрогенераторов от аккумулятора. Электрогенераторы во время полета приводились во вращение двумя ветрянками, расположенными в корне крыла (на некоторых опытных машинах ветрянки располагались вблизи законцовок крыла).

Опытные машины с двигателями взлетали с земли при помощи катапульты KL-12 Madelung, рельсовой ракетной стартовой тележки RhV или за самолетом-буксировщиком на сбрасываемой двухколесной стартовой тележке. Двигатели могли сбрасываться в полете в случае возникновения аварийной ситуации. На этапе летных испытаний и начались основные неприятности, связанные с вредным воздействием вибраций и акустических нагрузок от двигателя на силовой каркас самолета. Произошло несколько несчастных случаев, в том числе потеряли две машины из-за разрушения хвостовых частей фюзеляжа.

Летом 1944 г. фирма «Мессершмитт», пытаясь спасти программу, предложила использовать Me 328B в бездвигательном варианте – в качестве пилотируемого самолета-снаряда, буксируемого самолетом Ju 88 (Ju 388 или He 177). Такой вариант боевого применения в то время отрабатывала пятая эскадрилья двухсотой бомбардировочной эскадры (5./KG 200). Me 328B с установленным в носовом отсеке вместо топливных баков боевым зарядом должен был доставляться буксировщиком к району нахождения корабля противника и после отцепки в планирующем полете приблизиться к цели. После этого летчик наводил самолет на цель, переводя его в пикирование, и, отстрелив хвостовую часть фюзеляжа, покидал кабину с парашютом. Летчика после приводнения должна была подобрать специальная спасательная команда.

Помимо самолета-снаряда фирма предложила различные варианты модернизации Me 328. Один из вариантов предполагал разработку машины серии С, оснащенной двумя ТРД Porsche 005. Однако специалисты RLM отвергли его, посчитав, что Me 328 потеряет свое основное достоинство – дешевизну в изготовлении и эксплуатации. Другие же варианты (стартовый с подводной лодки истребитель с двумя пулеметами MG 151/20, тактический разведчик, способный развивать скорость 927 км/ч, и т. п.) не привлекли внимание RLM.

Программа Me 328 была прекращена после принятия командованием люфтваффе решения о переделке для KG 200 партии крылатых ракет Fi 103 в пилотируемый самолет-снаряд «Райхенберг» (Fi 103R). По этой причине ни одна машина Me 328B-0 из заказанной предсерийной партии не была построена.



Me 328B-0

Характеристики Me 328B: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ПуВРД As 014 тягой по 350 кгс, размах крыла – 8,6 м и его площадь – 9,4 м², длина самолета – 7,5 м, высота (с выпущенной лыжей) – 2,87 м, вес пустого – 1510 кг, взлетный вес – 4250 кг, максимальная скорость – 700 км/ч, скороподъемность на высоте 4000 м – 16,0 м/с, дальность – 630 км, практический потолок – 6800 м, вооружение – 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм и 1 бомба SC 500 или SC 1000.

Япония

«Байка»

Представители японского командования были ознакомлены с процессом постройки немецкого самолета-снаряда «Райхенберг» в Данненберге. 2 июля 1944 г. фирма «Каваниси» получила задание на разработку «опытного морского специального штурмового самолета» под названием «Байка» («Цвет сливы»), оснащенного ПуВРД.

В 1944 г. японцы получили ПуВРД Argus As 014, который был доставлен из Германии подводной лодкой. Полученный двигатель изучался в Институте аэронавтики при Токийском университете под руководством профессоров Ичиро Тани и Таичиро Огавы, после чего началась разработка японского аналога ПуВРД под названием «Мару» Ка-10 тягой 360 кгс. Рассматривались два варианта установки двигателя Ка-10 – над фюзеляжем и под фюзеляжем.

Разрабатывались три варианта самолета. Первый вариант, или тип I, имел двигатель Ка-10, расположенный над фюзеляжем и крепившийся к нему с помощью пилон за кабиной летчика и верхней части киля. Второй вариант, или тип II, имел двигатель, более смещенный назад, чем у первой версии. Эти варианты машины имели посадочную лыжу, хотя существуют предположения, что посадочную лыжу можно было сбрасывать в воздухе для снижения аэродинамического сопротивления самолета. Предполагалось, что самолеты этих типов будут взлетать в воздух или с рельсовых направляющих с помощью стартовых ускорителей, или на буксире за самолетом-буксировщиком. Заключительный вариант, или тип III, имел двигатель под фюзеляжем. Этот вариант предполагалось поднимать в воздух подвешенным под крылом или под фюзеляжем больших бомбардировщиков. Первоначально предполагалось установить бронеспинку в кабине летчика, однако от этого вскоре отказались в пользу увеличения веса боеголовки.

5 августа 1945 г. «Каваниси» получила заказ на постройку одного опытного самолета и десяти тренировочных машин в двухместном варианте. Заданием предусматривалось построить опытную машину к концу сентября, а в октябре 1945 г. начать серийное

производство самолетов для самоубийственных атак. 8 августа 1945 г. на фирме «Каваниси» создали команду из 60 человек, которая занималась постройкой опытного образца и тренировочных машин. Однако после 15 августа в связи с капитуляцией Японии все работы по самолету были прекращены.

Характеристики «Байка»: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПуВРД Ка-10 тягой 360 кгс, размах крыла – 6,58 м и его площадь – 7,58 м², длина самолета – 6,97 м, высота – 3,99 м, вес пустого – 750 кг, полный вес – 1430 кг, вес боеголовки – 250 кг, максимальная скорость на высоте 2000 м – 648 км/ч, дальность – 278 км, практический потолок – 2000 м.

6. Самолеты с воздушно-реактивными двигателями компрессорного типа

Особенностью конструкции мотокомпрессорного воздушно-реактивного двигателя, или, как его часто называют, ВРДК (воздушно-реактивный двигатель компрессорного типа), является использование поршневого двигателя в качестве привода его компрессора. Из компрессора сжатый воздух подается в камеру сгорания, где и происходит сжигание подаваемого туда топлива, продукты же сгорания истекают через реактивное сопло, создавая тягу. Идея создания ВРДК возникла в первом десятилетии XX в. Практически одновременно и независимо друг от друга ее развивали Рене Лорен, Анри Коанда и Александр Горохов.

Француз Рене Лорен в 1908 г. опубликовал в авиационном журнале «Аэрофиль» несколько статей о проекте реактивного летательного аппарата, в качестве силовой установки которого использовался шестицилиндровый поршневой двигатель. Техническое решение заключалось в том, каждый цилиндр двигателя снабжался выхлопным реактивным соплом. Предполагалось, что тяга силовой установки будет создаваться серией последовательных выхлопов двигателя.

Русский инженер А. Горохов в своей статье «Механический полет будущего», опубликованной в 1911 г., изложил результаты своих исследований по созданию летательного аппарата с ВРДК. Корпус аппарата, в котором могли размещаться три человека, имел обтекаемую форму с хвостовым оперением, игравшим роль рулей высоты и направления, и оснащался двигателем. Двигатель состоял из двух симметрично расположенных камер сгорания, в которые двумя компрессорами нагнетался воздух, а специальным насосом – топливо (бензин, спирт или керосин). Скорость аппарата, по расчетам автора, должна была составить более 350 км/ч.

Существует весьма распространенное мнение о том, что одним из изобретателей ВРДК был румын Анри Коанда, который в 1910 г. в мастерской Джованни Капрони построил самолет Coanda-1910, а впоследствии демонстрировал его на Втором воздухоплавательном салоне в Париже. Самолет должен был приводиться в движение за счет всасывания воздуха на входе в компрессор и создания потока воздуха на выходе из двигателя. Коанда запатентовал эту технологию во Франции в 1910 г., а также в Великобритании и Швейцарии в 1911 г., однако самолет оказался неспособным к полету.

Внимательное изучение конструкции его самолета позволяет сделать вывод о том, что двигатель А. Коанды не являлся ВРДК в классическом виде. В нем радиальный компрессор приводился во вращение с помощью зубчатой передачи от обычного бензинового поршневого двигателя мощностью 50 л. с. На выходе из компрессора воздух слегка подогревался теплом отработанных газов поршневого двигателя, что позволяло компенсировать его охлаждение при расширении на выходе из сопла. Однако первоначально Коанда не предусматривал установку в двигатель камеры сгорания. На это указывает и расположение двигателя в носовой части деревянного фюзеляжа перед открытой кабиной летчика. Если бы на двигателе предусматривалась система дожигания в воздушном потоке за компрессором, то при включении двигателя самолет и летчик были бы моментально уничтожены мощным факелом горящего топлива.

Для сравнения: реактивные самолеты реданной схемы, у которых реактивная струя двигателя касалась обшивки, например МиГ-9 и Як-15, имели цельнометаллическую конструкцию и дополнительную тепловую защиту в виде листов из жаростойких сплавов, а воздействие горячих газов на пилота было полностью исключено взаимным расположением кабины и двигателей. Именно по этой причине не пошел далее стадии проектирования немецкий самолет Fw 190 TL, у которого реактивный двигатель был расположен в носовой части фюзеляжа перед кабиной летчика, а продукты горения истекали из двигателя по поверхности фюзеляжа, обтекая сбоку и снизу кабину пилота. Вопросы защиты кабины летчика и фюзеляжного топливного бака от реактивной струи двигателя не были решены, это предопределило судьбу проекта.

В 1917 г. француз Мориз представил проект двигательной установки для самолетов, в составе которой были воздушный компрессор, топливные форсунки и камера сгорания с выхлопным соплом. Однако осуществить свою идею на практике Мориз не сумел.

В 1926 г. немец Людгер Фольперт начал свои попытки разработать мотокомпрессорный двигатель для самолета, создающий реактивную тягу только за счет воздушной струи (без дополнительного сжигания топлива). Фактически, эти работы стали попытками совершенствовать двигатель Коанды. Работая в Гамбурге, Фольперт разработал и испытал 11 вариантов двигателя, после чего приступил к постройке самолета для проверки эффективности своего изобретения. Первые испытания самолета состоялись в июне 1931 г., однако при разбеге он смог развить скорость всего лишь 18 км/ч. В результате дальнейших многочисленных доработок самолет смог совершать подлеты высотой два-три десятка сантиметров. Вскоре Фольперт построил еще два самолета, но и эти конструкции оказались неудачными. Двигатели такой же концепции разрабатывались на фирме «Хейнкель» в 1939–1942 гг. (HeS 50 и HeS 60), но дальнейшего развития эти работы не получили.

Итальянец Л. Стипа во второй половине 1920-х гг., так же как и Л. Фольперт, работал над усовершенствованием двигателя Коанда, в 1932–1933 гг. в исследовательском центре итальянских ВВС успешно летал его самолет C.S. С 1931 г. проблемой создания ВРДК заинтересовался итальянский инженер Секондо Кампини. В начале февраля 1934 г. его фирма получила заказ от итальянских ВВС на разработку и постройку самолета с ВРДК. 27 августа 1940 г. первый в мире самолет с ВРДК конструкции С. Кампини под обозначением CC.2/N.1 совершил свой первый полет.

В Советском Союзе с 1931 г. профессор А.В. Квасников в Московском авиационном институте (МАИ) занимался разработкой теории сложных силовых установок различных схем. В частности, им были изучены процессы в прототипах ВРДК, имевших в своем составе поршневой двигатель, компрессор, газовую турбину и реактивный патрубок (сопло) постоянного давления. В одной из схем применялось дополнительное сжигание топлива перед реактивным соплом. А.В. Квасниковым была получена формула для определения эффективной мощности на валу воздушного винта ВРДК в зависимости от параметров режимов работы каждого из его агрегатов.

Кстати сказать, хотя заслуги А.В. Квасникова в области авиационной науки широко известны и общепризнаны, однако мало кто знает, что он во время Первой мировой войны одним из первых в России разработал конструкцию пусковой ракетной установки для самолета и применил ракетное оружие в боевых условиях. В середине августа 1917 г. прапорщик А.В. Квасников на своем оборудованном пусковой установкой самолете «Ньюпор-17» вылетел на боевое задание с целью уничтожения немецкого привязного аэростата, с которого корректировался огонь вражеской артиллерии и велось наблюдение за перемещениями частей русской армии. Линию фронта он перелетел на большой высоте, после обнаружения цели выключил двигатель и ввел самолет в пикирование. Когда до цели оставалось меньше ста метров, летчик произвел первый залп двумя ракетами, но ракеты прошли мимо цели. Подкорректировав траекторию самолета, он произвел второй залп: вторая пара ракет попала в аэростат. Оболочка аэростата сначала загорелась в местах попадания ракет, затем вспыхнула вся, после чего горящий аэростат упал на землю, где и

продолжал догорать. Возвращаться на свой аэродром пришлось под сильным огнем зенитной артиллерии противника. Так состоялось первое в России боевое применение ракет класса «воздух – воздух».

В 1941–1943 гг. работы по ВРДК велись в Центральном институте авиационных моторов (ЦИАМ), а в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ) под научным руководством профессора Г.Н. Абрамовича было разработано несколько проектов самолетов с ВРДК, в том числе однодвигательный самолет С-1ВРДК-1 и двухдвигательный самолет С-2ВРДК-1. Авиационные ОКБ разработали проекты Су-ВРДК, Як-9ВРДК и Ла-5ВРДК. Однако ни один из этих проектов не реализовывался. Параллельно разрабатывались проекты самолетов с винтомоторной силовой установкой и дополнительным ВРДК – истребители Су-5 (И-107) и МиГ-13 (И-250, в 1948–1950 гг. состоял на вооружении советских ВВС).

Японская авиапромышленность летом 1945 г. выпустила небольшую партию самолетов МХУ7 «Ока», предназначенных для летчиков-камикадзе, однако окончание войны прекратило все работы в этом направлении.

В Англии во время войны проводились исследования модификации ВРДК с приводом компрессора от турбины, которая, в свою очередь, приводилась во вращение от ЖРД. Но эта модификация дальнейшего развития не получила.

Италия

C.S.

В то же самое время, что и немец Л. Фольперт, в Италии проблемой совершенствования двигателя Коанда, создающего реактивную тягу только за счет воздушной струи (без дополнительного сжигания топлива), занимался авиационный инженер Луиджи Стипа. В конце 1920-х гг. Л. Стипа, служивший в то время главным инспектором технического отдела в ВВС Италии, предложил оригинальную конструкцию самолета с использованием фюзеляжа-трубы для увеличения эффективности воздушного винта.

Министерство авиации Италии заключило с фирмой Caproni контракт на постройку опытного образца самолета Стипы. Самолет, получивший на фирме обозначение C.S. (Caproni-Stipa), внешне выглядел неуклюжим из-за своего короткого бочкообразного фюзеляжа-трубы, внутри которого спереди был установлен ПД de Havilland Gipsy III мощностью 120 л. с. с воздушным винтом. Сверху фюзеляжа располагалась двухместная кабина, шасси состояло из двух основных неубираемых колес и хвостового костыля. Крыло было усилено сверху и снизу расчалками. Киль и средняя часть хвостового стабилизатора располагались в зоне обдува воздушной струей, создаваемой винтом, что делало самолет очень устойчивым и хорошо управляемым в полете.

Опытный образец впервые взлетел 7 октября 1932 г., самолет неплохо летал и доказал, что установка внутри цилиндрического канала воздушного винта увеличивает эффективность силовой установки, а несущий фюзеляж большого диаметра дает приращение подъемной силы (до 37 %) по сравнению с обычным самолетом с подобным двигателем и такой же нагрузкой на крыло. Машина имела очень низкую посадочную скорость (68 км/ч) и была намного более тихой в полете, чем самолет обычной схемы.

В ходе испытаний самолет дорабатывался – увеличили площадь рулей высоты и немного изменили конструкцию хвостовой части фюзеляжа. По окончании испытаний самолет передали в исследовательский центр ВВС, где он получил регистрационный номер MM.187. Самолет успешно закончил и эти испытания. Однако полученные результаты не удовлетворили военных, в основном из-за низких маневренных качеств самолета, малого объема для полезной нагрузки и ограниченного обзора для летчика из кабины, поэтому в 1933 г. программу испытаний закончили, а самолет демонтировали.

Несмотря на отсутствие интереса со стороны ВВС Италии к самолету C.S., Л. Стипа разработал несколько проектов самолетов такой схемы для перевозки 100 пассажиров, в том числе и шестидвигательное «летающее крыло». Кроме того, он запатентовал свою схему в

1938 г. в Германии, Италии и Соединенных Штатах, а во Франции разрабатывался проект ночного бомбардировщика BN 4, по схеме наминавшего самолет Л. Стипы.

Характеристики С.С.: экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 х ПД de Havilland Gipsy III мощностью 120 л. с., размах крыла – 14,28 м и его площадь – 19,0 м², длина самолета – 5,88 м, высота – 3,0 м, вес пустого – 595 кг, взлетный вес – 850 кг, максимальная скорость – 131 км/ч, продолжительность полета – 40 минут.

СС.2

В январе 1931 г. инженер Секондо Кампини основал в Милане собственную фирму VENAR (Velivole e Natanti a Reazione), предназначенную для разработок самолетов и катеров с реактивной тягой, и одновременно представил в министерство авиации Италии документацию на свой новый авиационный двигатель, обещавший достижение больших скоростей и высот. В январе и июле 1932 г. он получил два патента на конструкцию реактивного самолета.

Первым практическим применением научных исследований С. Кампини стал реактивный катер, построенный с участием фирмы Costruzioni Meccaniche Riva, работавшей в области создания гидравлического оборудования. В начале 1932 г. в Венеции испытывался катер, оснащенный изобретенным С. Кампини мотокомпрессорным воздушно-реактивным двигателем, в составе которого для привода трехступенчатого компрессора использовался поршневой двигатель Asso 200. Испытания показали, что катер с двигателем Кампини по характеристикам превосходит скоростные катера итальянского ВМФ, оснащенные обычными двигателями внутреннего сгорания. После этой демонстрации преимуществ ВРДК итальянские ВВС 5 февраля 1934 г. заключили с фирмой VENAR контракт стоимостью 4,5 млн лир, согласно которому к 31 декабря 1936 г. фирма должна была разработать и построить два опытных образца двухместного самолета с двигателем Кампини. Так как VENAR не располагала соответствующими производственными мощностями, то Кампини достиг договоренности с Джанни Капрони, владельцем фирмы Aeroplani Caproni, о финансовой и производственной поддержке контракта.

В конце 1934 г. для постройки самолетов на заводе фирмы Aeroplani Caproni в Талиедо был организован экспериментальный центр Centro Sperimentale Campini, где в мае 1935 г. и начались работы по сборке двух опытных образцов. Однако из-за многочисленных задержек в поставке работоспособного и надежного двигателя для компрессора ВРДК С. Кампини только 26 июля 1940 г. доложил в главное управление по авиастроению DGCA (Direzione Generale delle Costruzioni Aeronautiche) о готовности двух самолетов к испытаниям.

8 августа летчик-испытатель Марио де Бернарди начал пробежные испытания первой машины на аэродроме в Линате, а 27 августа 1940 г. он впервые поднял машину в воздух и выполнил 10-минутный полет. Во время полета была выявлена тенденция затягивания машины в пикирование, это потребовало доработки хвостового оперения самолета. Спустя несколько дней пилот получил бытовую травму, что привело к задержке в испытательной программе на несколько месяцев. Самолет, получивший обозначение СС.2 (Campini-Caproni), совершил свой шестой испытательный полет 1 июня 1941 г., за которым наблюдало командование итальянских ВВС. Во время этого полета двигатель привода компрессора получил повреждения, после чего его заменили новым двигателем. Но и новый двигатель получил повреждения во время полетов 19–20 октября.

5 ноября 1941 г. состоялся полет самолета на дальность 475,5 км от Линате до Гвидонии со средней скоростью 217 км/ч, пассажиром был инженер Педуче, который стал первым в мире пассажиром реактивного самолета. В дальнейшем было выполнено еще несколько полетов с целью исследования характеристик самолета, а к весне 1942 г. в связи с все более ухудшавшейся для Италии военной обстановкой летные испытания самолета СС.2 остановили, а машину поставили в ангар испытательного центра в Гвидонии, где ее позднее взорвали отступающие немцы. После занятия этой местности английскими войсками поврежденный самолет был осмотрен представителями военно-технической разведки и в октябре 1944 г. вывезен в Фарнборо (Англия).

Вторая опытная машина использовалась в основном для статических испытаний на земле и никогда не летала. Она пережила войну без повреждений, сейчас хранится в миланском музее Museo della Scienza Technica.

Характеристики СС.2: экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 х ВРДК с приводом компрессора от ПД Isotta-Fraschini Asso XI RC40, размах крыла – 14,6 м и его площадь – 35,5 м², длина самолета – 12,9 м, высота – 4,7 м, вес пустого – 3640 кг, взлетный вес – 4409 кг, максимальная скорость – 375 км/ч, практический потолок – 4000 м, скороподъемность – 6,0 м/с.

Ca 183bis

В 1942 г. фирма «Капрони» начала разработку высотного истребителя с комбинированной силовой установкой. Самолет, получивший обозначение Ca 183bis, имел поршневого двигателя Alfa-Romeo Tifone (выпускавшийся по лицензии в Италии немецкий DB 605) в носу, приводивший в движение два трехлопастных воздушных винта противоположного вращения, и ПД Fiat A.30, установленный позади кабины летчика и приводивший во вращение компрессор ВРДК, расположенного в хвостовой части фюзеляжа. Воздух для охлаждения ПД А 30 и питания компрессора ВРДК забирался через верхний воздухозаборник (за фонарем кабины) и два боковых воздухозаборника позади кабины. Однако в связи с выходом Италии из войны проект не реализовывался.

Характеристики Ca 183bis: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД DB 605 мощностью 1250 л. с. и один ВРДК с приводом от ПД Fiat A.30 мощностью 700 л. с., размах крыла – 15,0 м, взлетный вес – 7502 кг, максимальная скорость – 740 км/ч, дальность – 2000 км, вооружение – 1 пушка калибра 30 мм и 4 пушки калибра 20 мм.

Re.2005R

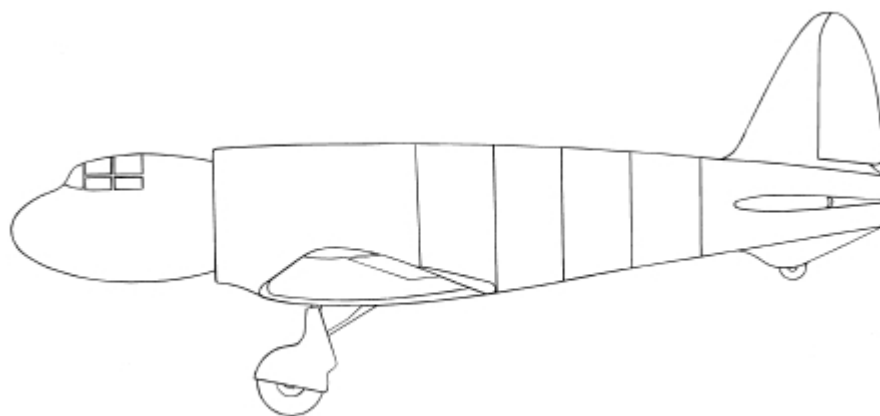
Фирмой «Реджиане» (Officine Meccaniche Reggiane S.A.), в 1935 г. вошедшей в состав фирмы «Капрони», был разработан винтомоторный истребитель Re.2005 Sagittario («Стрелец») с ПД DB 605. Первый полет Re.2005 совершил в сентябре 1942 г., поставки же серийных образцов начались в 1943 г.

Параллельно с этим началась разработка модификации самолета под обозначением Re.2005R, конструктивно подобная самолету Ca 183bis. К основному ПД DB 605 добавили ВРДК с приводом компрессора от дополнительного ПД Fiat A. 20. Предполагалось, что Re.2005R будет способен развивать скорость 750 км/ч на высоте 8000 м. Однако проект из-за выхода Италии из войны не был реализован.

Советский Союз

Су-ВРДК

В октябре 1942 г. ОКБ П.О. Сухого разработало проект экспериментального самолета с ВРДК. Этот самолет был цельнометаллической конструкции с кольцевым воздухозаборником позади кабины летчика. Носовая часть фюзеляжа, в которой располагалась кабина летчика, бортовое оборудование и топливный бак, крепилась к средней части фюзеляжа с помощью шести пилонов, образуя кольцевую щель воздухозаборника.



Су-ВРД

В средней части фюзеляжа находился ВРДК, состоявший из поршневого двигателя М-62 или М-63, который приводил во вращение двухступенчатый осевой компрессор, секции впрыска и поджига топлива и камеры сгорания с нерегулируемым реактивным соплом в виде трубы, немного уменьшающейся в диаметре к выходному сечению. Шасси было выполнено убирающимся, два основных колеса убирались в центроплан, а хвостовое колесо – в подфюзеляжный гребень-обтекатель. Проект был направлен для рассмотрения в реактивный отдел ЦАГИ, но выданное отрицательное заключение стало причиной прекращения работ по самолету.

С-1ВРДК-1

Проект барражирующего истребителя-перехватчика С-1ВРДК-1 был разработан в ЦАГИ в 1943 г. В носовой части фюзеляжа располагалось входное устройство воздухозаборника с центральным телом, в котором находилась пушка ШВАК. За входным конусом размещался четырехступенчатый компрессор, приводимый во вращение поршневым двигателем М-82 мощностью 1700 л. с.

Сжатый в компрессоре воздух, охлаждая поршневой двигатель, нагревался от него и, смешиваясь с его выхлопом, подавался в камеру сгорания, где и производилось сжигание топлива (бензина). Тяга ВРДК, создаваемая реактивным соплом, должна была регулироваться подачей бензина, оборотами приводного мотора компрессора и продольным перемещением хвостового конуса сопла.

Самолет имел трехопорное шасси с носовым колесом, хвостовое оперение выполнялось разнесенным с двумя вертикальными шайбами. Вооружение состояло из одной пушки ШВАК калибра 20 мм и двух пулеметов БС калибра 12,7 мм. Взлетный вес самолета составлял 6800 кг, расчетная максимальная скорость равнялась 800 км/ч, с этой скоростью самолет мог лететь в течение 15–20 минут. Особенностью самолета было то, что в экономичном режиме работы ВРДК (даже без подачи бензина в камеру сгорания) он мог находиться в воздухе в течение 3–3,5 часа. Проект не реализовывался.

С-2ВРДК-1

В 1943 г. в ЦАГИ также разрабатывался проект двухдвигательного самолета С-2ВРДК-1 с взлетным весом 11 900 кг. В первом варианте самолет имел для привода компрессора поршневой двигатель М-82, во втором – ПД АМ-39Ф мощностью 1620 л. с., который обладал большей по сравнению с М-82 высотностью. Двигатели располагались под крылом самолета.

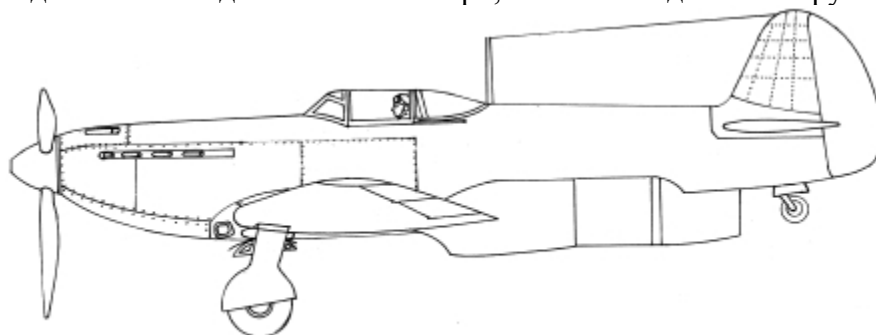
Предполагалось, что такой самолет сможет достичь максимальной скорости 850 км/ч на высоте 8000 м. Но при этом время барражирования снижалось до 1,5 часа. Это объяснялось тем, что у самолета С-1ВРДК-1 выхлоп газов мотора осуществлялся непосредственно в тракт ВРДК, а выхлоп мотора АМ-39Ф осуществлялся в атмосферу. Проект не реализовывался.

Самолеты с ВМСУ и дополнительным ВРДК

Як-9ВРДК

В феврале 1943 г. был представлен проект модернизированного истребителя Як-9 с

ВРДК, выполненный под руководством В.А. Кузнецова. В предложенной схеме использовался ПД М-105 РЕН мощностью 1100 л. с., аналог штатного М-105Ф, но имевший дополнительный редуктор на отбор мощности 250 л. с. для привода компрессора ВРДК. Кроме того, требовалась незначительная переделка силовой фермы фюзеляжа серийного Як-9 для подвески камеры сгорания ВРДК и снятия некоторых элементов вооружения. Задняя часть ВРДК с блоком форсунок и охлаждаемой камерой сгорания диаметром 620 мм должна была крепиться к корпусу на сильфонном обводе, так как при посадке и взлете ее необходимо было поднимать на 7° вверх, чтобы не задевать за грунт.



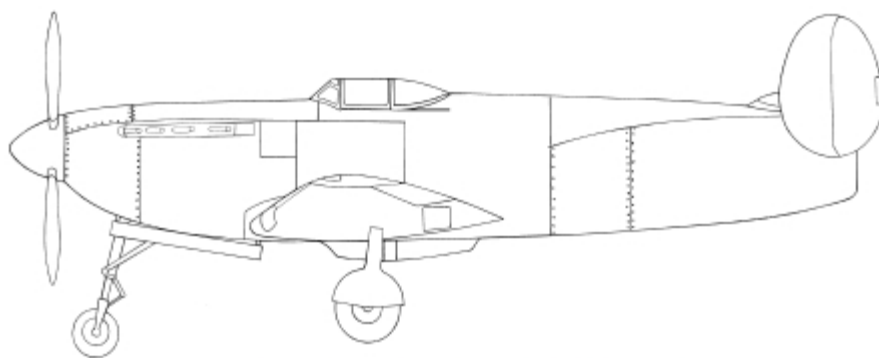
Як-9ВРДК

В результате изучения проекта выяснилось, что установка ПД с дополнительным редуктором требует демонтажа пушки ШВАК, что снижало боевые возможности истребителя, а утяжеление конструкции на 115 кг за счет установки ВРДК и его привода ухудшало вертикальный маневр. Прирост же максимальной скорости Як-9ВРДК составлял всего 80 км/ч в сравнении с серийным Як-9 с ПД. Учитывая незначительный эффект от установки ВРДК, от реализации проекта отказались.

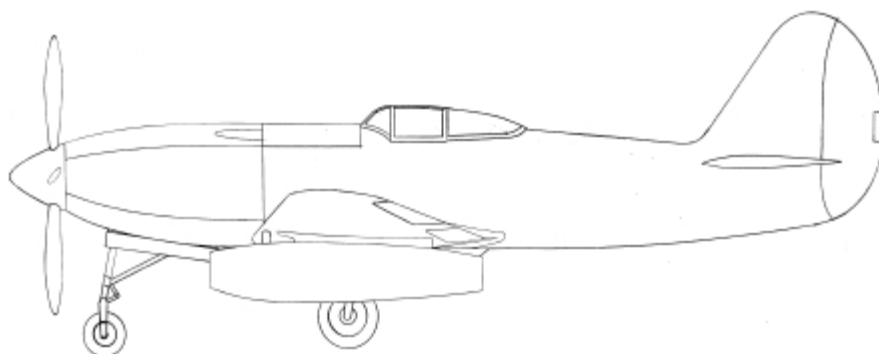
Самолеты ЦАГИ

В октябре 1943 г. в ЦАГИ была закончена работа над двумя проектами самолетов с комбинированной силовой установкой – ПД и ВРДК.

Первый проект представлял собой одноместный истребитель-перехватчик с ПД АМ-39Ф в носовой части, приводящий во вращение воздушный винт. Часть мощности с ПД снималась через редуктор на привод компрессора ВРДК, размещенного в хвостовой части фюзеляжа. Хвостовое оперение было выполнено разнесенным с двумя вертикальными шайбами. Предполагалось, что самолет сможет достичь максимальной скорости 830 км/ч на высоте 8000 м, максимальное полетное время составляло 2,5 часа.



Истребитель ЦАГИ с ПД АМ-39Ф и ВРДК



Истребитель ЦАГИ с ПД АЧ-30 и двумя ВРДК

Второй проект представлял собой фоторазведчик без вооружения. Предполагалось помимо ПД АЧ-30Б в носовой части фюзеляжа, вращавшего воздушный винт, установить под консолями крыльев два ВРДК. Турбина, вращающая компрессор ВРДК, приводилась в действие выхлопными газами от ПД, который был дизелем, использовавшимся на тяжелых бомбардировщиках Пе-8 и Ер-2. Выхлопные газы предполагалось по теплоизолированным трубам в носках крыла подводить к ВРДК, размещенным в обтекаемых гондолах.

Максимальное полетное время фоторазведчика составляло 3 часа. В случае атаки на него истребителей противника летчик включал ВРДК и на скорости 800 км/ч с набором высоты мог уйти от преследования.

Проекты не реализовывались.

Ла-5ВРДК

В 1944 г. в ЦАГИ на основе серийного истребителя Ла-5 разрабатывался проект истребителя с комбинированной силовой установкой – ПД и ВРДК. Доработка заключалась в установке на вал ПД соосно с воздушным винтом вентилятора, который обдувал ПД.

Подогретый при этом воздух вместе с выхлопом ПД подавался в канал, в котором располагались топливные форсунки для впрыска дополнительного топлива и система зажигания. Выход канала заканчивался реактивным соплом, располагавшимся снизу фюзеляжа ближе к хвостовой части. Однако проект был раскритикован и не реализовывался.

МиГ-13 (И-250)

В мае 1944 г. ОКБ А.И. Микояна получило задание на разработку истребителя И-250 с комбинированной двигательной установкой в составе ВК-107А и ВРДК. Проектирование И-250 завершилось к концу ноября 1944 г., а в феврале 1945 г. была уже подготовлена к летным испытаниям опытная машина.

В передней части фюзеляжа самолета располагался двигатель ВК-107Р с трехлопастным воздушным винтом. Он представлял собой модификацию серийного мотора ВК-107А с коробкой приводов для отбора мощности на вращение компрессора ВРДК конструкции К.В. Холщевникова. Камера сгорания ВРДК располагалась за кабиной летчика и заканчивалась в хвостовой части фюзеляжа реактивным соплом с регулируемыми створками. Вооружение истребителя включало три пушки Б-20 калибра 20 мм.

Первый полет И-250 состоялся 3 марта 1945 г., в дальнейших испытаниях была достигнута максимальная скорость полета 825 км/ч, прирост скорости при включении ВРДК составил почти 150 км/ч. Высоту 5000 м самолет И-250 набирал за 3,9 минуты (с включенным ВРДК) и за 4,6 минуты (с выключенным), практический потолок составлял 11 900 м (без использования ВРДК – 10 500 м). К сожалению, в одном из полетов с первой опытной машиной из-за разрушения стабилизатора произошла катастрофа, при этом погиб летчик-испытатель. После катастрофы испытания были продолжены на второй опытной машине, у которой была увеличена площадь вертикального оперения и изменена схема уборки хвостового колеса. По результатам испытания второй машины в июле 1945 г. было принято решение о запуске самолета И-250 в серийное производство.

В конце 1946 г. был выдан заказ на постройку 16 истребителей, получивших обозначение МиГ-13. Заводские испытания состоялись в мае – июле 1947 г., испытания в НИИ ВВС проходили с 9 октября 1947 г. по 8 апреля 1948 г., после чего самолет был принят на вооружение, а истребители поступили в полки авиации Северного и Балтийского флотов.

В 1950 г. самолеты МиГ-13 были сняты с вооружения, так как в СССР уже развернулось массовое производство значительно более совершенных истребителей с турбореактивными двигателями.

Характеристики МиГ-13: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД ВК-107Р и 1 х ВРДК, размах крыла – 9,5 м и его площадь – 15,0 м², длина самолета – 8,19 м, вес пустого – 2935 кг, взлетный вес – 3680 кг, максимальная скорость – 825 км/ч, дальность – 920 км, практический потолок – 11 960 м, вооружение – 3 пушки Б-20 калибра 20 мм.

Су-5 (И-107)

В январе 1944 г. в ОКБ П.О. Сухого приступили к проектированию одноместного истребителя с комбинированной силовой установкой. Проект выполнялся в двух вариантах.

В первом варианте силовая установка состояла из основного поршневого двигателя М-107А с воздушным винтом и дополнительного ВРДК конструкции К.В. Холщевникова (ЦИАМ), компрессор ВРДК приводился во вращение от ПД при помощи двух валов и промежуточного редуктора. Забор воздуха для ВРДК осуществлялся двумя воздухозаборниками, расположенными в носках центроплана крыла. Сжатый воздух поступал в переднюю часть камеры сгорания с установленными в ней форсунками. Задняя часть камеры сгорания переходила в нерегулируемое реактивное сопло. Во втором варианте силовая установка истребителя также состояла из М-107А и ВРДК, но воздухозаборник ВРДК размещался под коком воздушного винта двигателя М-107А. ВРДК мог развивать тягу 300 кгс в течение 10 минут.

В начале июня 1944 г. в ОКБ приступили к проектированию самолета, первоначально получившего обозначение И-107, а уже в процессе заводских летных испытаний ему было дано обозначение Су-5. За основу был принят второй вариант эскизного проекта одноместного истребителя с М-107А и ВРДК. На самолете предусматривалась установка пушки Н-23 калибра 23 мм и двух пулеметов УБС калибра 12,7 мм.

Из-за неготовности силовой установки летный экземпляр самолета был передан на испытания лишь 24 марта 1945 г. Первый полет опытного образца истребителя Су-5 состоялся 6 апреля, во время одного из полетов самолет развил скорость 793 км/ч на высоте 4350 м, что на 25 км/ч превысило расчетные характеристики. Прирост скорости при работе

ВРДК оценивался в 90 км/ч на низкой высоте и 110 км/ч на высоте 7800 м. Во время испытаний предполагалось достичь скорости 810 км/ч, но 15 июля 1945 г. из-за поломки двигателя М-107А испытания остановили. На самолет поставили новый двигатель, но и он в августе отказал. В результате в конце ноября 1946 г. все работы по Су-5 были прекращены.

Характеристики Су-5: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД ВК-107А и 1 х ВРДК, размах крыла – 10,56 м и его площадь – 17,0 м², длина самолета – 8,51 м, высота – 3,53 м, вес пустого – 2954 кг, взлетный вес – 3804 кг, максимальная скорость – 810 км/ч, дальность – 600 км, вооружение – 2 пушки НС-23 калибра 23 мм и 2 пулемета УБС калибра 12,7 мм.

Япония

МХУ7 (модель 22)

Как уже говорилось выше, в I морском арсенале ВМФ Японии был разработан самолет для летчиков-камикадзе, получивший обозначение МХУ7 «Ока». Модель 22, предназначавшаяся для подвески под самолет-носитель Р1У1 или Р1У3, с целью увеличения дальности автономного полета вместо РДТТ оснащалась ВРДК Цу-11 с приводом компрессора от поршневого двигателя «Хитачи» Ха-II мощностью 100 л. с. Модель 22, разработка которой началась 15 февраля 1945 г., отличалась меньшим по сравнению с моделью 11 размахом крыла и боеголовкой весом только 600 кг.

Первый опытный экземпляр аппарата впервые взлетел 26 июня 1945 г. с помощью модифицированного носителя Р1У1. Во время отцепки от самолета-носителя на высоте 3658 м у «Ока» случайно включились дополнительные подкрыльевые ускорители, что привело к столкновению аппарата с носителем. После этого потерявший управление аппарат начал падать, поэтому летчик-испытатель принял решение покинуть самолет, но его парашют только частично раскрылся, летчик погиб. Второй опытный самолет был готов в августе, но война закончилась прежде, чем он смог полететь. Хотя было построено пятьдесят машин «Ока» модель 22, предназначенный для них самолет-носитель Р1У3 модель 33 так никогда и не сошел с чертежной доски.

Характеристики «Ока» модель 22: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ВРДК Цу-11 тягой 200 кгс, размах крыла – 4,11 м и его площадь – 4,0 м², длина – 6,88 м, высота – 1,12 м, вес пустого – 545 кг, вес боеголовки – 600 кг, полетный вес – 1450 кг, максимальная скорость на высоте 4000 м – 445 км/ч, максимальная скорость при пикировании – 800 км/ч, практический потолок – 8500 м, дальность – 160 км.

7. Самолеты с турбореактивными двигателями

Турбореактивный двигатель (ТРД), хотя конструктивно и является наиболее сложным из рассмотренных выше типов реактивных двигателей (РДТТ, ЖРД, ПВРД, ПуВРД, ВРДК), но он имеет огромные преимущества по сравнению с ними в плане экономичности расхода топлива и управляемости режимами работы двигателя.

ТРД состоит из следующих основных частей: входного устройства (диффузора), компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и выходного устройства (реактивного сопла). По типу компрессора ТРД делятся на двигатели с центробежным компрессором и на двигатели с осевым компрессором. Осевого компрессора, в отличие от центробежного компрессора, позволяет получить большую степень повышения давления воздуха и обеспечивает получение больших секундных расходов воздуха, что в итоге увеличивает реактивную тягу двигателя. Кроме того, применение осевого компрессора позволяет минимизировать диаметр ТРД, что приводит к снижению аэродинамического сопротивления самолета как в случае размещения двигателя в фюзеляже, так и в мотогондолах под крылом. Но преимуществом центробежных компрессоров является то, что они более просты в конструктивном отношении и менее трудоемки в изготовлении, чем осевые.

Как уже говорилось выше, в 1929 г. советский ученый Б.С. Стечкин опубликовал теорию ВРД, в которой впервые были даны уравнения для расчета тяги и КПД двигателя, а уже с 1930 г. под руководством В.В. Уварова начались практические работы по созданию таких двигателей. В результате в 1934 г. была построена и прошла длительные испытания первая высокотемпературная газотурбинная установка ГТУ-1, ставшая прообразом будущих турбореактивных и турбовинтовых двигателей. Установка состояла из одноступенчатого центробежного компрессора, кольцевой камеры сгорания и одноступенчатой газовой турбины. В 1936 г. в ХАИ разработали первый проект самолета с турбореактивным двигателем, спроектированным инженером А.М. Люлькой.

К началу 1940 г. двигатель А.М. Люльки, получивший обозначение РТД-1, был готов на 70 %. Но начало войны заставило временно прекратить работу по РТД-1, а группу двигателистов, работавших над его созданием на территории Кировского завода в Ленинграде, отправить в эвакуацию. На основе исследований, проводившихся с 1937 г., А.М. Люлька подал в 1938 г. заявку на изобретение двухконтурного турбореактивного двигателя, авторское свидетельство на это изобретение ему вручили 22 апреля 1941 г. В 1944 г. А.М. Люлька получил возможность разрабатывать новый ТРД С-18 с тягой 1250 кгс. Несмотря на то что до окончания войны в Советском Союзе было разработано несколько проектов самолетов с ТРД (ХАИ-2, ЛаГГ-ЗРД-1, БИЧ с ТРД, Ла-ВРД и т. д.), на вооружении советских ВВС самолетов с турбореактивными двигателями (из-за отсутствия таковых) не было.

В Англии пионером в области создания ТРД стал Ф. Уиттл. Вступив в ВВС Англии в шестнадцатилетнем возрасте в 1923 г., он через пять лет окончил авиационную школу в Корнуэлле, а в январе 1930 г. он начал процедуру патентования своего первого варианта двигателя с центробежным компрессором. Однако построить опытный образец своего двигателя он смог только в 1937 г., имея за плечами диплом Кембриджского университета и основанную им собственную фирму Power Jets Ltd.

В апреле 1937 г. Ф. Уиттл провел успешные испытания двигателя, а в марте 1938 г. получил контракт от министерства авиации Англии на разработку и серийное производство ТРД. 15 мая 1941 г. совершил свой первый полет экспериментальный самолет Gloster E.28/39, оснащенный двигателем Уиттла W.1. На вооружение ВВС Англии в середине 1944 г. поступила первая партия истребителей Meteor F.Mk I с турбореактивными двигателями Rolls-Royce W.2B/23 Weiland I, которые до конца войны применялись в системе ПВО страны, в основном они занимались перехватом немецких крылатых ракет V1, которыми немцы обстреливали Южную Англию.

В Германии разработка турбореактивных двигателей началась в 1936 г. на фирме «Хейнкель» в специально созданной для этой цели группе, которую возглавил недавний выпускник Геттингенского университета Х. фон Охайн, принятый на фирму по рекомендации своего научного руководителя профессора Р. Поля. В этой группе к сентябрю 1937 г. создали опытный образец ТРД HeS 1, а 27 августа 1939 г. экспериментальный самолет He 178 с ТРД HeS 3B разработки фон Охайна впервые поднялся в воздух. Всего за годы войны группа фон Охайна разработала внушительный ряд двигателей – HeS 1, HeS 2, HeS 3, HeS 6, HeS 8, HeS 9, HeS 10, HeS 011, HeS 021, HeS 30 и др., но ни один из них так и не достиг стадии серийного производства.

С 1938 г. к разработке ТРД подключились и другие немецкие фирмы. Так, например, в моторостроительном отделении фирмы «Юнкерс» под руководством А. Франца, получившего инженерное образование в Технологическом институте в Граце (Австрия), создавался один из первых немецких ТРД с осевым компрессором (Junkers LII 401, впоследствии получивший серийное обозначение Jumo 004).

На заводе фирмы BMW в Мюнхене разрабатывались два типа ТРД с центробежным компрессором – BMW LII 757 P3304 (будущий BMW 002, руководитель разработки Х. Вайнрайх) и BMW L II 758 F9225 (руководитель разработки К. Лонер). Однако после передачи фирме BMW в 1939 г. завода фирмы Bramo (Brandenburgische Motorenwerke – филиал концерна «Сименс») в Шпандау, где проектировался ТРД с осевым компрессором (руководитель разработки Г. Острих), предпочтение было отдано последнему, получившему обозначение BMW LII 751 P3302, а позднее BMW 003 (серийное обозначение).

Первым самолетом с ТРД, поступившим на вооружение люфтваффе летом 1944 г., стал истребитель Me 262, до окончания войны на вооружение поступили также самолеты Ar 234 и He 162. Все они, оснащенные двигателями фирм BMW или «Юнкерс», принимали участие в боевых действиях.

США позже, чем Англия, СССР и Германия, включились в процесс разработки самолетов, оснащенных ТРД. Поскольку такой тип двигателей американская промышленность не производила, то весной 1941 г. между США и Англией было достигнуто

соглашение о помощи американской стороне в налаживании производства ТРД Ф. Уиттла. Это соглашение базировалось на законе о ленд-лизе, принятом конгрессом США 11 марта 1941 г. Ленд-лиз (англ. lend-lease, от lend – давать в займы и lease – сдавать в аренду) изначально задумывался для оказания помощи в условиях войны Англии и странам Британского Содружества путем передачи военной техники, оружия, боеприпасов, снаряжения, стратегического сырья, продовольствия, различных товаров и услуг. В 1941 г. было принято решение создавать первые американские реактивные самолеты с использованием английских ТРД, которые затем стали выпускаться по лицензии американскими фирмами. В мае 1945 г. на вооружение ВВС США поступили первые самолеты Р-59 и Р-80, но в боевых действиях они не участвовали.

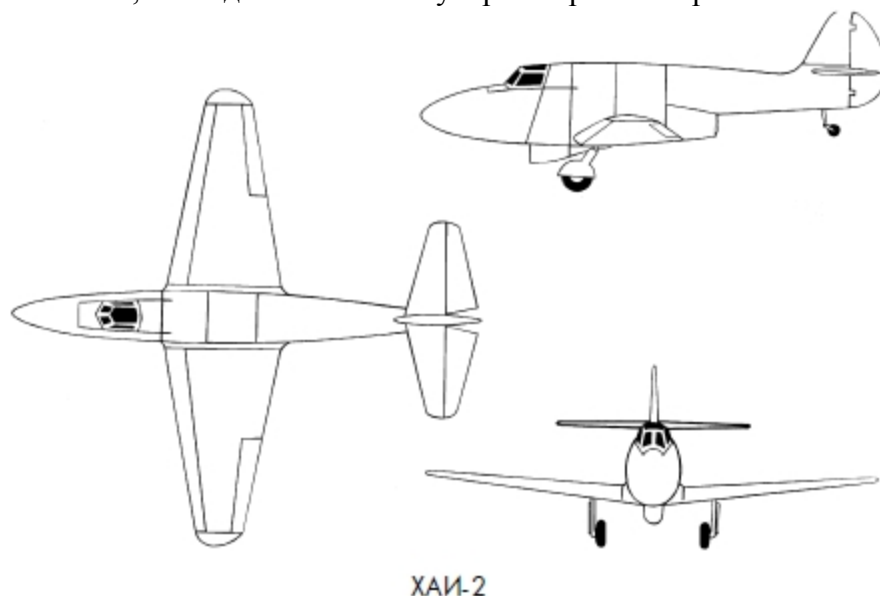
В Японии к концу войны было разработано несколько проектов самолетов с ТРД («Ока» моделей 33, 43 и 53, Ки-162, J9Y, К-200 и др.). Многие из них разрабатывались с технической помощью Германии. Однако до окончания войны в состав японской авиации не поступил ни один серийный самолет с ТРД.

Советский Союз

ХАИ-2

В 1936 г. студент Харьковского авиационного института (ХАИ) А.П. Еременко (впоследствии профессор и ректор ХАИ) в инициативном порядке разработал проект легкого одноместного самолета ХАИ-2 под турбореактивный двигатель РТД-1 тягой 500 кгс, двигатель был спроектирован инженером кафедры тепловых машин ХАИ А.М. Люлькой, впоследствии академиком. Этот проект стал первым в мире проектом самолета с ТРД.

Двигатель с центробежным компрессором размещался за кабиной летчика с выходом сопла под хвостовую часть фюзеляжа, воздухозаборник находился под фюзеляжем. Эта схема впоследствии получила название реданной, и в то время, когда первые ТРД еще обладали невысокой тягой, была достаточно популярна. Проект не реализовывался.



Характеристики ХАИ-2: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД РТД-1 тягой 500 кгс, длина самолета – 7,15 м, размах крыла – 7,0 м, взлетный вес – 1500 кг, максимальная скорость – 500 км/ч.

ЛаГГ-3РД-1/Гу-ВРД

В октябре 1942 г. М.И. Гудков ознакомился в Наркомате авиационной промышленности с чертежами двигателя РД-1 разработки А.М. Люльки. РД-1 с шестиступенчатым осевым компрессором представлял собой переработку первоначального двигателя РТД-1. Работа по РД-1 выполнялась в СКБ-1 на Кировском заводе в Ленинграде с

привлечением конструкторов Центрального котлотурбинного института им. И.И. Ползунова. К августу 1941 г. РД-1 был готов на 75 %, но из-за эвакуации работа над ТРД прекратилась.

М.И. Гудков и предложил разработать проект реактивного самолета на базе серийного истребителя ЛаГГ-3 с использованием недостроенного двигателя РД-1. Проект самолета выполнялся в двух вариантах по реданной схеме, так же как и ХАИ-2.

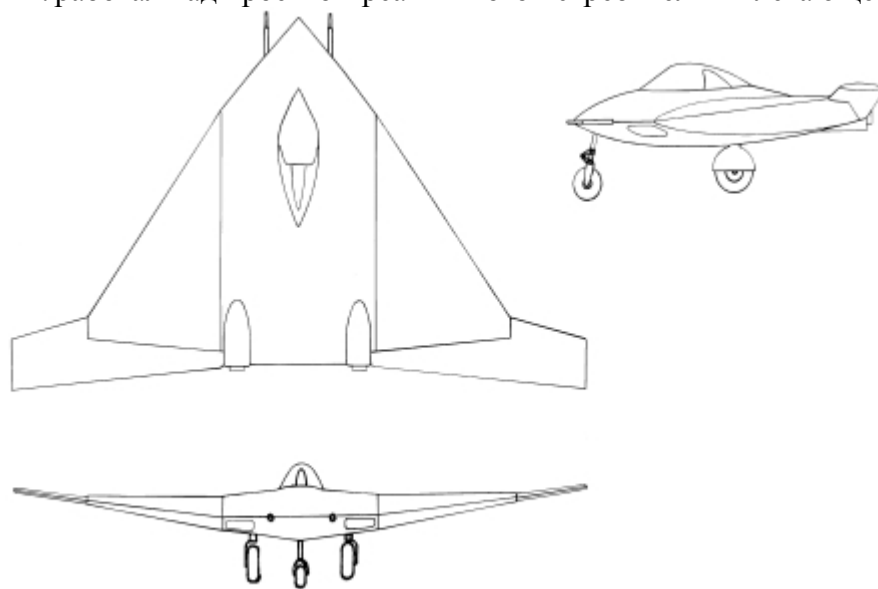
Первый вариант ЛаГГ-ЗРД-1 оснащался двигателем РД-1 тягой 530 кгс в носовой части фюзеляжа перед кабиной летчика со смещением входного устройства воздухозаборника вниз от продольной оси исходного самолета ЛаГГ-3. Самолет имел длину 9,0 м, размах крыла 10,5 м и максимальную скорость 500 км/ч.

Второй вариант, Гу-ВРД, имел модифицированный двигатель РД-1 тягой 750 кгс под кабиной летчика, а входное устройство воздухозаборника представляло собой четыре отверстия в заостренной носовой части фюзеляжа. В апреле 1943 г. проекты ЛаГГ-ЗРД-1 и Гу-ВРД были рассмотрены в НИИ ВВС, но в итоге их отклонили по причине недоработки двигателей.

Характеристики Гу-ВРД: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД РД-1 тягой 750 кгс, размах крыла – 10,5 м и его площадь – 11,0 м², длина самолета – 9,9 м, высота – 2,95 м, взлетный вес – 2250 кг, максимальная скорость – 900 км/ч, дальность полета – 700 км, вооружение – 1 пушка калибра 20 мм и 1 пулемет калибра 12,7 мм.

БИЧ-ТРД

Известный советский авиаконструктор Б.И. Черановский, автор планеров (БИЧ-1, БИЧ-2 «Парабола», БИЧ-4, БИЧ-8 и др.) и самолетов (БИЧ-3, БИЧ-7, БИЧ-14, БИЧ-20, БИЧ-21), в 1944 г. работал над проектом реактивного истребителя – «летающего крыла».



Истребитель Черановского

Это был одноместный истребитель с дельтовидным крылом и без вертикального хвостового оперения с двумя широко разнесенными двигателями внутри центроплана. Воздухозаборники двигателей размещались снизу впереди кабины летчика, на задней кромке крыла имелись элевоны, убирающееся шасси было трехстоечным с носовым колесом. В качестве вооружения истребитель должен был нести две пушки в носовой части.

В конце декабря 1944 г. проект рассматривался на комиссии ВВС, но дальнейшего развития не получил по причине отсутствия ТРД.

Характеристики: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД тягой по 490 кгс, размах крыла – 8,48 м и его площадь – 18,0 м², длина самолета – 4,67 м, высота – 1,7 м, взлетный вес – 1900 кг, максимальная скорость – 800 км/ч, вооружение – 2 пушки калибра 23 мм.

Ла-ВРД

В мае 1944 г. вышло постановление правительства о проектировании в ОКБ С.А. Лавочкина реактивного истребителя под ТРД С-18 А.М. Люльки, представлявшего собой дальнейшее развитие РД-1. Разработка самолета, получившего обозначение Ла-ВРД, велась под руководством С.А. Алексеева.

Ла-ВРД представлял собой двухбалочный двухкилевой самолет с боковыми воздухозаборниками, трехколесным шасси (переднее колесо убиралось назад за бронеспинку летчика, а основные стойки складывались назад в сочленении балок с крылом). Самолет в качестве вооружения нес две пушки калибра 23 мм в балках крыла. К 1 ноября 1944 г. был закончен эскизный проект, но по причине неготовности двигателя самолет Ла-ВРД не пошел в производство.

Характеристики Ла-ВРД: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД С-18 тягой 1250 кгс, размах крыла – 9,6 м и его площадь – 15,5 м², длина самолета – 9,9 м, вес пустого – 2640 кг, взлетный вес – 3300 кг, максимальная скорость – 890 км/ч, практический потолок – 15 000 м, скороподъемность – 2000 м/мин, вооружение – 2 пушки калибра 23 мм.

Ла-150

В начале 1945 г. ведущим истребительным ОКБ (А.С. Яковлева, С.А. Лавочкина и А.И. Микояна) в рамках работ по изучению и освоению немецкой реактивной техники выдали задания на проектирование новых реактивных самолетов под немецкие ТРД Jumo 004 и BMW 003.

В апреле ОКБ С.А. Лавочкина выпустило два проекта реактивных истребителей – легкого истребителя 150 с одним ТРД Jumo 004 и тяжелого истребителя 160 с двумя ТРД Jumo 004.

Истребитель 150 выполнялся по реданной схеме с высокорасположенным прямым крылом, обычным хвостовым оперением, он оснащался трехколесным шасси, в передней части фюзеляжа устанавливались две пушки калибра 23 мм. После окончания постройки полноразмерного макета к концу июня было принято решение заказать предсерийную партию из пяти самолетов с окончанием постройки к 1 августа 1945 г. Однако производственные мощности ОКБ не позволяли выполнить такой объем работ в сжатые сроки, поэтому производство самолетов перевели на завод № 381 в Химках, куда в итоге перевели и ОКБ.

Это привело к отставанию программы, к концу 1945 г. успели закончить только статические испытания планера самолета. По результатам испытаний доработали хвостовую часть фюзеляжа и крыло. Опытный образец самолета был готов к июлю 1946 г., 11 сентября 1946 г. он совершил свой первый полет. Всего было построено восемь самолетов, получивших неофициальное обозначение Ла-13, но в серийное производство самолет не пошел.

Характеристики Ла-150: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД РД-10 (советское обозначение двигателя Jumo 004) тягой 880 кгс, размах крыла – 8,2 м и его площадь – 12,15 м², длина – 9,42 м, взлетный вес – 2973 кг, максимальная скорость на высоте 4200 м – 878 км/ч, вооружение – 2 пушки калибра 23 мм.

Ла-160

В апреле 1945 г. в ОКБ С.А. Лавочкина одновременно с проектом однодвигательного самолета 150 был выпущен проект тяжелого реактивного истребителя 160 с двумя ТРД Jumo 004. В качестве вооружения истребитель нес три пушки НС-23, гермокабина летчика имела спереди броню, так как основное назначение истребителя заключалось в перехвате тяжелых бомбардировщиков. Скоро стало ясно, что ОКБ имеет недостаточно трудовых ресурсов, чтобы одновременно работать с двумя самолетами сразу, поэтому в 1946 г. проект самолета 160 был прекращен.

Характеристики Ла-160: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД РД-10 тягой по 880 кгс, размах крыла – 11,0 м и его площадь – 20,2 м², длина – 10,2 м, взлетный вес – 4020 кг, максимальная скорость на высоте 5000 м – 850 км/ч, вооружение – 3 пушки калибра 23 мм.

И-260

В мае – июне 1945 г. в ОКБ А.И. Микояна был разработан проект истребителя И-260, оснащенного двумя ТРД BMW-003 под крылом. Размах прямого крыла составлял 9,9 м, длина самолета 10,1 м, шасси было трехстоечным, в носу устанавливались три пушки – одна Н-37 калибра 37 мм и две НС-23 калибра 23 мм. Предполагалось, что опытный экземпляр самолета будет готов к летным испытаниям в августе 1945 г., однако в июне проект И-260 был прекращен. Вместо него началась разработка проекта И-300, у которого два двигателя BMW 003 разместили не на консолях крыла, а в фюзеляже.

Су-9

В 1944 г. ОКБ П.О. Сухова приступило к разработке тяжелого истребителя с двумя ТРД под крылом. Разработка самолета, первоначально имевшего обозначение «изделие Л», несколько раз отменялась, но потом снова возобновлялась. Он оснащался катапультируемым креслом пилота, двумя пороховыми стартовыми ускорителями У-5 тягой по 1150 кгс со временем горения 8 секунд, для сокращения пробега был применен тормозной парашют.

Шасси было трехстоечным: основные стойки убирались в центроплан к оси самолета, носовая – в фюзеляж. Первоначально планировалось использовать ТРД С-18 А.М. Люльки, но из-за задержки в их разработке установили ТРД Jumo 004 (РД-10). Вооружение состояло из одной пушки Н-37 с возможной заменой ее пушкой Н-45, двух пушек НС-23 и двух бомб ФАБ-250 или одной бомбы ФАБ-500.

Макет самолета был представлен 7 февраля 1946 г., но вследствие высказанных со стороны комиссии замечаний самолет пришлось доработать. Доработанный самолет, получивший обозначение Су-9, совершил свой первый полет 13 ноября 1946 г. Самолет успешно прошел госиспытания, по результатам которых его рекомендовали в производство, однако он серийно не строился.

Характеристики Су-9: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД РД-10 тягой по 880 кгс, размах крыла – 11,2 м и его площадь – 20,2 м², длина самолета – 10,55 м, вес пустого – 4466 кг, взлетный вес – 6380 кг, максимальная скорость на высоте 5000 м – 885 км/ч, дальность – 1200 км, практический потолок – 12 800 м, скороподъемность у земли 19,8 м/с, продолжительность полета – 1,75 часа, вооружение – 1 пушка Н-37 калибра 37 мм, 2 пушки НС-23 калибра 23 мм и 500 кг бомб.

Як-15

9 апреля 1945 г. ОКБ А.С. Яковлева получило задание на разработку одноместного реактивного истребителя с ТРД Jumo 004. Для сокращения времени разработки взяли за основу фюзеляж поршневого истребителя Як-3. ТРД, получивший в советском производстве обозначение РД-10, должен был размещаться снизу в передней части фюзеляжа.

В сентябре 1945 г. опытный образец Як-15 был готов. Но при первом же включении двигателя на земле прогорела дюралевая обшивка в нижней части фюзеляжа и сгорело хвостовое колесо. После проведения доработок, которые закончились к концу декабря, самолет выполнял рулежки на аэродроме, а затем его отправили в ЦАГИ для продувки в аэродинамической трубе с работающим двигателем. Свой первый полет Як-15 совершил 24 апреля 1946 г., всего несколькими часами позже первого полета самолета И-300 ОКБ А.И. Микояна.

В общей сложности было построено 280 экземпляров Як-15, который рассматривался как переходный самолет для заполнения промежутка между поршневыми истребителями и новыми реактивными истребителями, которые уже находились в разработке.

Характеристики Як-15: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД РД-10 тягой 880 кгс, размах крыла – 9,2 м и его площадь – 14,85 м², длина – 8,7 м, взлетный вес – 2570 кг, максимальная скорость на высоте 5000 м – 800 км/ч, вооружение – 2 пушки калибра 23 мм.

Германия

Как уже говорилось выше, первые работы по ТРД в Германии начались на фирме Э.

Хейнкеля, который в перспективе планировал создавать реактивные самолеты и оснащать их двигателями собственного производства. История разработки двигателей Э. Хейнкеля неразрывно связана с Х. фон Охайном, защитившим в 1935 г. кандидатскую диссертацию под руководством профессора Р. Поля в Геттингенском университете. Свою первую заявку на патент «Процесс организации воздушных течений, в частности в двигателях летательных аппаратов» 23-летний Охайн подал в мае 1935 г. и получил патент в середине 1936 г., но патент был засекречен. Интересно, что уже после войны, когда начали изучать секретные немецкие патенты, оказалось, что в патенте Охайна в обзоре существующих аналогов отсутствовали сведения о патенте француза Гийома от 1921 г. на конструкцию ТРД с осевым компрессором, патентах начала 1930-х гг. англичанина Ф. Уиттла на варианты конструкции ТРД с центробежным компрессором, патента шведа Лисхольма (1933) и т. д. Охайн после войны оправдывался тем, что сам он ничего не знал о работах других авторов в этой области, а патентовед доктор Виганд при поиске аналогов и прототипов якобы не обнаружил патенты Гийома и Уиттла.

В марте 1936 г. профессор Р. Поль, научный руководитель Охайна, по его просьбе написал рекомендательное письмо Э. Хейнкелю с просьбой принять Охайна на работу в фирму «Хейнкель». Поскольку у Э. Хейнкеля было честолюбивое желание достичь уровня одного из своих основных конкурентов – фирмы «Юнкерс», выпускавшей и самолеты, и двигатели к ним, то после ознакомления с работами Охайна Э. Хейнкель принял его в специальный «отдел М», в котором предполагалось развитие новейших реактивных двигателей. Группа Охайна к сентябрю 1937 г. создала опытный образец ТРД HeS 1, фактически, это был макетный образец для испытаний конструктивной связки «центробежный компрессор – турбина», работавшей на газообразном водороде. Поясним, что аббревиатура HeS означает Heinkel-Strahltriebwerke (реактивные двигатели Хейнкеля). Затем последовала разработка последующих проектов двигателей HeS 2 и HeS 3, а 27 августа 1939 г. самолет He 178 с ТРД HeS 3B (с центробежным компрессором) разработки фон Охайна поднялся в воздух. Всего за годы войны группой фон Охайна был разработан последующий ряд двигателей – HeS 6, HeS 8, HeS 9, HeS 10, HeS 011, HeS 021, HeS 30 и др., но ни один из них так и не достиг стадии серийного производства.

Учитывая то, что Э. Хейнкель так и не смог наладить производство ТРД, осенью 1938 г. два представителя технического департамента RLM, ответственный за развитие реактивных двигателей Х. Шельп и технический советник по специальным двигателям Х. Маух, посетили четыре двигателестроительные фирмы – «Даймлер-Бенц», «Юнкерс», BMW (Bayerische Motorenwerke) и Bramo (Brandenburgische Motorenwerke GmbH) с целью убедить их руководителей в необходимости скорейшего начала разработки турбореактивных двигателей. Фирма «Даймлер-Бенц» не проявила заинтересованности, но остальные изъявили желание начать работы в этом направлении, получив соответствующие государственные контракты.

В моторостроительном отделении фирмы «Юнкерс» над созданием одного из первых немецких ТРД с осевым компрессором (Junkers LII 401, впоследствии получившим серийное обозначение Jumo 004) работал А. Франц, получивший инженерное образование в Технологическом институте в Граце (Австрия). Этот двигатель к концу войны выпускался серийно.

На заводе фирмы BMW в Мюнхене разрабатывались два типа ТРД с центробежным компрессором – BMW LII 757 P3304 (будущий BMW 002, руководитель разработки Х. Вайнрайх) и BMW L II 758 F9225 (руководитель разработки К. Лонер). Однако после передачи фирме BMW в 1939 г. завода фирмы Bramo в Шпандау, где проектировался ТРД с осевым компрессором (руководитель разработки Г. Острих), предпочтение было отдано последнему, получившему обозначение BMW LII 751 P3302, а позднее BMW 003. Этот двигатель был впервые испытан на стенде в 1940 г., а к концу войны выпускался серийно.

Аг 234

Весной 1940 г., благодаря настойчивым усилиям подполковника Т. Ровеля, командира

Aufklarungsgruppe Ob.d. L. (разведывательная группа высшего командования люфтваффе), была выпущена спецификация на самолет-разведчик, способный достичь района военно-морской базы в Скапа-Флоу, расположенной на севере Англии. Разработка этого самолета была поручена фирме «Арадо».

На фирме проект получил обозначение E 370 (Erprobungs – экспериментальный). Изначально рассматривались девять вариантов, некоторые из них предполагалось оснастить четырьмя двигателями, а состав экипажа доходил до 4 человек. В дальнейшую разработку приняли в октябре 1941 г. проект E 370/IVa. Это был обычный высокоплан с сигарообразным фюзеляжем и обычным хвостовым оперением. Самолет предполагалось оснастить двумя BMW P.3302, установленными под крылом, двумя фотокамерами Rb 50/30 или Rb 75/30 и одним пулеметом MG 131. Взлетный вес был оценен в 7000 кг, запас топлива в 4000 л должен был размещаться в шести баках, трех фюзеляжных и трех в центральной секции крыла. Из-за необходимости работать с неподготовленных военных аэродромов, а также с целью снижения веса машины конструкторы отказались от применения колесного шасси, вместо которого под фюзеляжем установили убирающуюся деревянную лыжу, для обеспечения устойчивости самолета при посадке под гондолами двигателей предусмотрели небольшие опоры. Взлет самолет осуществлял на сбрасываемой стартовой тележке, посадка осуществлялась на подфюзеляжную лыжу.

24 октября 1941 г. проект был представлен специалистам технического департамента RLM, после обсуждения было принято решение заказать опытную партию из 50 самолетов. Этими самолетами предполагалось заменить высотный разведчик Ju 86R, который тогда только что входил в эксплуатацию. К концу января 1942 г. проект был доработан, фюзеляж немного увеличили в диаметре и удлинили, двигатели BMW, с которыми испытывали постоянные трудности во время разработки, предложили заменить двигателями Jumo 004, как резерв рассматривалась возможность установки ТВД Daimler-Benz ZTL (DB 007). Подфюзеляжная лыжа была заменена полностью выдвигающейся многоколесной тележкой, установленной под фюзеляжем (такая же тележка применена в конструкции транспортного самолета Ag 232), под каждым двигателем устанавливалось по одной небольшой выдвигающейся лыже. Крыло полностью перепроектировали, из шести топливных баков оставили только три основных бака в фюзеляже.

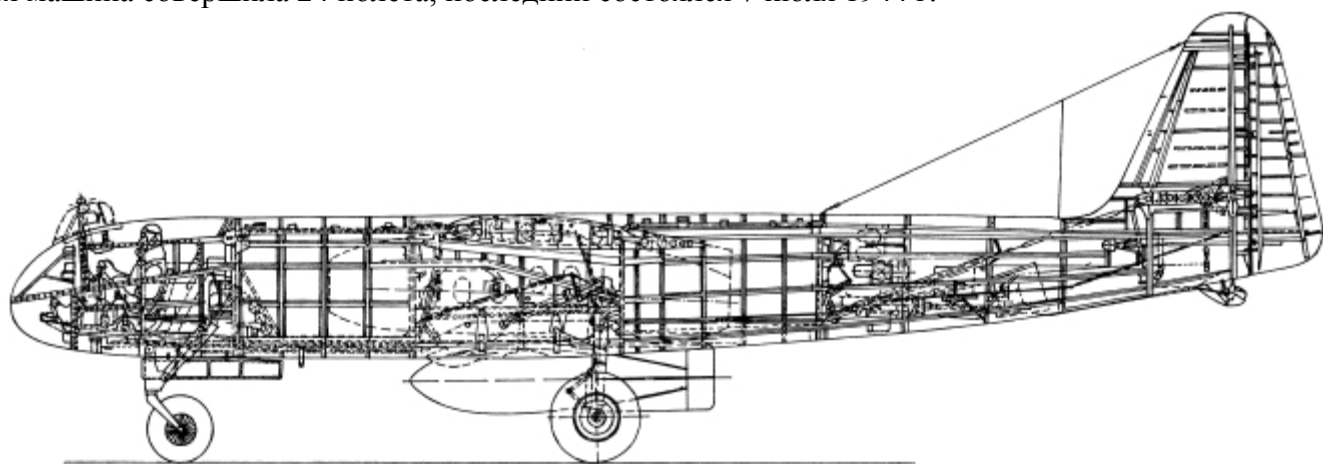
Два месяца спустя RLM дало предварительное разрешение на постройку шести опытных образцов. К этому времени проект был еще раз изменен: вновь вернулись к установке выдвигающейся лыжи, но теперь она была выполнена из металла, для перемещения самолета по земле и взлета применялась специальная трехколесная тележка весом 635 кг. Она должна была сбрасываться после взлета и приземляться на парашюте, после чего могла быть снова использована. Предусмотрена также возможность установки под крылом сбрасываемых стартовых ускорителей.

28 декабря 1942 г. RLM увеличило свой заказ до двадцати опытных образцов. Предписывалось образцы с V1 по V7 оснащать двумя Jumo 004, срок постройки самолетов – конец ноября 1943 г. V8 предполагалось оснастить четырьмя двигателями BMW 003, его предполагалось закончить к концу января 1944 г. Машины с V9 по V14 должны были оснащаться двумя BMW 003, срок постройки – к июлю 1944 г., а машины с V15 по V20 (срок постройки к октябрю 1944 г.) – четырьмя BMW 003.

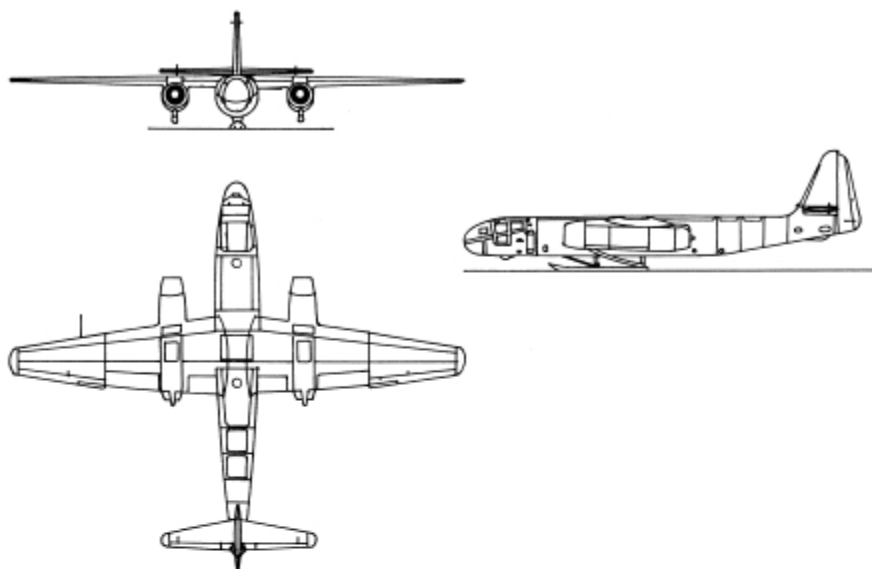
Сборка первого опытного образца началась в конце 1942 г., но из-за трудностей, возникших при отработке опытных образцов ТРД Jumo 004A-0, только в феврале следующего года первая пара двигателей прибыла на фирму «Арадо». Хотя расчетная величина тяги двигателей составляла 850 кг, но они редко могли достичь такой величины, поэтому рассматривалась возможность установки на самолет дополнительных стартовых ускорителей, которые развивали по 500 кг дополнительной тяги в течение 30 секунд. Впервые самолет поднялся в воздух 30 июля 1943 г., совершив 14-минутный полет, во время третьего испытательного полета 29 августа 1943 г. машина, выполняя вынужденную посадку из-за отказа двигателя, получила серьезные повреждения и больше никогда не летала.

Второй экземпляр Ag 234V2 совершил первый полет 13 сентября 1943 г., но разбился во время пятого полета, состоявшегося 1 октября 1943 г., из-за пожара в двигателе, погиб летчик-испытатель. После этой катастрофы было предписано оснастить все опытные машины катапультным креслом, разработанным фирмой «Хейнкель» для самолета He 280, однако это предписание так и не было исполнено.

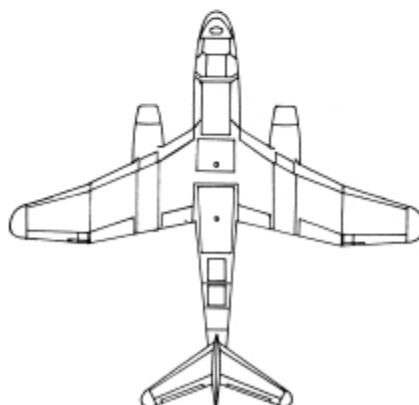
Третья машина Ag 234V3, впервые взлетевшая 29 сентября, использовалась для отработки взлета со стартовыми ускорителями HWK 501, 26 ноября того же года она демонстрировалась А. Гитлеру. Гитлер был настолько впечатлен новой машиной, что приказал запустить в производство по крайней мере 200 самолетов к концу 1944 г. Всего третья машина совершила 24 полета, последний состоялся 7 июля 1944 г.



Ag 234 (компоновочная схема)



Ar 234V1



Ar 234V16

Четвертую машину 21 января 1944 г. демонстрировали Э. Мильху и О. Зауру (представителю министерства вооружений) в 25-минутном показательном полете. После окончания заводских испытаний (24 полета) ее перевели 15 июня 1944 г. в резерв. На первых четырех опытных самолетах устанавливались ТРД Jumo 004A-0 тягой по 840 кгс, пятую машину оснастили двигателями Jumo 004B-0 с такой же тягой, но весившими меньше на 100 кг. Первый полет пятой машины состоялся 22 декабря 1943 г., в пятом полете ее пилотировал подполковник З. Кнемейер, руководитель отдела развития технического департамента RLM (он отвечал за развитие новой техники в люфтваффе, в частности за развитие реактивных самолетов).

Вскоре самолет Ar 234V5 передали на войсковые испытания в 1./Versuchverband Ob.d.L. (первая эскадрилья соединения опытных самолетов высшего командования люфтваффе). 2 августа 1944 г. старший лейтенант Х. Гёц перегнал ее в Жувинкур (Франция), где и совершил на ней несколько боевых разведывательных полетов. Во время одного из полетов около Брюсселя самолет попал под обстрел немецкой зенитной артиллерии. Самолет получил повреждения, поэтому Гёц принял решение вернуться в Бранденбург на заводской аэродром для ремонта. Однако, заметив, что заводской аэродром подвергся бомбардировке самолетами союзной авиации, летчик повернул к Ораниенбауму, где и совершил посадку, во время которой в куски разлетелось остекление кабины, ранив лицо пилота. Позднее машина была сильно повреждена при столкновении с самолетом Fw 190, выполнявшим рулежку по аэродрому.

На шестой и восьмой машинах установили по 4 двигателя BMW 003A тягой по 800 кгс, эти машины испытывались в качестве прототипов машин Ar 234C. На шестой машине

двигатели размещались в отдельных гондолах, на восьмой – в спаренных гондолах. Первый полет шестой машины состоялся 25 апреля 1944 г., в седьмом полете, 1 июня 1944 г., вышли из строя все четыре двигателя, пилот сумел посадить машину на железнодорожную колею вблизи Айленбурга, но из-за возникшего в двигателях пожара машина была сильно повреждена.

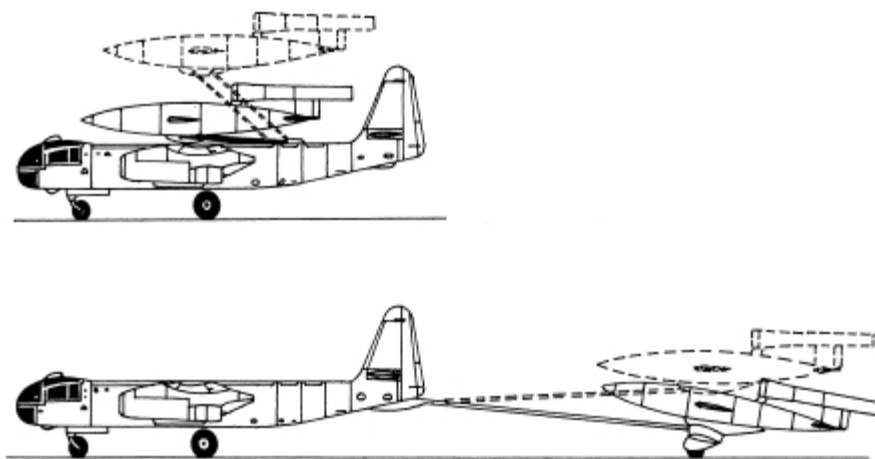
Седьмую машину, оснащенную двумя двигателями Jumo 004B, впервые взлетевшую 22 июня 1944 г., затем в августе использовали для разведывательных полетов во Франции. 30 августа в связи с наступлением союзников самолет перелетел сначала в Голландию, а затем в Германию, откуда совершал в дальнейшем разведывательные полеты над южными районами Англии. 10 сентября его пытался атаковать над Северным морем английский истребитель de Havilland Mosquito. 19 октября 1944 г. самолет получил сильные повреждения во время попытки взлететь для выполнения одного из заданий, после чего не восстанавливался и был выведен из эксплуатации.

Восьмая машина впервые взлетела 4 февраля 1944 г. и совершила всего шесть испытательных полетов, 6 мая 1944 г. из-за многочисленных проблем с двигателями ее испытания прекратили. В связи с принятием решения о строительстве машин серии В дальнейшие работы по серии А были остановлены.

Проектирование самолета серии В началось в декабре 1942 г., то есть еще до начала летных испытаний машин серии А. В техническое задание внесли изменение: самолет должен был быть многоцелевым и взлетать с любого аэродрома, в том числе и в группе. Поэтому вместо стартовой тележки и лыжи конструкторы предусмотрели нормальное трехколесное шасси, которое применялось во всех последующих сериях, в качестве силовой установки использовались два двигателя Jumo 004B-2. Для облегчения взлета тяжело нагруженной машины под крылом с внешних сторон двигателей могли подвешиваться стартовые ускорители тягой по 500 кгс каждый, что почти вдвое сокращало разбег.

Летом 1944 г. разведчики Ar 234B-1 поступили на вооружение первой эскадрильи подразделения опытных самолетов высшего командования люфтваффе (1./Versuchverband Ob.d.L.). Затем часть этой эскадрильи волилась в сформированную в сентябре разведывательную «зондеркоманду Гёц», действовавшую по январь 1945 г. и выполнявшую разведывательные полеты над Англией. В ноябре сформировали еще две команды – «Хехт» и «Шперлинг», а в январе 1945 г. еще одну – «Зоммер», действовавшую в Италии, на базе которых вскоре были сформированы первые эскадрильи в разведгруппах Aufkl.Gr.33, Aufkl.Gr.100 и Aufkl.Gr.123. Был разработан также истребительный вариант этой машины, у которой под фюзеляжем в специальных обтекателях устанавливались два неподвижных пулемета MG 151/20.

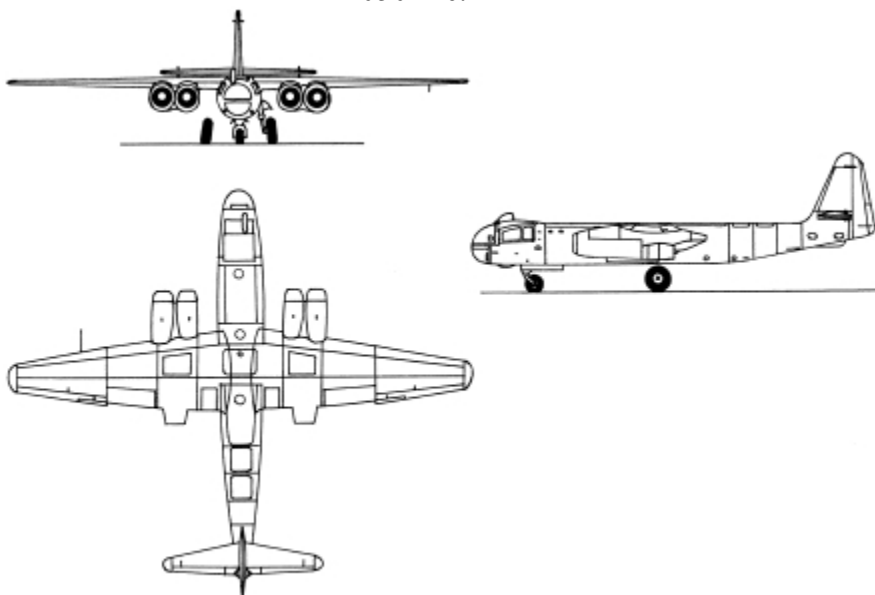
Самолетами Ar 234B-2 в январе 1945 г. комплектовалась бомбардировочная эскадра KG 76. Небольшое количество Ar 234 также было на вооружении «Команды Бонов», эти машины использовались в качестве ночных истребителей. Всего до конца войны построили 210 самолетов серии В, кроме того, предполагалось использовать Ar 234B в качестве буксировщика крылатой ракеты Fi 103, которая оснащалась сбрасываемым двухколесным шасси и креплением для буксира, такие испытания проводились в испытательном центре люфтваффе в Рехлине.



Ar 234 с Fi 103

Помимо этого фирма «Арадо» разрабатывала следующие версии самолета серии С, у которого устанавливались четыре ТРД BMW 003A, сдвоенные под каждой консолью крыла:

- Ar 234C-1 – одноместный разведчик, вооружение – 4 пушки MG 151 (две в носовой части фюзеляжа для стрельбы вперед и две в хвостовой части фюзеляжа, направленные назад);
- Ar 234C-2 – одноместный бомбардировщик, аналогичен предыдущей версии;
- Ar 234C-3 – одноместный бомбардировщик и ночной истребитель с четырьмя пушками MG 151 (в варианте истребителя две пушки располагались в носовой части фюзеляжа, а две – в обтекателях под фюзеляжем стволами вперед), в носовой части фюзеляжа должен был устанавливаться радиолокатор FuG 218 Neptun;
- Ar 234C-4 – одноместный разведчик с двигателями BMW 003C, вооружение 4 пушки MG 151 (две в носовой части фюзеляжа, две в обтекателях под фюзеляжем для стрельбы назад – стволами к хвосту);
- Ar 234C-5 – двухместный бомбардировщик с двигателями BMW 003C;
- Ar 234C-6 – одноместный разведчик на базе предыдущей версии;
- Ar 234C-7 – двухместный ночной истребитель, оснащенный 4 двигателями HeS 011A тягой по 1350 кгс и радиолокатором FuG 245 Bremen в носовой части фюзеляжа, вооружение – две 30-мм пушки MK 108 и две пушки MG 151;
- Ar 234C-8 – одноместный бомбардировщик с двумя двигателями Jumo 004D тягой по 1050 кгс.



Ar 234C-3

Всего до конца войны из серии С построили 10 опытных и 14 серийных машин, которые использовались в качестве ночных истребителей в «Команде Бонов». Ar 234C испытывался также в качестве носителя ракеты Hs 294, помимо этого отработывалась методика запуска крылатой ракеты Fi 103 со спины Ar 234C, для чего использовалась специальная качалка, которая поднимала Fi 103 в момент запуска над самолетом-носителем. Были также разработаны проекты самолетов серий D, E, F и P, которые до конца войны дальнейшего развития не получили.

Характеристики Ar 234B Blitz («Молния»): экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Jumo 004B-2 тягой по 900 кгс, размах крыла – 14,41 м и его площадь – 26,4 м², длина самолета – 12,64 м, высота – 4,3 м, вес пустого – 5228 кг, взлетный вес – 8850 кг, максимальный взлетный вес – 9500 кг, максимальная скорость – 742 км/ч на высоте 6000 м, максимальная дальность с подвесными баками емкостью 4360 л – 1890 км, время набора высоты 8000 м – 18 минут, практический потолок – 9200 м, вооружение – 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм и до 1500 кг бомб.

Характеристики Ar 234E Zerstörer: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011A тягой по 1300 кгс, размах крыла – 14,41 м и его площадь – 27,0 м², длина самолета – 12,84 м, высота – 4,15 м, вес пустого – 6590 кг, максимальный взлетный вес – 10 660 кг, вооружение – 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм в нижней части носовой секции и 2 пушки MK 103 калибра 30 мм под фюзеляжем.

Ar 240 TL

На фирме «Арадо» в 1941 г. рассматривалась возможность модернизации винтомоторного самолета Ar 240 путем установки дополнительного ТРД Jumo TL (предшественник Jumo 004) к двум имевшимся ПД. Но уже в 1942 г. под руководством главного конструктора Вальтера Блюме началось проектирование самолета Ar 240 TL (TL – Turbinenluftstrahltriebwerk – турбореактивный двигатель), оснащенного только двумя ТРД, который мог бы применяться в качестве ночного или тяжелого истребителя.

Как и его предшественник, Ar 240 TL имел двухместную кабину в носовой части фюзеляжа, разнесенное хвостовое оперение и трехстоечное шасси, но для установки двух ТРД пришлось перепроектировать фюзеляж. В окончательном варианте проекта двигатели устанавливались в средней части фюзеляжа один за другим, причем задний двигатель был смещен относительно переднего вниз. Воздух к ним подводился по параллельным каналам от единого входного устройства, расположенного в носу под кабиной экипажа. Выход продуктов сгорания осуществлялся через два реактивных сопла, расположенные друг над другом сверху в хвостовой части фюзеляжа перед оперением. Вооружение состояло из четырех пушек и двух пулеметов. Осенью 1942 г. проект был представлен в RLM, но не был принят к реализации.

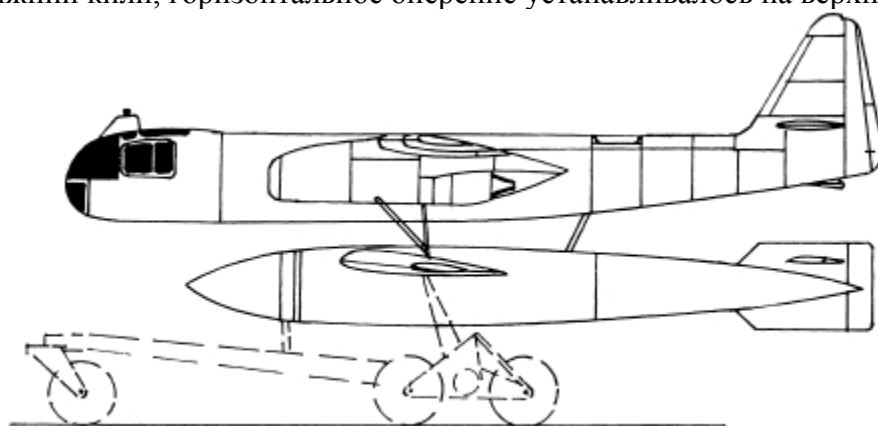
Характеристики Ar 240 TL: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Jumo TL тягой по 800 кгс, размах крыла – 15,3 м и его площадь – 27,5 м², длина самолета – 15,3 м, высота – 2,55 м, взлетный вес – 9300 кг, максимальная скорость – 780 км/ч, вооружение – 4 пулемета MG 151 калибра 20 мм для стрельбы вперед и два пулемета MG 131 калибра 13 мм для стрельбы назад.

Ar E.377

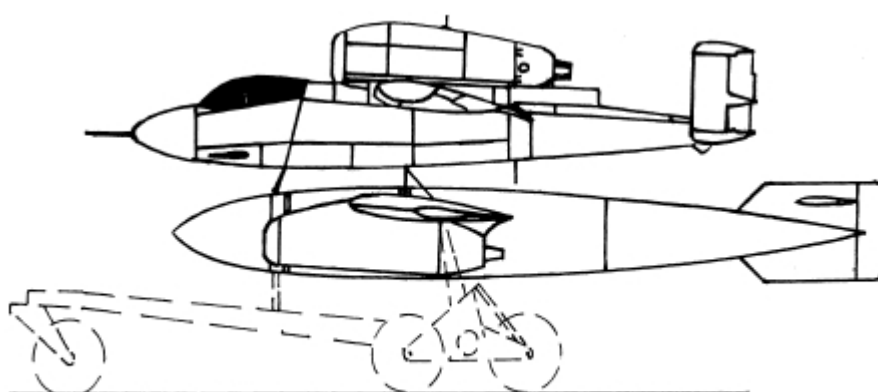
Немецкая авиационная промышленность в конце войны разрабатывала беспилотные самолеты, несущие мощный заряд взрывчатого вещества, предназначенные для атак больших воздушных или наземных (надводных) целей. Эти самолеты-снаряды должны были доставляться с помощью самолетов-носителей в зону боевых действий и после отцепки от носителя дистанционно наводиться на цель.

Проект беспилотного самолета-снаряда Ar E.377 был разработан фирмой «Арадо» в августе 1944 г. В качестве самолета управления предусматривался бомбардировщик Ar 234B или Ar 234C, устанавливаемый сверху на самолете-снаряде. Эта связка в RLM имела обозначение Mislal 6.

Самолет-снаряд был цельнодеревянной конструкции, в носовой части размещалось 2000 кг взрывчатого вещества. В качестве другого варианта боевой нагрузки рассматривалась установка стандартной бомбы SC 1800. Кроме того, в хвостовой части фюзеляжа имелся контейнер с 500 кг зажигательной жидкости, он же выполнял функции балласта для сохранения центровки. В крыле располагались топливные баки, которые использовались в качестве дополнительных баков самолетом управления. Топливо из баков E.377 выдавливалось сжатым воздухом, отбираемым от компрессора силовой установки самолета-носителя. Хвостовое оперение снаряда имело симметрично расположенные верхний и нижний кили, горизонтальное оперение устанавливалось на верхнем киле.



Ar E.377 + Ar 234C



Ar E.377 + He 162

Взлет сцепка Ar E.377 + Ar 234 осуществлялся при помощи сбрасываемой стартовой тележки, подобной той, которую «Рейнметалл-Борзиг» разработал для Ar 234A. Но так как сцепка была более тяжелой, то тележка была усилена и имела дополнительные колеса, четыре ракетных ускорителя HWK 501 тягой по 1500 кгс (время работы 30 секунд) и тормозной парашют. По достижении цели E.377 отстыковывался от самолета управления при помощи пироболтов, после чего в автономном полете направлялся к цели. Управление рулевыми механизмами самолета-снаряда осуществлялось дистанционно летчиком при помощи специального устройства в кабине самолета-носителя. Самолет управления после выполнения задания возвращался на базу.

Была разработана вторая версия E.377a, оснащенная двумя двигателями BMW 003. С ней в сцепке предполагалось в качестве самолета управления применить истребитель He 162. Кроме того, прорабатывалась версия пилотируемого самолета-снаряда, в этом варианте в носовой части фюзеляжа оборудовалась кабина, в которой летчик располагался лежа. Обширные исследования моделей «Мистелей» были выполнены в аэродинамических трубах, но до конца войны ни одна из версий самолета-снаряда не была построена.

Характеристики Ar E.377: размах крыла – 14,4 м и его площадь – 27,0 м², длина самолета – 10,9 м, высота – 1,4 м, вес топлива – 4500 кг, взлетный вес – 10 000 кг, суммарный взлетный вес сцепки Ar E.377 + Ar 234 – 20 000 кг, максимальная скорость – 650 км/ч,

дальность – 2000 км.

Характеристики Ar E.377a: силовая установка – 2 х ТРД BMW 003A тягой по 800 кгс, размах крыла – 12,2 м и его площадь – 25,0 м², длина самолета – 10,9 м, высота – 1,4 м, вес топлива – 5000 кг, взлетный вес – 9000 кг.

Ar E.395 Самолет под обозначением Ar E.395 разрабатывался в 1944 г. в качестве конкурента самолету He 343.

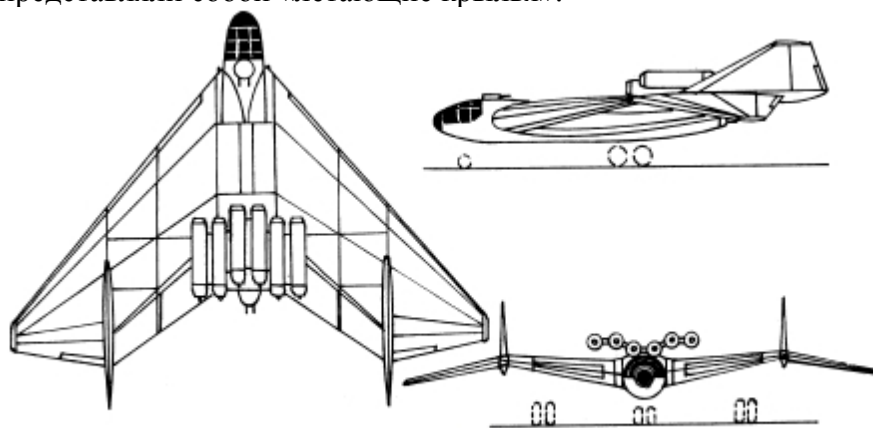
Вариант E.395.01 (15 мая 1944 г.) представлял собой двухместный дальний бомбардировщик, оснащенный четырьмя ТРД HeS 011 или двумя Jumo 012, подвешенными под стреловидным или прямым крылом. Вооружение состояло из четырех пушек, максимальная бомбовая нагрузка составляла 3000 кг.

Вариант E.395.02 (февраль 1944 г.) представлял собой одноместный тяжелый истребитель, оснащенный двумя ТРД HeS 011, подвешенными под крылом с небольшой стреловидностью. Вооружение состояло из нескольких 30-мм пушек, 55-мм пушки МК 112 или МК 412 и ракет. Предполагают, что этот вариант должен был иметь окончательное обозначение Ar 234F, в январе 1945 г. он был включен в список самолетов, предназначенных к производству.

Характеристики Ar E.395.01: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 17,6 м и его площадь – 40,0 м², длина самолета – 16,85 м, высота – 5,3 м, вес пустого – 9450 кг, взлетный вес – 15 800 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 887 км/ч, дальность – 1500 км, практический потолок – 14 500 м, вооружение – 4 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм и 3000 кг бомб.

Характеристики Ar E.395.02: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 14,4 м и его площадь – 27,7 м², длина самолета – 15,0 м, высота – 5,1 м, взлетный вес – 16 000 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 900 км/ч, дальность – 1500 км, практический потолок – 14 500 м.

Ar E.555 В середине декабря 1943 г. на фирме «Арадо» началась работа по программе создания дальнего реактивного бомбардировщика. В начале 1944 г. в RLM состоялось обсуждение результатов работ, после чего министерство присвоило проекту обозначение Ar E.555. В рамках этого проекта фирмой разрабатывалось сразу 15 вариантов новой машины, семь из которых представляли собой «летающие крылья».



Ar E.555-1

Ar E.555-1 выполнялся по схеме «летающее крыло» и имел шесть турбореактивных двигателей BMW 003A. Внешние части крыла были несколько отогнуты вниз, сверху располагались два вертикальных киля с рулями направления. Остекленная герметичная кабина, в которой размещался экипаж из трех человек, выступала вперед из центроплана, двигатели устанавливались над центропланом в задней его части. Бомбовая нагрузка размещалась в отсеке, расположенном в центроплане. На каждой из двух основных стоек шасси имелось по две tandemно расположенных пары колес, которые убирались в крыло, передняя двухколесная стойка убиралась назад. При взлете в перегрузочном варианте

использовалось дополнительное шасси, сбрасываемое после взлета. Вооружение самолета составляли две пушки МК 108 по бокам кабины для стрельбы вперед, турель с двумя пулеметами MG 151/20 за кабиной и дистанционно управляемая турель с двумя пушками MG 151 в задней части центроплана.

Ar E.555-3 – имел два ТРД BMW 018, расположенные сверху и снизу центроплана в задней его части.

Ar E.555-6 – имел удлиненные консоли крыла и три ТРД BMW 018 (один сверху и два снизу центроплана в задней его части).

Ar E.555-7 – вариант версии 555-6 с двумя двигателями над центропланом и одним двигателем под ним.

Ar E.555-10 – машина двухбалочной схемы с тремя ТРД BMW 018, расположенными сверху задней части фюзеляжа. Летчик и штурман размещались в передней гермокабине, стрелок-радист – в задней гермокабине. Вооружение составляли две пушки МК 108 в крыле по бокам передней кабины для стрельбы вперед и турель с двумя пулеметами MG 151/20 в задней части фюзеляжа для стрельбы назад.

Ar E.555-11 – машина обычной схемы с четырьмя ТРД BMW 018, расположенными попарно сверху над корневой частью крыла. Экипаж из двух человек располагался в гермокабине друг за другом. Вооружение составляли две пушки МК 108 в корневой части крыла для стрельбы вперед и дистанционно управляемая турель с двумя пулеметами MG/20 151 в хвостовой части фюзеляжа для стрельбы назад.

28 декабря 1944 г. фирме «Арадо» было приказано прекратить работу над серией E.555 и сконцентрировать все свои усилия на разработке и производстве истребителей.

Характеристики Ar E.555-1: экипаж – 3 человека, силовая установка – 6 х ТРД BMW 003A тягой по 800 кгс, размах крыла – 21,2 м и его площадь – 125 м², высота – 5,0 м, взлетный вес – 24 000 кг, максимальная скорость – 860 км/ч, практический потолок – 15 000 м, дальность (с подвесными топливными баками) – 4800 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.

Характеристики Ar E.555-3: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс, размах крыла – 21,2 м и его площадь – 125 м², длина самолета – 18,4 м, вес топлива – 10 000 кг, взлетный вес – 25 200 кг, максимальная скорость – 915 км/ч, дальность – 4000 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.

Характеристики E.555-6: экипаж – 3 человека, силовая установка – 3 х ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс, размах крыла – 28,4 м и его площадь – 160 м², длина самолета – 12,35 м, высота – 3,74 м, вес топлива – 18 750 кг, максимальная скорость – 920 км/ч, дальность (с подвесными топливными баками) – 7500 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.

Характеристики Ar E.555-7: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс, размах крыла – 25,2 м и его площадь – 160 м², длина самолета – 8,8 м, высота – 3,65 м, вес топлива – 15 700 кг, взлетный вес – 41 300 кг, максимальная скорость – 950 км/ч, дальность – 5000 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.

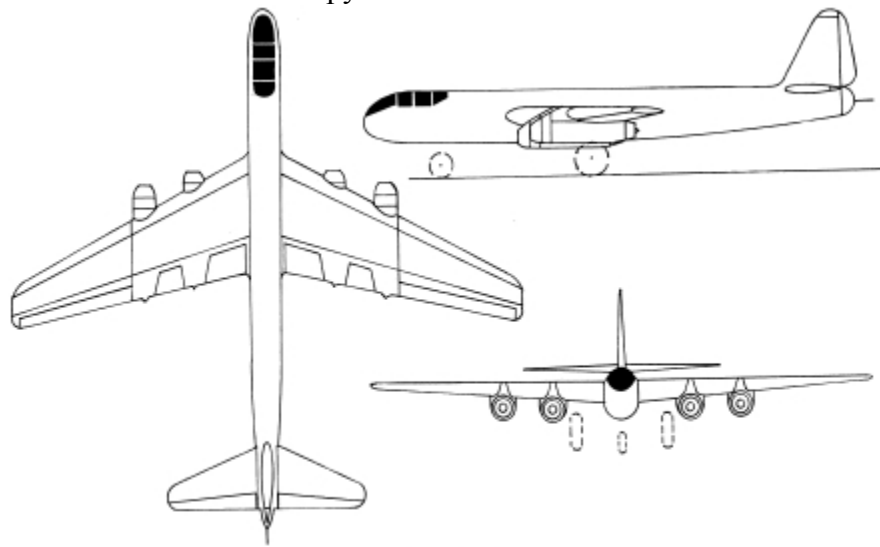
Характеристики E.555-10: экипаж – 3 человека, силовая установка – 3 х ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс, размах крыла – 23,66 м и его площадь – 140 м², длина самолета – 19,2 м, взлетный вес – 47 845 кг, максимальная скорость – 920 км/ч, дальность – 6400 км, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм, 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм и 4000 кг бомб.

Характеристики Ar E.555-11: экипаж – 3 человека, силовая установка – 4 х ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс, размах крыла – 23,66 м и его площадь – 140 м², длина самолета – 25,1 м, высота – 4,1 м, взлетный вес – 47 000 кг, бомбовая нагрузка – 6000 кг, максимальная скорость – 1020 км/ч, дальность – 8000 км, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Ar E.560 Проект двухместного среднего бомбардировщика с двигателями на крыле разрабатывался в 1943–1944 гг. в разных вариантах. Конструктивно все варианты были похожи, за исключением количества и типа двигателей (ПД, ТРД или ТВД). Среди вариантов с ТРД были E.560/4 (четыре BMW 003), E.560/8 (шесть BMW 003), E.560/11 (четыре BMW

018). Проект не реализовывался.

Характеристики Ar E.560/4: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД BMW 003 тягой по 800 кгс, размах крыла – 24,0 м и его площадь – 57,0 м², длина самолета – 22,3 м, взлетный вес – 38 200 кг, максимальная скорость – 950 км/ч, дальность – 2100 км, бомбовая нагрузка – 3000 кг.



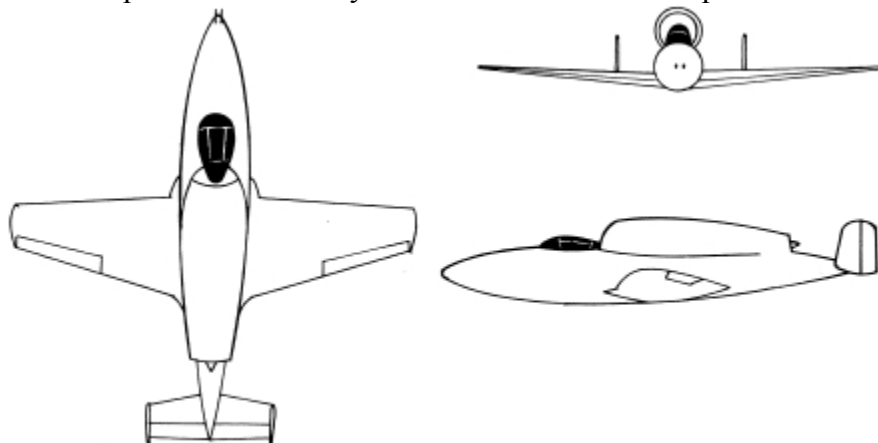
Ar E.560

Характеристики Ar E.560/8: экипаж – 2 человека, силовая установка – 6 х ТРД BMW 003 тягой по 800 кгс, размах крыла – 23,2 м и его площадь – 46,6 м², длина самолета – 18,0 м, высота – 3,25 м, бомбовая нагрузка – 3000 кг.

Характеристики Ar E.560/11: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс, размах крыла – 24,0 м, длина самолета – 19,1 м, высота – 5,1 м, взлетный вес – 28 600 кг.

Ar E.580 Проект легкого истребителя разработан в начале 1943 г., в сентябре 1944 г. его переработали для участия в конкурсе RLM на разработку «народного истребителя» (Volksjager). В качестве двигателя предполагалось использовать BMW 003A, вооружение – две пушки MK 108 или два пулемета MG 151 в носу, по компоновке был аналогичен выигравшему конкурс самолету He 162.

Характеристики Ar E.580: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003 тягой 800 кгс, размах крыла – 7,75 м и его площадь – 10,0 м², длина самолета – 8,0 м, высота – 2,5 м, вес пустого – 1955 кг, взлетный вес – 2635 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 750 км/ч, скороподъемность у земли – 17,5 м/с, практический потолок – 12 000 м, дальность – 403 км, максимальное полетное время – 35 минут, вооружение – 2 пушки MK 108 калибра 30 мм или 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.



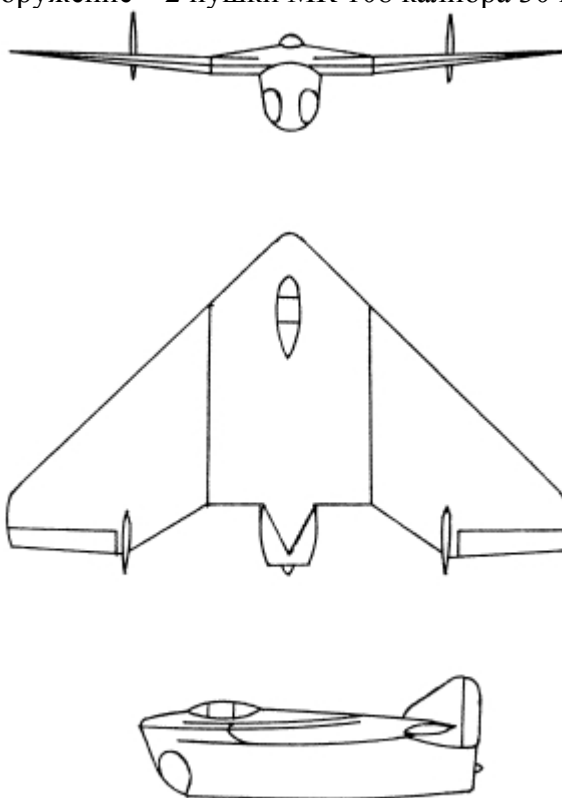
Ar E.580

Ar E.581 Проект реактивного одноместного истребителя с ТРД в нижней части фюзеляжа. На задней кромке треугольного крыла устанавливались два небольших киля с рулями направления. Вооружение составляли две пушки в корневой части крыла. Всего было разработано пять вариантов, отличавшихся силовыми установками:

- Ar E.581.1 (осень 1944 г.) с Jumo 004;
- Ar E 581.2 и Ar E 581.3 (ноябрь 1944 г.) с BMW 003;
- Ar E 581.4 и Ar E.581.5 (январь 1945 г.) с HeS 011A-1.

Проект не реализовывался.

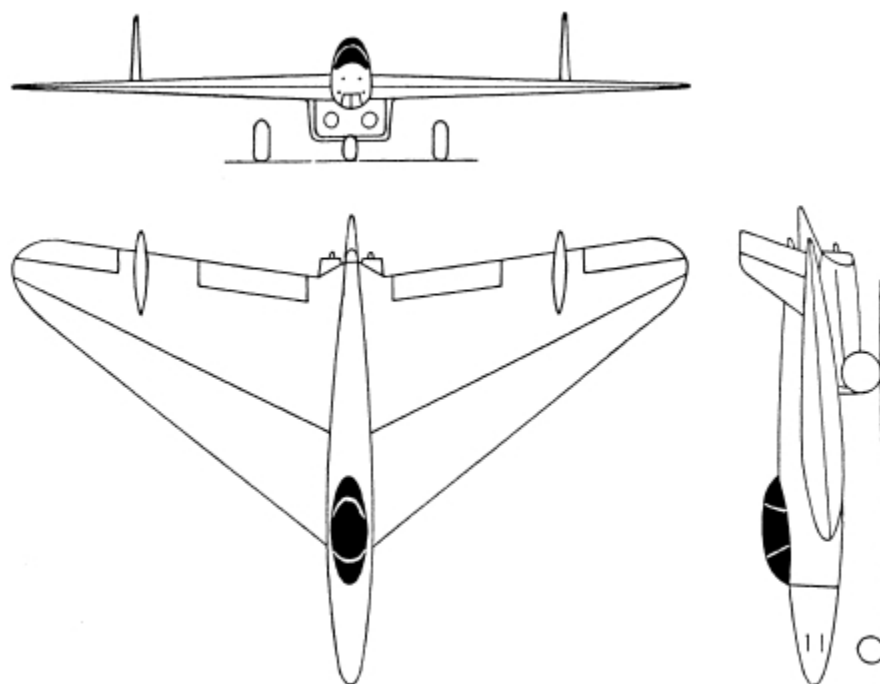
Характеристики Ar E.581.4: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011A-1 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,95 м и его площадь – 24,5 м², длина самолета – 5,65 м, высота – 2,6 м, вес пустого – 2454 кг, взлетный вес – 3734 кг, максимальная скорость – 854 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.



Ar E 581.4

Ar P.I (Ar E.583.05) Проект ночного истребителя и скоростного бомбардировщика (15 марта 1945 г.), выполненного по схеме «бесхвостка» с двумя небольшими вертикальными киями на почти треугольном крыле ближе к законцовкам. Экипаж из двух человек размещался в гермокабине спина к спине, два ТРД HeS 011 устанавливались снизу в задней части фюзеляжа и имели общий воздухозаборник. Вооружение состояло из шести пушек и 1000 кг бомб. Проект не реализовывался.

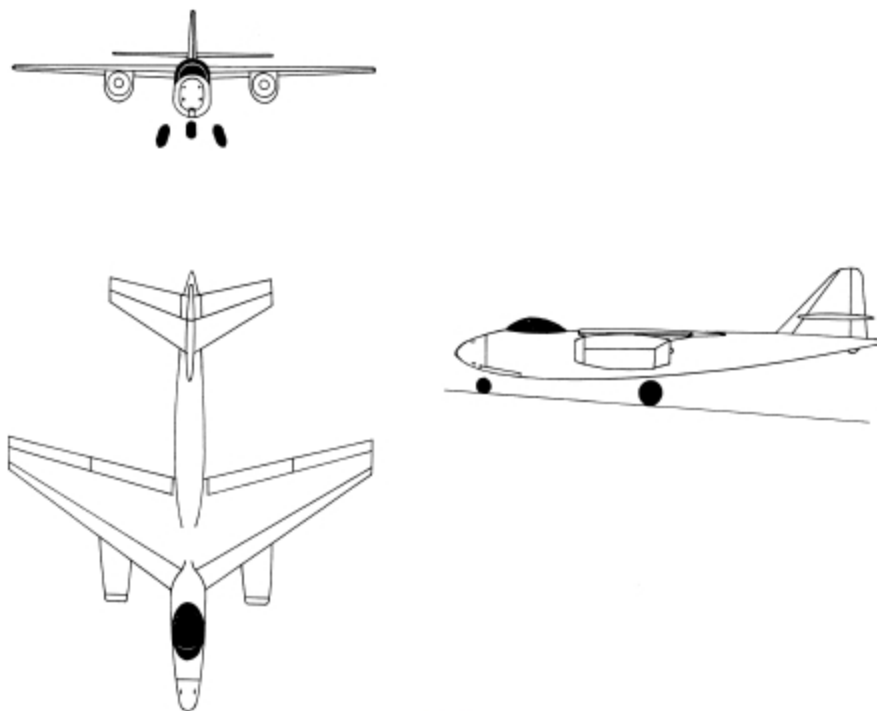
Характеристики Ar P.1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 18,4 м и его площадь – 75,0 м², длина самолета – 12,95 м, высота – 3,8 м, вес пустого – 9300 кг, взлетный вес – 15 700 кг, максимальная скорость на высоте 9000 м – 810 км/ч, практический потолок – 12 600 м, скороподъемность – 11,6 м/с, максимальная продолжительность полета на высоте 10 000 м – 2,6 часа, вооружение – 4 пушки МК 213 калибра 20 мм для стрельбы вперед, 2 пушки МК 108 калибра 30 мм в средней части фюзеляжа для стрельбы вверх и 2 бомбы весом по 500 кг.



Ar I

Ar P.II (Ar E.583.06) Проект трехместного тяжелого истребителя и скоростного бомбардировщика обычной схемы со стреловидным крылом и двумя двигателями HeS 011 под стреловидным крылом. Вооружение состояло из четырех пушек МК 108 в носовой части фюзеляжа, двух пушек МК 108 для стрельбы вверх, с возможностью установки дополнительной 50-мм пушки МК 214, или шести пушек МК 108 в носовой части и одного пулемета MG 151/20 в хвосте для стрельбы назад. Мог нести на подфюзеляжной подвеске 1000-кг бомбу. Самолет предполагался для замены Ar 234, однако времени для реализации проекта уже не было.

Характеристики Ar P.II: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 15,0 м и его площадь – 50,0 м², длина – 17,3 м, высота – 5,5 м, взлетный вес – 14 300 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 775 км/ч, практический потолок – 11 400 м, скороподъемность – 11,5 м/с, максимальная продолжительность полета на высоте 10 000 м – 2,2 часа.



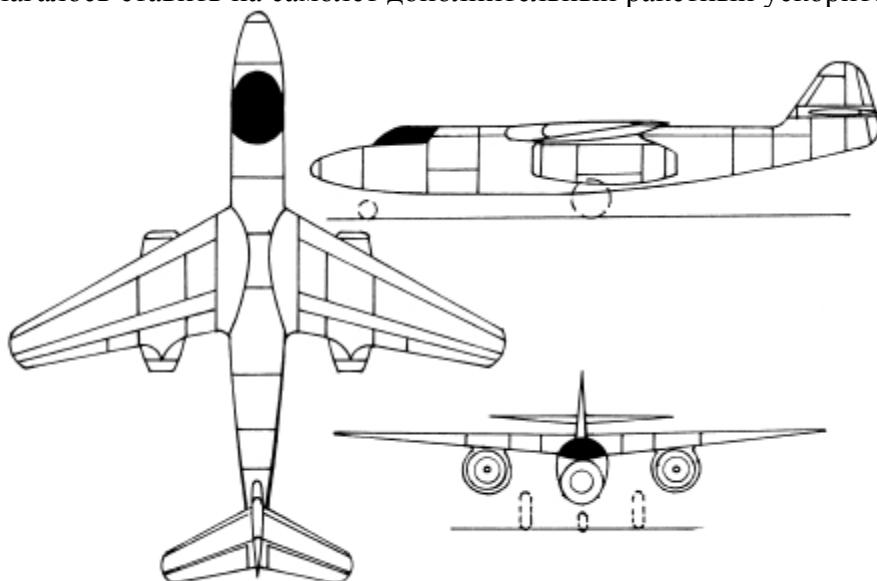
Ar II

Ar TEW 15/43-12 Проект одноместного истребителя Ar TEW 15/43-12 (Т означает Technik und Konstruktion, EW – Entwurf, изучение), оснащенного одним ТРД Jumo TL, был разработан в августе 1943 г. Двойной киль и хвостовые рули были слишком малы, чтобы обеспечить успешные характеристики машине. Проект не реализовывался.

Ar TEW 16/43 В 1943 г. фирма закончила проект многофункционального самолета под обозначением Ar TEW 16/43, в рамках этого проекта разрабатывалось несколько вариантов машины.

Ar TEW 16/43-15 (20 марта 1943 г.) – проект одноместного истребителя с ТРД HeS 011, по компоновке напоминал He 162 (разнесенное хвостовое оперение, двигатель установлен на спине самолета с входным устройством непосредственно за фонарем кабины).

Предполагалось ставить на самолет дополнительный ракетный ускоритель.



Ar TEW 16/43-23

Ar TEW 16/43-19 – проект двухместного многоцелевого самолета, по компоновке напоминавшего Ar 234. Предполагалось, что силовая установка будет состоять из двух

двигателей HeS 011 или BMW 018. Носовая часть фюзеляжа – подобна носовой части самолета Ag 240, члены экипажа располагались в кабине друг за другом, стрелок-радист сидел лицом к хвосту. Разрабатывалось пять вариантов машины: скоростной бомбардировщик, штурмовик, ночной истребитель с радаром в носовой части фюзеляжа (экипаж три человека, оператор радара размещался в отдельной кабине в задней части фюзеляжа), всепогодный истребитель и разведчик.

Варианты вооружения:

- скоростной бомбардировщик – в хвостовой части две пушки МК 213 фирмы Mauser калибра 20 мм (вес пушки – 75 кг, начальная скорость снаряда – 1065 м/с, скорострельность – 1300 выстрелов в минуту), стреляющие назад, бомбовая нагрузка до 2500 кг под фюзеляжем и мотогондолами;

- штурмовик – в носовой части две встроенные пушки МК 213 и три пушки МК 108 в подвесном контейнере, стреляющие вперед, или в носовой части две пушки МК 213, в хвостовой части две пушки МК 213, стреляющие назад, и бомбовая нагрузка 1000 кг на наружных бомбодержателях;

- ночной истребитель – в носовой части две пушки МК 108 и три пушки МК 213 в подвесном контейнере, стреляющие вперед, или в носовой части две пушки МК 213, две пушки МК 108, стреляющие вверх под углом 70°, и в хвостовой части две пушки МК 213, стреляющие назад;

- всепогодный истребитель – в носовой части две пушки МК 108 и три пушки МК 213 в подвесном контейнере, стреляющие вперед;

- разведчик – в хвостовой части две пушки МК 213, стреляющие назад.

Ag TEW 16/43-23 (3 июня 1943 г.) – проект одноместного истребителя с двумя ТРД HeS 011 под крылом, дальнейшее развитие самолета Ag 234. Три топливных бака располагались в фюзеляже за кабиной. Основные стойки шасси убирались вперед в крыло с поворотом на 90°. В носовой части под кабиной устанавливались один пулемет MG 151 и две пушки МК 213.

Ни один из вариантов Ag TEW 16/43 не продвинулся дальше этапа предварительного проектирования, так как все усилия фирмы сосредоточились на работах по Ag 234.

Характеристики Ag TEW 16/43-15: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 10,3 м и его площадь – 19,0 м², длина самолета – 11,75 м, высота – 2,8 м, вес пустого – 4150 кг, взлетный вес – 6670 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 856 км/ч (1000 км/ч с ускорителем на высоте 10 000 м), скороподъемность – 33 м/с (250 м/с с ускорителем), практический потолок – 13 300 м (18 800 м с ускорителем), дальность – 1200 км, вооружение – 2 пулемета MG 151 калибра 15 мм и 1 пушка МК 103 калибра 30 мм.

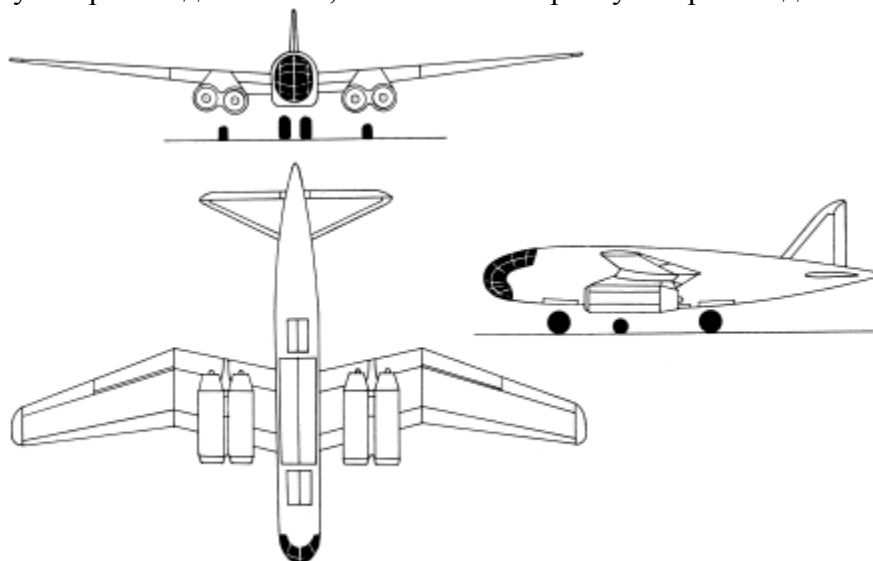
Характеристики Ag TEW 16/43-19: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 16,2 м и его площадь – 46,6 м², длина самолета – 18,0 м, высота – 3,0 м, взлетный вес – 16 000 кг.

Характеристики Ag TEW 16/43-23: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 10,6 м и его площадь – 20,0 м², длина самолета – 9,4 м, высота – 2,69 м, вес пустого – 4480 кг, взлетный вес – 7000 кг, максимальная скорость на высоте 10 000 м – 920 км/ч, практический потолок – 12 000 м, скороподъемность – 48 м/с, вооружение – 1 пулемет MG 151 калибра 15 мм и 2 пушки МК 213 калибра 20 мм.

Bv P.178 Проект фирмы «Блом и Фосс» одноместного пикирующего бомбардировщика асимметричной схемы с двигателем Jumo 004B, располагавшимся справа от фюзеляжа, разработан в августе 1944 г. За кабиной летчика располагался топливный бак, а за ним бомбоотсек для бомбы SC 500. В хвостовой части имелся воздушный тормоз, вооружение состояло из двух пулеметов MG 151 в носовой части фюзеляжа. Предусматривался вариант подвески под фюзеляжем одной бомбы SC 1000, а также вариант использования твердотопливных ускорителей в хвостовой части фюзеляжа при взлете в перегруженном варианте или при выходе самолета из пикирования. Проект не реализовывался.

Характеристики Bv P. 178: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004B тягой 900 кгс, размах крыла – 12,0 м, длина самолета – 10,8 м, вооружение – 2 пулемета MG 151 калибра 15 мм.

Bv P.188 Проект четырехдвигательного бомбардировщика с крылом, напоминавшим букву W в плане. Крыло имело небольшое поперечное V, внутренние секции крыла имели нормальную стреловидность 20°, а внешние – обратную стреловидность 20°.



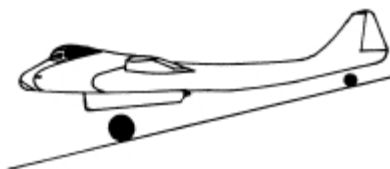
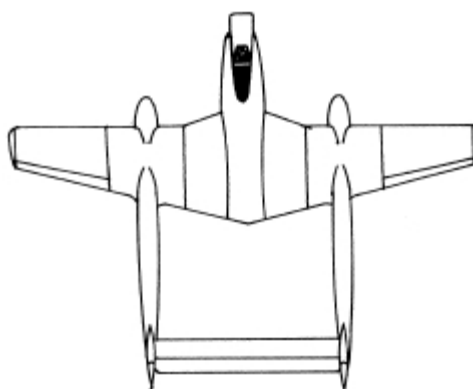
Bv P.188-03

У вариантов P. 188–01 и P. 188–3 было однокилевое оперение, у P. 188–2 и P. 188–4 – разнесенные кили. В качестве двигателей предполагалось использовать ТРД Jumo 004C: для P. 188–03 и P. 188–04 – в спаренных мотогондолах под крылом, для P. 188–01 и P. 188–02 – в отдельных. Шасси четырехстоечное – две основные стойки установлены тандемом под фюзеляжем, две дополнительные – под крылом. Хвостовое оперение имело воздушный тормоз. Экипаж в составе двух человек размещался в герметичной кабине в носовой части фюзеляжа.

Вооружение – верхняя и нижняя дистанционно управляемые турели FDL 131Z с двумя пулеметами калибра 13 мм в каждой для стрельбы назад. Бомбовая нагрузка размещалась в бомбоотсеке, под крылом могли подвешиваться ракеты Hs 293D. Проект не реализовывался.

Характеристики Bv P. 188–01: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД Jumo 004C тягой по 1200 кгс, размах крыла – 27,0 м и его площадь – 60,0 м², длина самолета – 17,6 м, высота – 4,1 м, взлетный вес – 26 800 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 873 км/ч, дальность – 4800 км, вооружение – 4 пулемета MG 131 калибра 13 мм и 3000 кг бомб.

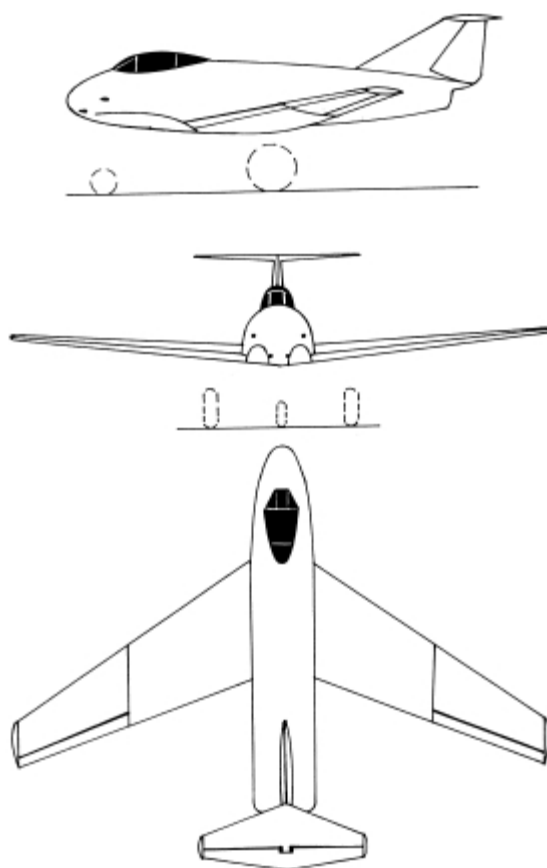
Bv P.196 В апреле 1944 г. разрабатывался проект одноместного штурмовика и пикирующего бомбардировщика с двухбалочным хвостовым оперением (схема «рама»). Два спаренных двигателя BMW 003A располагались под фюзеляжем. В каждой хвостовой балке в передней части размещался бомбоотсек. Шасси состояло из двух основных стоек и костылей в задних частях балок. Вооружение самолета состояло из двух пушек, двух пулеметов и бомбовой нагрузки до 1000 кг. Проект не реализовывался.



Bv P.196.01

Характеристики Bv P. 196: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД BMW 003А тягой по 800 кгс, размах крыла – 15,3 м и его площадь – 33,4 м², длина – 11,75 м, высота – 3,25 м, взлетный вес – 9000 кг, максимальная скорость на высоте 5000 м – 890 км/ч, дальность – 800 км, вооружение – 2 пушки МК 103 и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм (или 2 пулемета MG 151/20 и 1 пушка МК 412 калибра 55 мм) и 2 бомбы SC 250 или 2 бомбы SC 500.

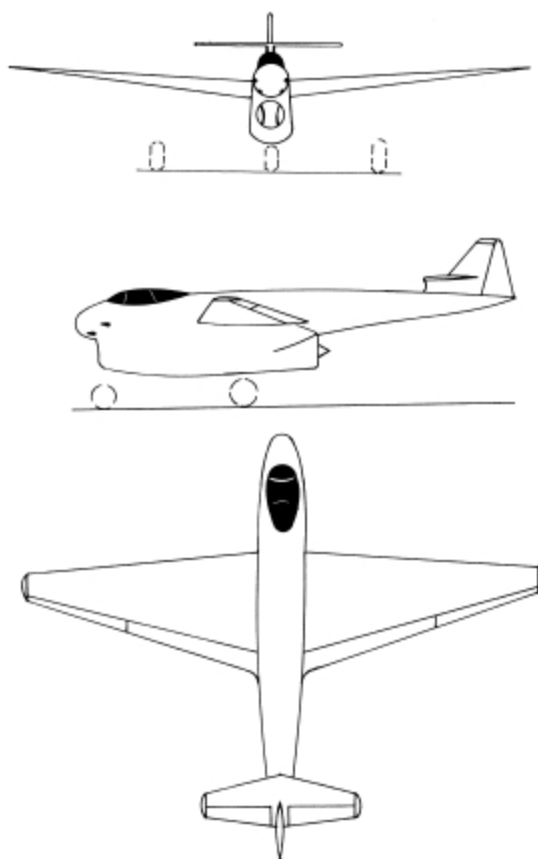
Bv P.197 Проект одноместного истребителя с Т-образным хвостовым оперением разработан в августе 1944 г. Силовая установка состояла из двух двигателей Jumo 004 или BMW 003, расположенных в хвостовой части фюзеляжа, входные устройства воздухозаборника находились в корневой части крыла. Вооружение – две пушки МК 103 и два пулемета MG 151/20 в носовой части. Проект не реализовывался.



Bv P.197.01-01

Характеристики Bv P.197: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД BMW 003A тягой по 800 кгс, размах крыла – 11,1 м и его площадь – 20,5 м², длина самолета – 9,0 м, высота – 3,64 м, взлетный вес – 7100 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 1060 км/ч, практический потолок – 12 500 м, скороподъемность – 21 м/с, вооружение – две пушки МК 103 калибра 30 мм и два пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Bv P.198 В 1944 г. фирма «Блом и Фосс» разработала проект одноместного высотного истребителя-перехватчика с ТРД Jumo 004, расположенным снизу в передней части фюзеляжа (реданная схема). В носовой части фюзеляжа самолета размещался радиолокатор, основные стойки шасси убирались в корневую часть крыла. Вооружение состояло из одной пушки МК 103 и двух пулеметов MG 151/20, рассматривалась возможность установки вместо МК 103 пушки МК 112 калибра 55 мм или МК 412 калибра 55 м.



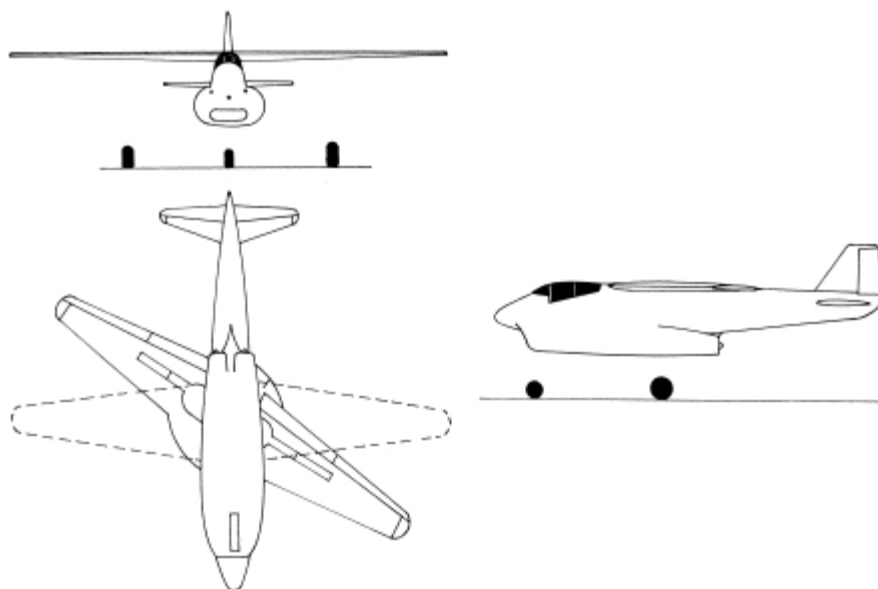
Bv P.198.01-01

Вариант Bv P.198.01 представлял собой самолет нормальной схемы, а вариант Bv P.198.02 имел крыло обратной стреловидности и измененную хвостовую часть фюзеляжа.

Проект не реализовывался.

Характеристики Bv P.198.01: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004 тягой 900 кгс, размах крыла – 15,0 м и его площадь – 33,5 м², длина самолета – 12,8 м, высота – 4,6 м, взлетный вес – 7250 кг, максимальная скорость на высоте 13 500 м – 1000 км/ч, время набора высоты 18 000 м – 11 минут, практический потолок – 15 800 м, дальность – 1500 км, вооружение – 1 пушка МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

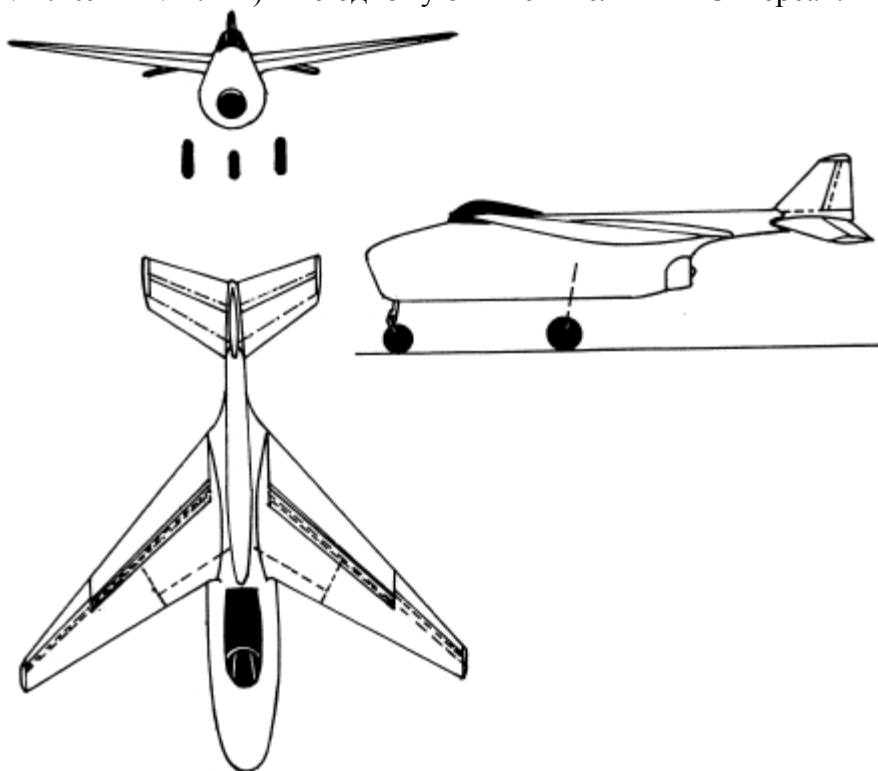
Вв P.202 В июле 1944 г. разработали проект одноместного истребителя с поворотным крылом и двумя двигателями BMW 003A-1 в нижней части фюзеляжа. Взлет осуществлялся при нулевом угле поворота, после чего крыло поворачивалось так, что одна консоль разворачивалась вперед, а другая назад. Максимальный угол поворота крыла на крейсерском режиме составлял 35°. Ниши основных стоек шасси располагались в крыле, уборка и выпуск стоек осуществлялись при нулевом угле поворота крыла. Вооружение состояло из одного пулемета MG 151/20 и двух пушек МК 103. До конца войны проект не был реализован.



Вv P.202

Характеристики Вv P.202: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003А тягой 800 кгс, размах крыла – 11,98 м в нормальном положении и 10,06 м при повороте на 35° и его площадь – 20,0 м², длина самолета – 10,45 м, высота – 3,45 м, взлетный вес – 5400 кг, вооружение – 1 пулемет MG 151/20 калибра 20 мм и 2 пушки МК 103 калибра 30 мм.

Вv P.209 К концу 1944 г. Верховное командование люфтваффе пришло к выводу, что необходим высотный истребитель с новым, более мощным ТРД HeS 011. Была объявлена «чрезвычайная» истребительная программа, в рамках которой к февралю 1945 г. три предложения поступили от «Мессершмитта», по два от «Фокке-Вульфа» и «Блом и Фосс» (Вv P.209 и Вv P.212) и по одному от «Хейнкеля» и «Юнкерса».



Вv P.209.02

Проект одноместного самолета Вv P.209, представленный на конкурс, разрабатывался в двух вариантах – P.209.01 и P.209.02. В задней части фюзеляжа самолета устанавливался ТРД

HeS 011, кабина летчика находилась над каналом воздухозаборника. Основные стойки шасси убирались вперед в нижнюю часть фюзеляжа, а передняя опора – назад в носовую часть фюзеляжа с небольшим смещением вправо (входное устройство воздухозаборника было немного смещено влево).

Вариант P.209.01 (октябрь 1944 г.) имел крыло нормальной стреловидности, на его законцовках имелись небольшие отклоненные вниз поверхности управления, в носовой части фюзеляжа снизу монтировались две пушки МК 108. Вариант P.209.02 имел крыло обратной стреловидности, вооружение состояло из трех пушек МК 108. Проект P.209 не реализовывался.

Характеристики Bv P.209.01: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 10,65 м и его площадь – 13,0 м², длина самолета – 7,3 м, высота – 2,5 м, вес пустого – 3470 кг, взлетный вес – 4690 кг, максимальная скорость на высоте 8800 м – 900 км/ч, практический потолок – 11 200 м, скороподъемность – 25,8 м/с, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Характеристики Bv P.209.02: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,1 м и его площадь – 14,0 м², длина самолета – 9,2 м, высота – 3,38 м, вес пустого – 2674 кг, взлетный вес – 4094 кг, максимальная скорость на высоте 9000 м – 988 км/ч, практический потолок – 12 000 м, скороподъемность – 26,0 м/с, дальность – 1025 км, максимальная продолжительность полета – 1,5 часа, вооружение – 3 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Bv P.210

Проект легкого истребителя (14 сентября 1944 г.) схемы «бесхвостка», участвовавший в конкурсе по программе «народного истребителя» (Volksjager). Фактически являлся переделкой проекта Bv P.208 под ТРД BMW 003A-1, который был установлен в задней части фюзеляжа. Для взлета предполагалось использовать стартовые ускорители, основные стойки шасси убирались с поворотом на 90° в обтекатель под фюзеляжем, передняя опора также с поворотом убиралась в нишу внутри воздухозаборника. В носовой части фюзеляжа размещались две пушки МК 108 или два пулемета MG 151/20. Проект не реализовывался.

Характеристики Bv P.208: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003A-1 тягой 800 кгс, размах крыла – 8,4 м и его площадь – 15,0 м², длина самолета – 7,1 м, высота – 2,6 м, вес пустого – 2480 кг, взлетный вес – 3700 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 860 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм или 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Bv P.211

Еще один проект (14 сентября 1944 г.) одноместного истребителя с двигателем BMW 003A-1, участвовавший в конкурсе на разработку Volksjager. Разрабатывался в двух версиях – P.211/01 и P.211/02.

Версия Bv P.211/01 являлась модернизацией проекта Bv P.210, самолет имел стреловидное крыло и стреловидное хвостовое оперение. В носовой части фюзеляжа располагались две пушки МК 108.

Самолет Bv P.211/02 имел прямое крыло и расположенное на хвостовой балке такое же прямое оперение. Двигатель располагался в фюзеляже, две пушки МК 108 были установлены по бокам воздухозаборника. Конструкция самолета на 58 % выполнялась из стали, на 23 % из дерева, на 13 % из алюминиевых сплавов и на 6 % из других материалов. Проект Bv P.211/02 получил высшие оценки конкурсной комиссии, но контракт на постройку серийных «народных истребителей» все же был выдан фирме «Хейнкель», так как истребитель He 162 был несколько менее трудоемким в производстве, а также использовал в своей конструкции стойки шасси от Bf 109.

Характеристики P.211/01: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003A-1 тягой 800 кгс, размах крыла – 8,4 м и его площадь – 15,0 м², длина самолета – 8,7 м, высота – 2,7 м, вес пустого – 2580 кг, взлетный вес – 3500 кг, максимальная скорость на

высоте 8000 м – 860 км/ч, скороподъемность – 17,8 м/с, практический потолок – 11 100 м, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Характеристики Р.211/02: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003А-1 тягой 800 кгс, размах крыла – 7,6 м и его площадь – 12,87 м², длина самолета – 8,06 м, высота – 2,43 м, вес пустого – 1930 кг, взлетный вес – 2760 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 767 км/ч, практический потолок – 11 000 м, скороподъемность у земли – 14,05 м/с, дальность – 550 км, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

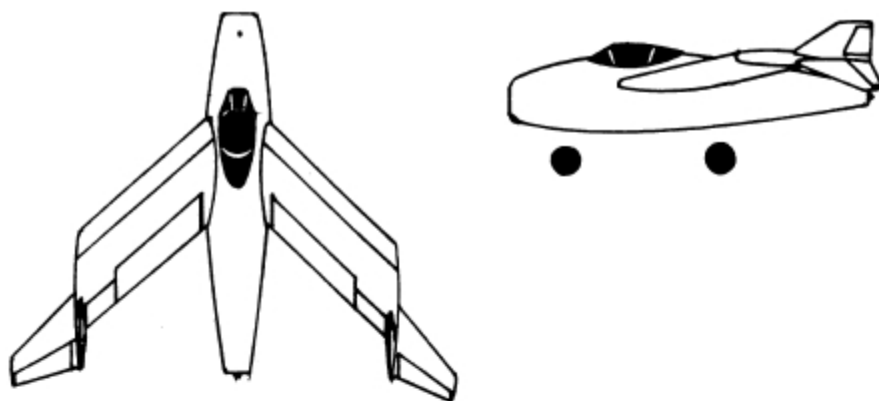
Bv P.212

Проект Bv P.212 представлял собой еще одну модификацию Bv P.210, в качестве силовой установки предполагалось использовать ТРД HeS 011А. Рассматривались три версии – Р.212.01, Р.212.02 и Р.212.03.

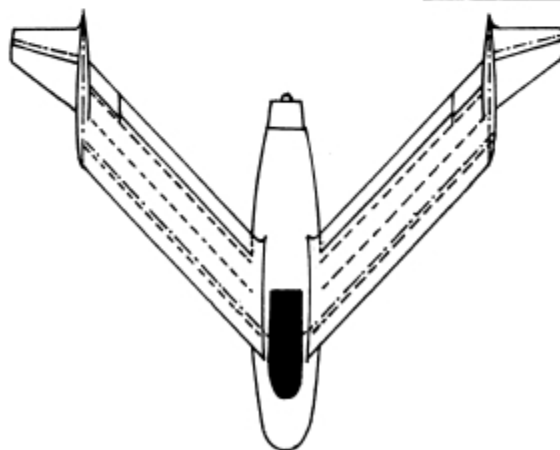
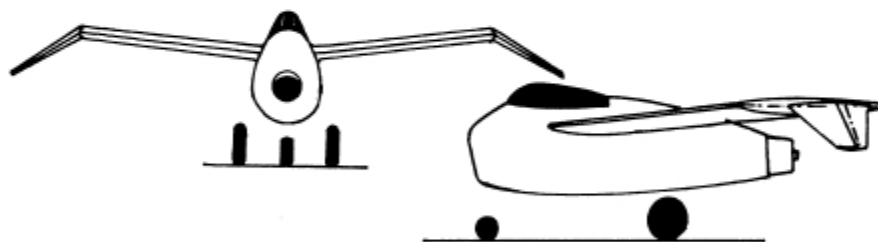
Первая версия, Р.212.01, имела короткий приземистый фюзеляж, крыло со стреловидностью по передней кромке 45° и небольшим поперечным V. Около законцовок крыла располагались два небольших кия. Проект закончен к 21 ноября 1944 г.

Р.212.02 являлся модификацией предыдущей версии с более длинным фюзеляжем и отогнутыми книзу законцовками крыла с небольшими поверхностями управления. В носовой части фюзеляжа устанавливались четыре пушки. Проект закончен 27 ноября 1944 г.

Третья версия, Р.212.03, законченная в январе 1945 г., которая и выставлялась на конкурс в рамках «чрезвычайной» истребительной программы, имела еще более удлиненный фюзеляж для размещения баков с увеличенным запасом топлива. Крыло имело стреловидность по передней кромке 40° и четко выраженное поперечное V. На законцовках крыла располагались маленькие кили и стабилизаторы с рулями. Рассматривались различные варианты вооружения: две пушки МК 108 в носовой части фюзеляжа и одна бомба SC 500 под фюзеляжем, три пушки МК 108 в носовой части и 24 ракеты R4М под крылом, семь пушек МК 108 (три в носовой части, одна под фюзеляжем и две в консолях крыла).



Bv P.212



Bv P.212 (вариант)

Хотя по итогам конкурса победителем вышел истребитель Та 183 фирмы «Фокке-Вульф», 23 февраля 1945 г. RLM заказало фирме «Блом и Фосс» три опытных образца самолета Bv P.212 с началом работ в мае 1945 г. Постройка первой машины должна была закончиться к середине августа, а вторая машина должна была быть готова к сентябрю.

Однако окончание войны прервало все работы по Bv P.212.

Характеристики P.212.03: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011A тягой 1300 кгс, силовая установка – размах крыла – 9,5 м и его площадь 14,0 м², длина – 7,4 м, высота – 2,62 м, вес пустого – 2710 кг, взлетный вес – 4180 кг, скорость максимальная на высоте 7000 м – 965 км/ч, практический потолок – 12 400 м, скороподъемность у земли – 21,3 м/с, дальность – 1125 км.

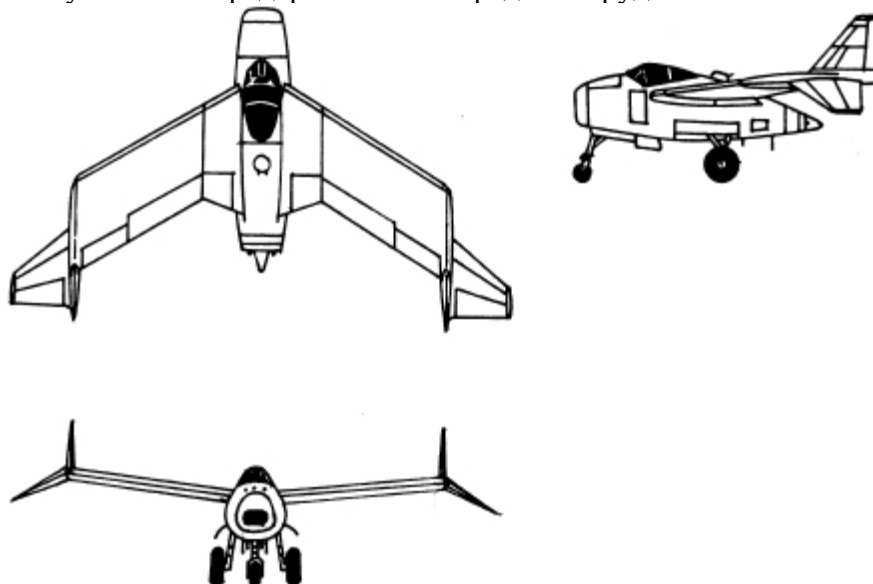
Bv P.215

В конце января 1944 г. RLM выпустило спецификацию на ночной истребитель, который должен был иметь четыре пушки, радиолокатор FuG 240 или FuG 244, развивать скорость до 900 км/ч и находиться в воздухе до четырех часов.

При проектировании самолета на фирме «Блом и Фосс» за основу взяли проект Bv P.212. В хвостовой части фюзеляжа размещались два двигателя HeS 011, на законцовках крыла были установлены дополнительные небольшие вертикальные поверхности управления. Топливные баки находились в крыле, была предусмотрена система предварительного подогрева топлива перед подачей в двигатель. В гермокабине на катапультируемых креслах размещались летчик, оператор радара (сбоку от летчика) и штурман (сзади лицом к хвосту), выполнявший одновременно функции стрелка-радиста.

Предполагалось установить перед кабиной в верхней части фюзеляжа неподвижное пушечное вооружение, а за кабиной одну или две дистанционно управляемые пулеметные турели FHL 151 для обстрела задней полусферы. Предусматривалась возможность подвески под фюзеляжем двух бомб SC 250 или SC 500, а также установки 8 пусковых устройств с 56 ракетами R4M. Рассматривались следующие варианты установки пушечного и ракетного вооружения: 4 пушки МК 108 и 56 ракет R4M, 5 пушек МК 108, 2 пушки МК 112, 4 пушки MG 213 калибра 30 мм и 56 ракет R4M, 6 пушек MG 213.

Конструкция самолета цельнометаллическая, кроме деревянных поверхностей управления и обтекателя носовой части фюзеляжа. Последнее обстоятельство связывалось с установкой радара FuG 244 и радиооборудования.



Bv P.215

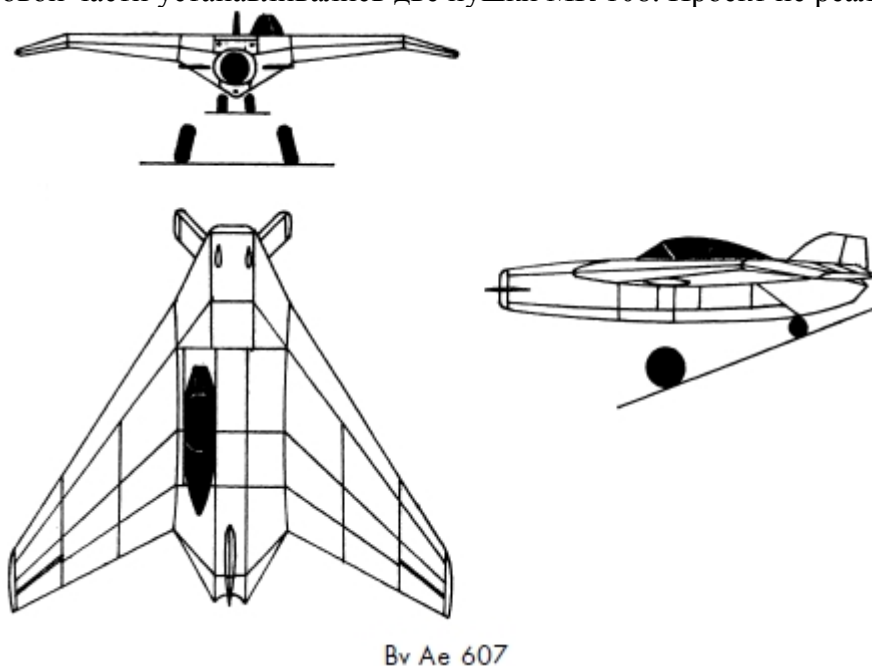
20 марта 1945 г. Bv P.215 приняли в качестве прототипа для разработки конструкции будущего ночного истребителя, однако окончание войны прервало работу в этом направлении.

Характеристики Bv P.215/02: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 x ТРД HeS 011A тягой по 1300 кгс, размах крыла – 14,4 м и его площадь – 54,76 м², длина самолета – 11,6 м, высота – 5,0 м, вес пустого – 7400 кг, взлетный вес – 14 680 кг, емкость топливных баков – 7800 л, максимальная скорость на высоте 8500 м – 870 км/ч, скороподъемность у земли – 10 м/с, практический потолок – 14 800 м, дальность – 2340 км, продолжительность полета при одном работающем двигателе на высоте 6000 м – 5,2 часа, рабочий диапазон радара FuG 244 – от 0,2 до 50 км.

Bv Ae 607/P.217

Проект одноместного истребителя-«бесхвостки» с передним горизонтальным оперением разрабатывался на фирме «Блом и Фосс» в феврале 1945 г. Кабина летчика была смещена влево, законцовки крыла отогнуты вниз. В качестве силовой установки

предполагалось применить ТРД HeS 011 с центральным воздухозаборником в носовой части фюзеляжа, в носовой части устанавливались две пушки МК 108. Проект не реализовывался.



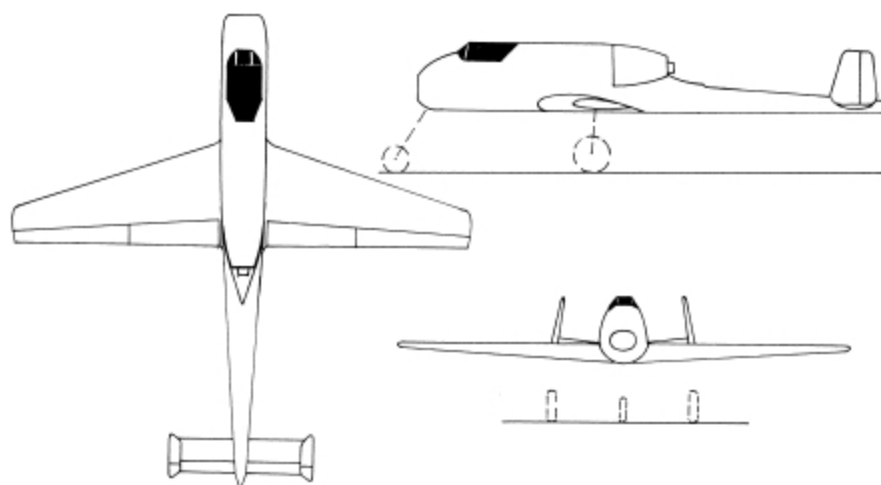
Bv Ae 607

Характеристики Bv Ae 607/P.217: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011А тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,0 м и его площадь – 26,0 м², длина самолета – 7,5 м, высота – 2,9 м, вооружение – 3 пушки МК 108 калибра 30 мм.

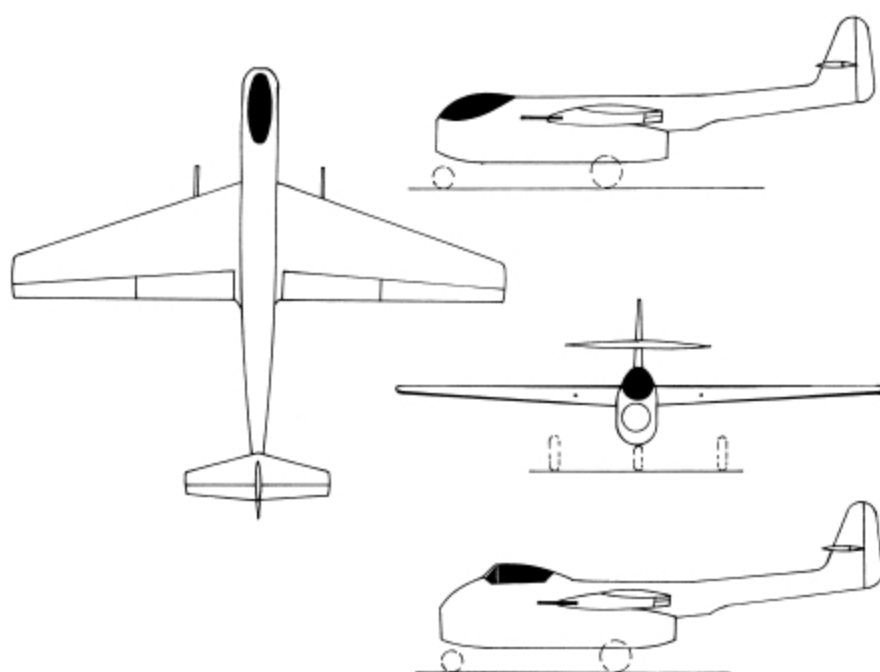
BMW Strahljager

Проект самолета BMW Strahljager с ТРД BMW 003А был разработан самолетным отделением фирмы Bayerische Motoren Werke GmbH в рамках программы «народного истребителя». Всего было разработано пять версий.

Strahljager I разработали к ноябрю 1944 г. в четырех вариантах. Первый вариант Strahljager I имел двигатель BMW 003, установленный за кабиной пилота в фюзеляже. Воздухозаборник располагался в носовой части фюзеляжа под кабиной, на хвостовой балке – двухкилевое оперение. Крыло было стреловидным по передней кромке и прямым по задней кромке.

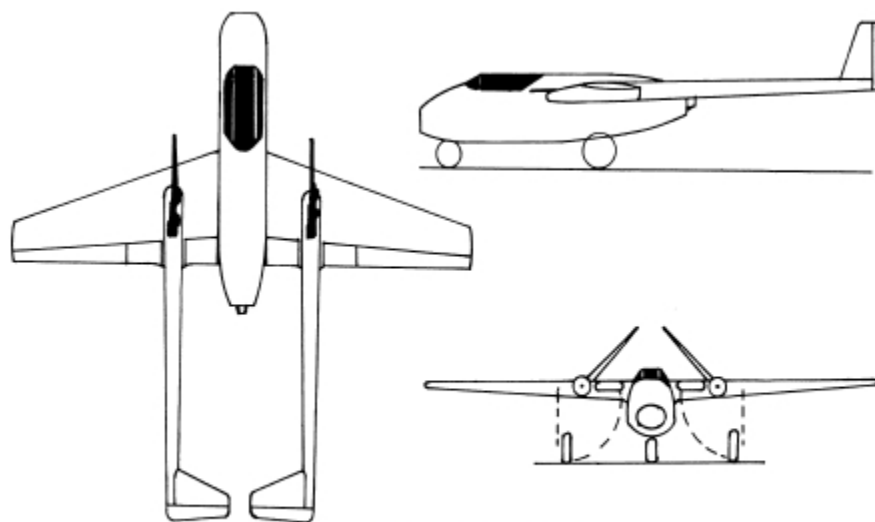


BMW Strahljäger I



BMW Strahljäger II

Второй вариант, Strahljäger II, имел однокилевое хвостовое оперение и двигатель в нижней части фюзеляжа, передняя стойка шасси убиралась в нишу внутри воздухозаборника. Крыло было точно таким же, как и у самолета проекта I. Кабина находилась над воздухозаборником и двигателем, было проработано два варианта расположения летчика в кабине: сидячее и лежащее. Две пушки МК 103 размещались в крыле.



BMW Strahljager III

Третий вариант, Strahljager III, выполнялся по двухбалочной схеме с размещенным в фюзеляже двигателем. Впереди двигателя находилась кабина летчика, входное устройство воздухозаборника размещалось в носовой части фюзеляжа. Каналы, соединявшие воздухозаборник с двигателем, обходили кабину с боков снизу. Крыло было точно таким же, как и у первых двух проектов. Площадь крыла была увеличена до 19 м². На хвостовых концах балок устанавливались наклоненные внутрь кили с рулями, используемыми одновременно как рули высоты и рули поворота. В носовых частях балок устанавливались две пушки МК 103.

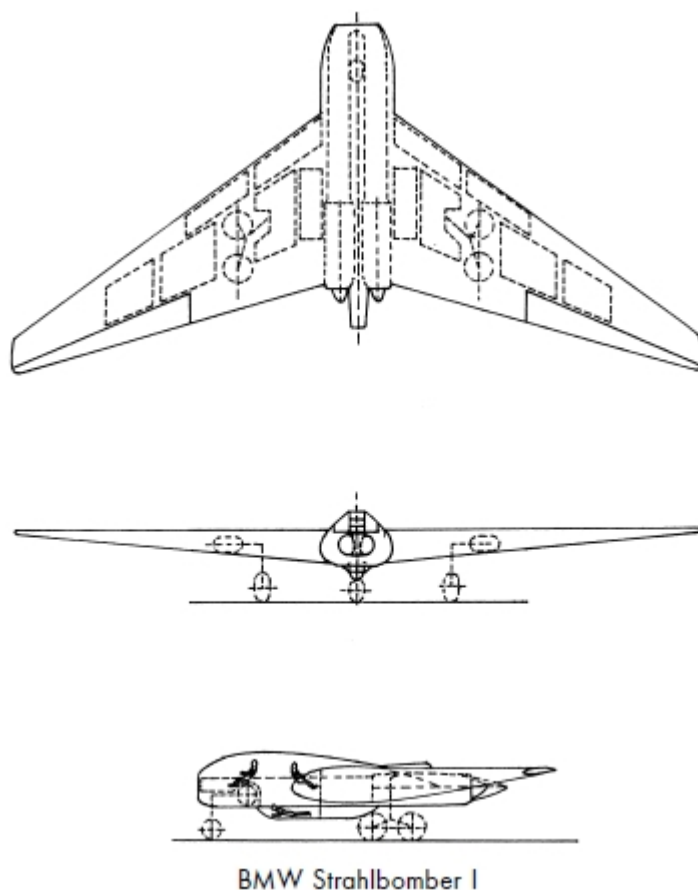
Четвертый вариант, Strahljager IV, оснащался ТРД BMW 018, по компоновке походил на проект II. Однако самолет проекта IV имел большие габариты, площадь стреловидного крыла составляла 60 м², взлетный вес – 10 600 кг, две пушки МК 108 располагались в носовой части фюзеляжа.

Параллельно был разработан пятый вариант истребителя, который оснащался одним двигателем HeS 011. Воздухозаборник располагался ниже кабины летчика, двигатель располагался снизу в центральной части фюзеляжа. Было перепроектировано крыло и установлено однокилевое хвостовое оперение. Ни один из вариантов проекта не был реализован из-за недостатка производственных мощностей. Работы были прекращены, когда высшее командование люфтваффе приняло решение в пользу He 162.

Характеристики BMW Strahljager I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003 тягой 800 кгс, площадь крыла – 15 м², взлетный вес – 2800 кг, вооружение – две пушки МК 108 калибра 30 мм.

BMW Strahlbomber

BMW Strahlbomber I – проект бомбардировщика-«бесхвостки» с шестью ТРД BMW 003. Расположение двигателей – два в нижней части фюзеляжа по бокам кабины экипажа и по два с общим воздухозаборником в каждой консоли крыла. Горизонтальное хвостовое оперение отсутствовало. Участвовал в конкурсе в рамках программы создания дальнего реактивного бомбардировщика. Экипаж из двух человек размещался в гермокабине, в хвостовой части фюзеляжа находилось оборонительное вооружение из двух пушек МК 108.



BMW Strahlbomber II – проект бомбардировщика схемы «летающее крыло», участвовал в конкурсе в рамках программы создания дальнего реактивного бомбардировщика. Предполагалось установить в задней части центроплана два ТРД BMW 018 с общим воздухозаборником в носовой части самолета. Экипаж состоял из трех человек, причем бомбардир располагался лежа в подфюзеляжном бронированном обтекателе. В хвостовой части центроплана располагалась дистанционно управляемая штурманом установка с двумя пушками МК 108. Проект не реализовывался.

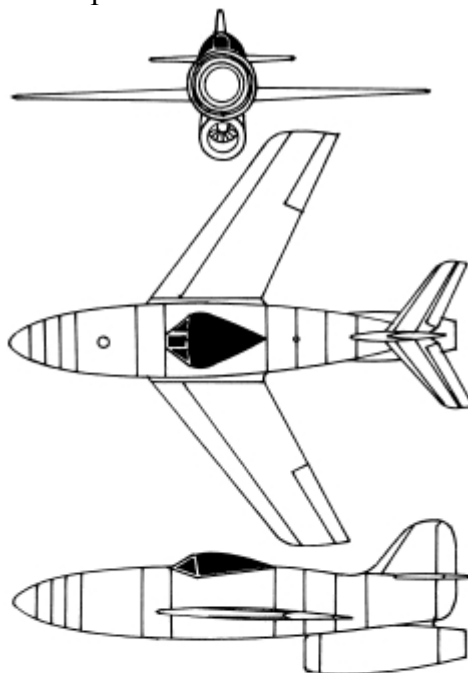
Характеристики BMW Strahlbomber I: экипаж – 2 человека, силовая установка – 6 х ТРД BMW 003 тягой по 800 кгс, размах крыла – 26,5 м и его площадь – 100,0 м², длина самолета – 18,0 м, высота – 4,35 м, взлетный вес – 25 000 кг, максимальная скорость – 820 км/ч, дальность – 2600 км, бомбовая нагрузка – 5000 кг.

Характеристики BMW Strahlbomber II: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс, размах крыла – 35,5 м и его площадь – 115,7 м², длина самолета – 18,0 м, высота – 4,5 м, взлетный вес – 31 500 кг, максимальная скорость – 950 км/ч, дальность – 4000 км, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм и 5000 кг бомб.

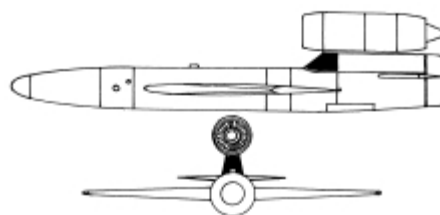
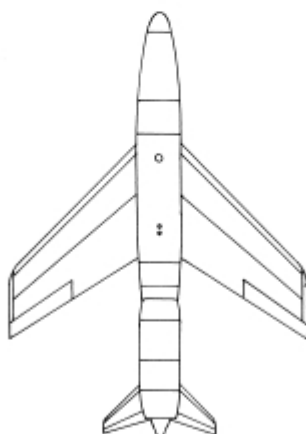
DB P.E/DB P.F

Фирма «Даймлер-Бенц» разработала в двух вариантах проект самолета-снаряда, предназначенный для подвески под самолетом-носителем DB P.B. Schnellbombertrager (см. ниже), который мог нести под крылом 5 самолетов-снарядов DB P.E или 6 самолетов-снарядов DB P.F. Самолет-снаряд DB P.E оснащался ТРД HeS 011, который устанавливался под фюзеляжем в хвостовой части. Шасси отсутствовало, в носовой части фюзеляжа располагался боевой заряд весом 2000 кг. Предполагалось, что после наведения на цель летчик катапультируется из кабины. Второй вариант самолета-снаряда DB P.F имел ТРД BMW 018, установленный над кабиной, что давало летчику шанс в аварийной ситуации совершить вынужденную посадку на фюзеляж. В носовой части фюзеляжа размещался боевой заряд весом 3000 кг. После наведения на цель своего самолета летчик сбрасывал расположенный под ним люк, выпадал из кабины, а затем спускался на парашюте. Проект не

реализовывался.



DB P.E



DB P.F

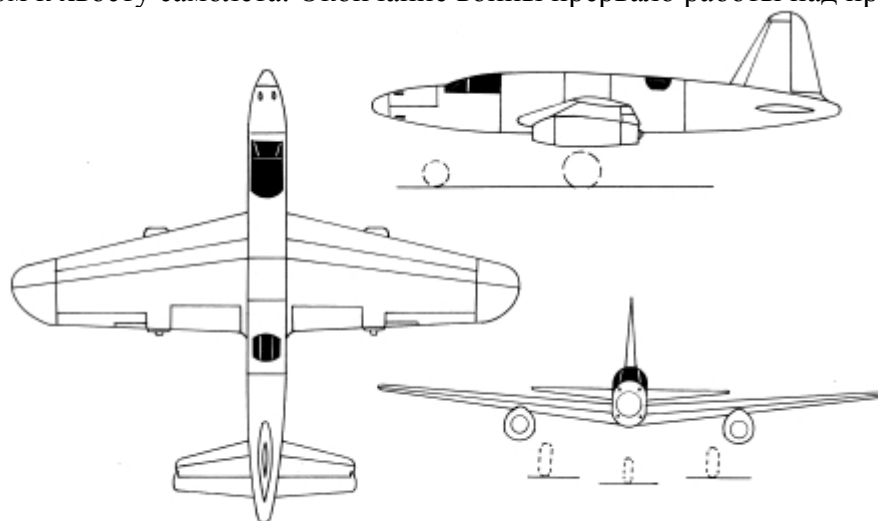
Характеристики DB P.E: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,5 м, длина самолета – 9,2 м, высота – 3,2 м, максимальная скорость – 1000 км/ч.

Характеристики DB P.F: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 9,0 м, длина самолета – 12,96 м, высота – 3,0 м, максимальная скорость – 1050 км/ч.

Do P.256

Проект трехместного самолета Do P.256 в вариантах ночного истребителя и высотного истребителя разрабатывался в марте 1945 г. Самолет в обоих вариантах оснащался двумя ТРД HeS 011, подвешенными под крылом, для взлета применялись стартовые ускорители.

Летчик и оператор радара располагались в носовой кабине рядом, а стрелок – в задней кабине лицом к хвосту самолета. Окончание войны прервало работы над проектом.



Do P.256

Характеристики Do P.256/1: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 15,45 м и его площадь – 41,0 м², длина самолета – 13,6 м, высота – 5,5 м, вес пустого – 6859 кг, взлетный вес – 11 300 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 882 км/ч, дальность – 1550 км, скороподъемность у земли – 11,2 м/с, практический потолок – 13 330 м, продолжительность полета на высоте 10 000 м – 1,75 часа, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм в носу и 2 пушки МК 108 для стрельбы вверх.

Do P. Ente

В 1944 г. фирма «Дорнье» начала разработку проекта дальнего истребителя Do P. Ente («Утка»), оснащенного тремя ТРД HeS 011. Самолет выполнялся по схеме «утка», три двигателя располагались в хвостовой части фюзеляжа. Воздух в двигатели подавался по каналу от боковых воздухозаборников и от щелей отсоса пограничного слоя с крыла. Кабина летчика располагалась в носовой части фюзеляжа. Из-за проблем с двигателями HeS 011 проект был отменен.

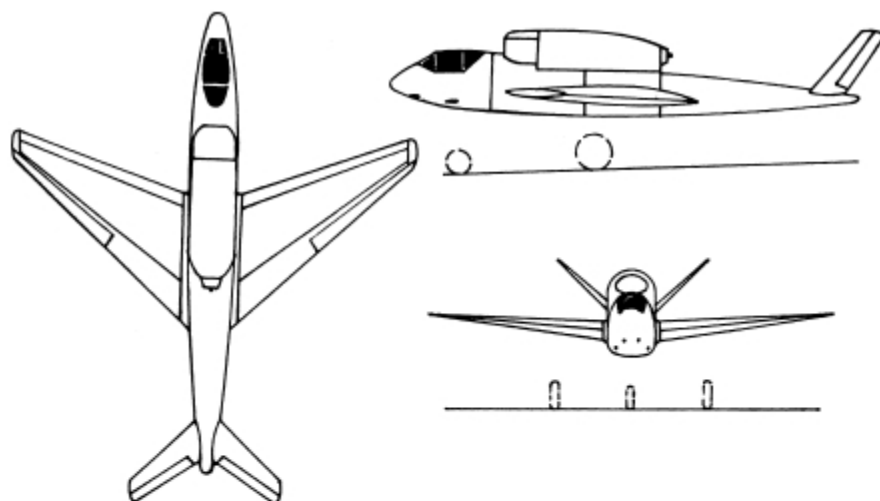
Характеристики Do P. Ente: экипаж – 1 человек, силовая установка – три ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, взлетный вес – 12 225 кг, максимальная скорость – 830 км/ч, дальность – 1000 км, практический потолок – 12 500 м, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм и 2 пушки МК 213 калибра 20 мм.

Do Schnellbomber

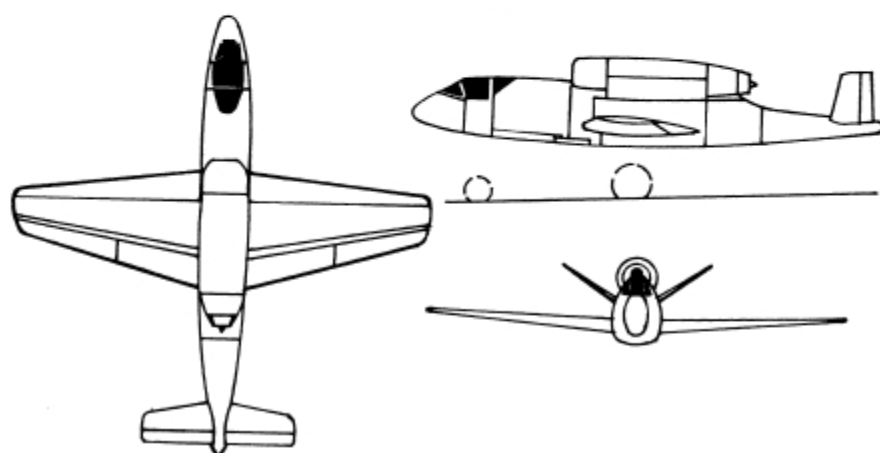
Проект скоростного бомбардировщика Do Schnellbomber разрабатывался в самом конце войны. Самолет длиной 21,66 м имел прямое крыло размахом 17,0 м и прямой хвостовой стабилизатор. Разрабатывался в двух вариантах – Schnellbomber I с двумя ТРД He S 011 под крылом и Schnellbomber II с четырьмя ТРД He S 011 (два под крылом и два над крылом вблизи фюзеляжа).

Fw Vorschlag 1/Vorschlag 2

К 7 декабря 1942 г. «Фокке-Вульф» представила проект одноместного истребителя, известный как Fw Vorschlag 1 («Предложение 1»). Это был, вероятно, один из самых ранних проектов самолета с крылом обратной стреловидности. Он должен был оснащаться ТРД BMW P.3302 или Jumo 004, который устанавливался сверху фюзеляжа сразу за кабиной летчика и имел мотыльковое хвостовое оперение. Вооружение состояло из четырех пушек в носу самолета.



Fw Vorschlag 1



Fw Vorschlag 2

Второй вариант самолета, Fw Vorschlag 2, представленный 22 декабря 1942 г., отличался от первого варианта только прямым крылом и имел двигатель BMW P.3302.

Проект не реализовывался, однако RLM использовало эти предложения осенью 1944 г. в качестве основы своих спецификаций на разработку «народного истребителя».

Характеристики Fw Vorschlag 1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004 тягой 900 кгс, размах крыла – 8,2 м и его площадь – 14,0 м², длина самолета – 10,5 м, вес пустого (с BMW P.3302) – 1900 кг, взлетный вес – 3000 кг (с BMW P.3302) и 3350 кг (с Jumo 004), максимальная скорость на высоте 4500 м – 930 км/ч (с Jumo 004), скороподъемность у земли – 21,7 м/с, практический потолок – 10 800 м, продолжительность полета на высоте 6000 м – 45 минут, вооружение – 4 пушки.

Характеристики Fw Vorschlag 2: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW P.3302 тягой 800 кгс, размах крыла – 8,2 м и его площадь – 14,0 м², длина самолета – 9,25 м, вес пустого – 1900 кг, взлетный вес – 3000 кг, максимальная скорость – 800 км/ч, скороподъемность у земли – 11,0 м/с, практический потолок – 10 800 м, продолжительность полета на высоте 6000 м – 45 минут, вооружение – 4 пушки МК 103 калибра 30 мм.

Fw Straljager-Proekt (P.I-P.VII)

С марта 1943 г. и по август 1944 г. разрабатывался новый ряд проектов дневных одноместных истребителей, оснащенных одним двигателем Jumo 004B или Jumo 004C.

Fw P.I, ставший первым в этой серии, представлял собой истребитель обычной схемы с Jumo 004 снизу в передней части фюзеляжа (реданная схема), вооружение состояло из четырех пушек (две в носу и две в корневой части крыла). Основные стойки шасси убирались в крыло, хвостовая стойка – в фюзеляж.

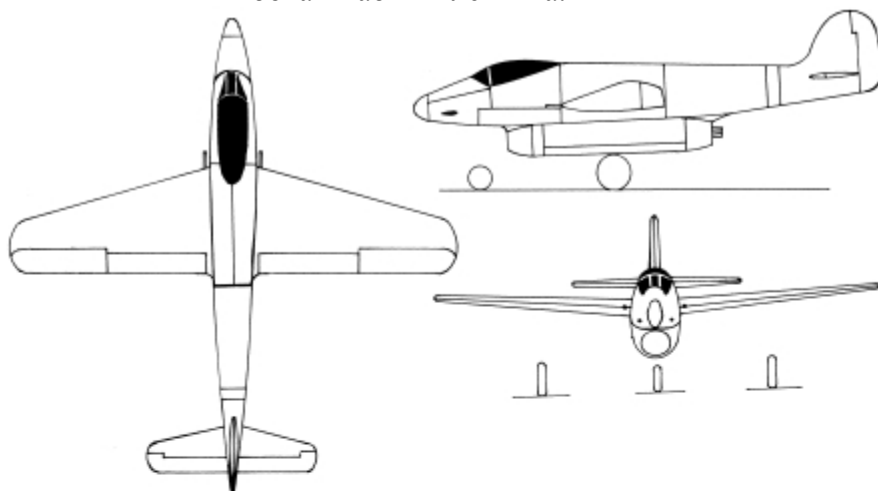
Fw P.II (июнь 1943 г.) имел двигатель, расположенный под фюзеляжем в средней части, передняя стойка шасси убиралась в носовую часть фюзеляжа, основные – в крыло.

Характеристики Fw P.II: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004 тягой 900 кгс, размах крыла – 9,7 м и его площадь – 15,0 м², длина самолета – 9,85 м, вес пустого – 2410 кг, взлетный вес – 3350 кг, максимальная скорость на высоте 4000 м – 870 км/ч, скороподъемность у земли – 20,0 м/с, практический потолок – 12 400 м, дальность – 640 км, вооружение – 2 пушки МК 108 (или МК 103) калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

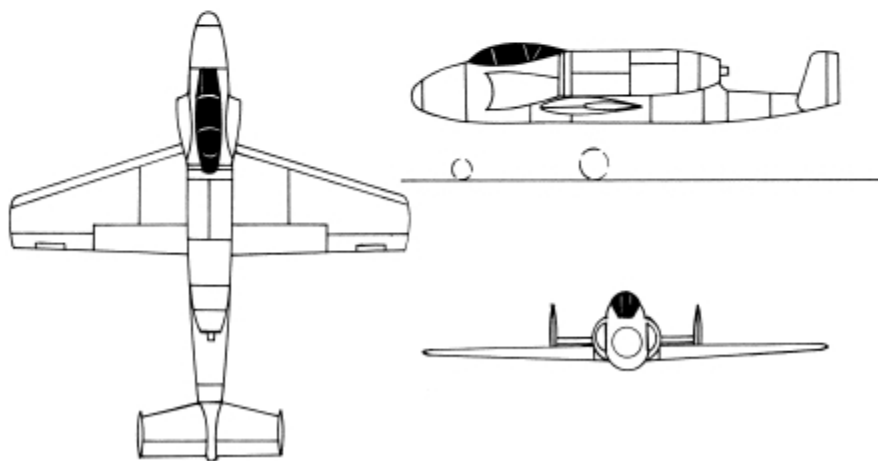
Fw P.III (ноябрь 1943 г.) оснащался ТРД, установленным в верхней части фюзеляжа позади кабины, входные устройства воздухозаборника находились по бокам кабины.

Хвостовое оперение самолета выполнялось с разнесенными киями.

Fw P.IV (декабрь 1943 г.) представлял собой двухбалочный истребитель-перехватчик, оснащенный двигателем HeS 011R (ТРД HeS 011 с дополнительным ЖРД) для улучшения скороподъемности. Входные устройства воздухозаборника двигателя располагались по бокам кабины летчика.



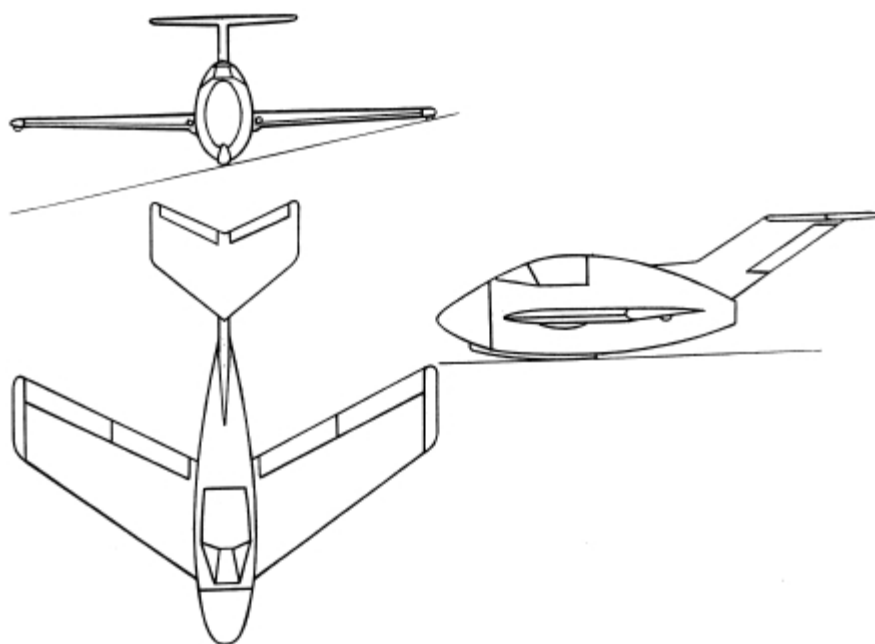
Fw P.II



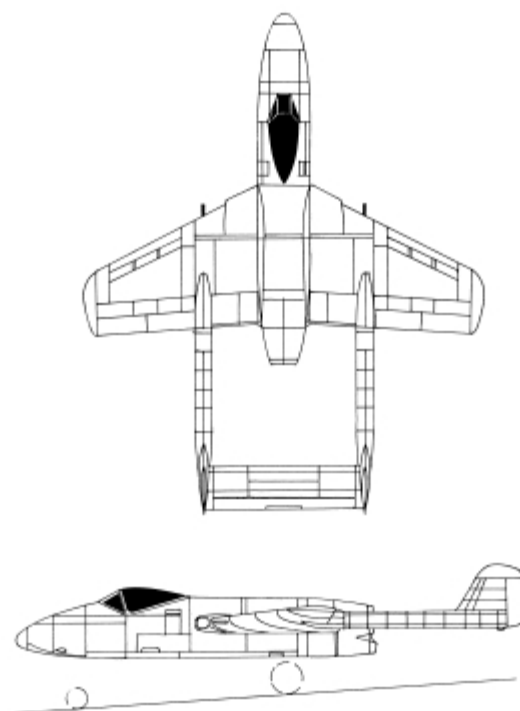
Fw P.III

Fw P.V (январь 1944 г.) – короткий истребитель со стреловидным крылом и Т-образным хвостовым оперением, оснащенный ТРД и ЖРД 509А-1. Шасси трехстоечное, в качестве вооружения предусматривались четыре пушки МК 108 в носу. Стал прототипом для истребителя Ta 183.

Fw P.VI (февраль 1944 г.) – истребитель для полетов на высотах до 14 000 м, представлял собой дальнейшее развитие проекта Fw P.IV, должен был оснащаться ТРД HeS 011А. Входные устройства воздухозаборника располагались в корнях крыла.



Fw P.V

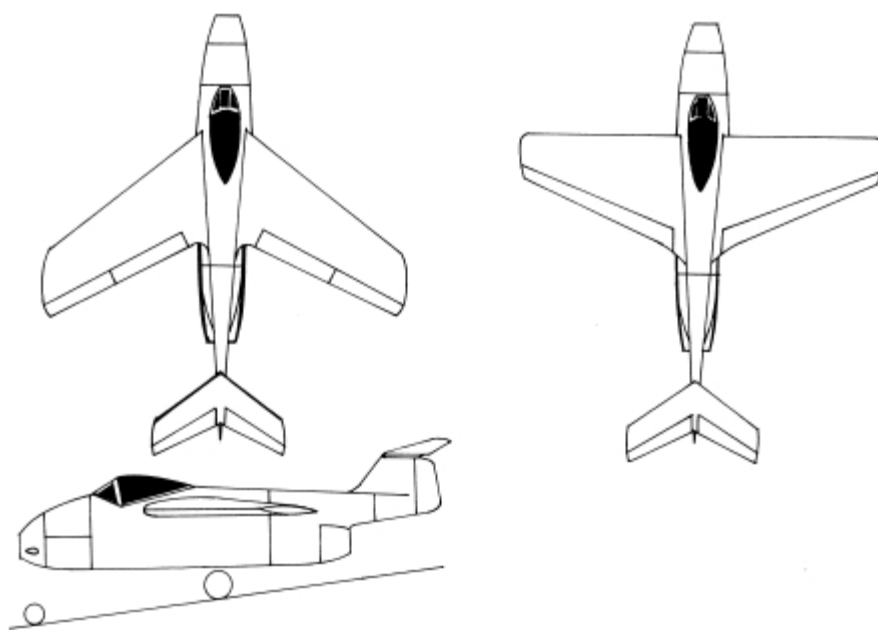


Fw P.VII Flitzer

Fw P.VII Flitzer («Сорвиголова») представлял собой дальнейшее совершенствование предыдущего проекта. Рассматривалось несколько версий, в том числе и версия с ТВД. Изготовленный деревянный полноразмерный макет демонстрировался комиссии RLM, был одобрен, и ему для дальнейших работ присвоили номер Fw 226.

Fw Volksflugzeug

Проект легкого истребителя Fw Volksflugzeug («Народный самолет») разрабатывался по программе Volksjager в сентябре 1944 г. Самолет имел Т-образное хвостовое оперение, ТРД BMW 003 располагался в нижней части фюзеляжа, а воздухозаборник в носовой части. Вооружение составляли две пушки МК 108 по бокам воздухозаборника. Проект делался в четырех вариантах: два варианта со стреловидным крылом и два – с прямым крылом.



Fw Volksflugzeug

Еще один вариант был разработан к октябрю 1944 г., известный как Fw Volks-Flitzer, он немного напоминал Fw 226, но имел ТРД BMW 003. По сравнению с Fw Volksflugzeug он имел несколько больший практический потолок, но проигрывал в скорости и дальности. Так как люфтваффе к тому времени приняло решение в пользу He 162 Volksjager, а производственные мощности «Фокке-Вульфа» были уже полностью заняты выпуском истребителей Fw 190 и Ta 152, проекты Fw Volksflugzeug и Fw Volks-Flitzer не реализовывались.

Характеристики Fw Volksflugzeug: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003 тягой 800 кгс, размах крыла – 7,5 м и его площадь – 13,5 м², длина самолета – 8,8 м, высота – 2,85 м, вес топлива – 660 кг, взлетный вес – 3050 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 820 км/ч, скороподъемность у земли – 14,5 м/с, практический потолок – 10 500 м, продолжительность полета на высоте 10 000 м – 45 минут, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Та 183

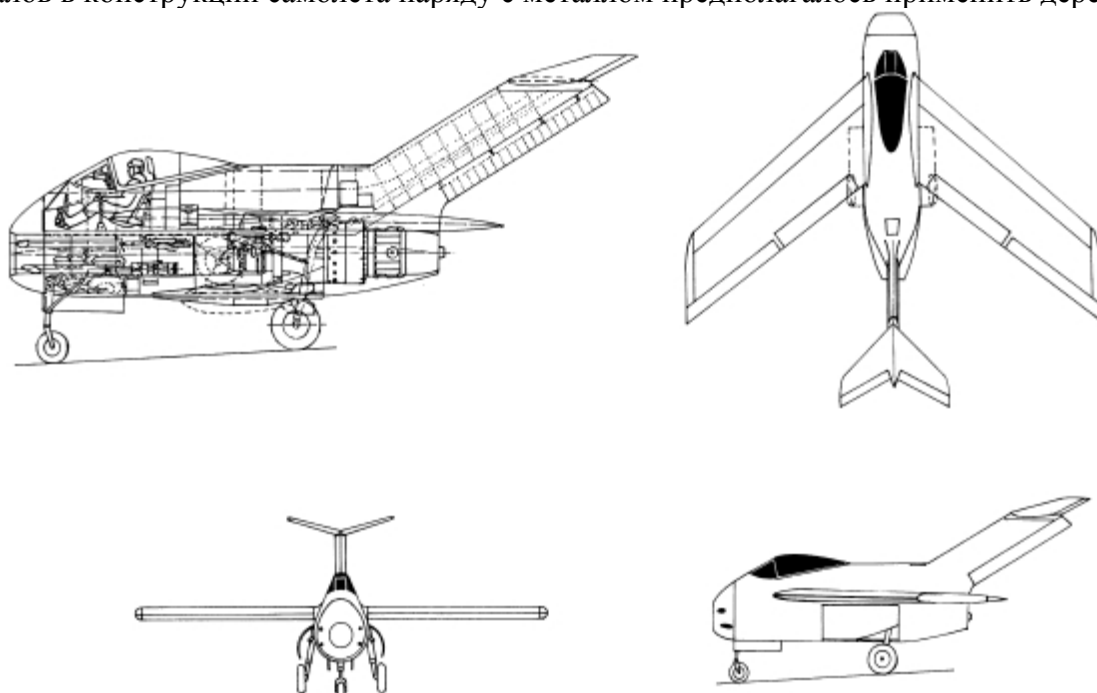
В соответствии с «чрезвычайной» истребительной программой планировалось разработать истребитель для борьбы с высотными бомбардировщиками союзников. Согласно техническим требованиям, разосланным на фирмы в июле 1944 г., самолет должен был оснащаться одним ТРД HeS 011A, иметь максимальную скорость 1000 км/ч на высоте 7000 м, практический потолок около 14 000 м, вооружение – четыре пушки МК 108.

Фирма «Фокке-Вульф» представила на конкурс дальнейшее развитие проекта Fw P.V в четырех модификациях. Первая из них была оборудована комбинированным двигателем HeS 011R, вторая модификация походила на первую, но оснащалась ТРД Jumo 004B и имела увеличенный размах крыла. Третья и четвертая версии имели ТРД HeS 011, но без дополнительного ЖРД. По итогам состоявшихся 27 и 28 февраля 1945 г. в RLM совещаний победителем объявили вторую модификацию проекта фирмы «Фокке-Вульф», которая получила обозначение Ta 183 Huckebein (по имени ворона из мультфильма того времени).

Ta 183 имел короткий фюзеляж, стреловидное крыло, Т-образное хвостовое оперение, двигатель HeS 011 размещался в задней части фюзеляжа. Киль имел стреловидность около 60°. Летчик размещался в герметичной кабине.

Была заказана партия из 16 опытных машин. На первых трех опытных машинах (Ta 183V1 – V3) предполагалось установить двигатель Jumo 004B (в дальнейшем должен заменяться двигателем HeS 011A-0), по бокам входного устройства воздухозаборника устанавливались четыре пушки МК 108 (или две МК 108 и две МК 213). Под фюзеляжем

предусмотрели нишу для подвески в полуутопленном состоянии одной бомбы SD 500 или SC 500, одной ВТ 200 или фотокамеры Rb 20/30. Из-за недостатка высококачественных материалов в конструкции самолета наряду с металлом предполагалось применить дерево.



Та 183

23 февраля 1945 г. был подготовлен график серийного производства самолета. Согласно этому графику, начать летные испытания первого предсерийного самолета должны были не позже сентября 1945 г. Первая серийная машина Та 183 ожидалась к октябрю, а вторая – в начале ноября 1945 г. Общее количество серийных истребителей к концу ноября должно было достичь восьми экземпляров, а в декабре должны быть поставлены еще двадцать самолетов. К маю 1946 г. производство Та 183, как ожидалось, достигнет трех сотен машин в месяц. Однако 8 апреля 1945 г. завод фирмы «Фокке-Вульф» был захвачен английскими войсками.

Характеристики Та 183: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 10,0 м и его площадь – 22,5 м², длина самолета – 9,2 м, высота – 3,86 м, вес пустого – 2980 кг, взлетный вес – 5100 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 962 км/ч, скороподъемность у земли – 24,2 м/с, практический потолок – 14 400 м, дальность – 2150 км, максимальная продолжительность полета – 4,25 часа, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм или 2 пушки МК 108 и 2 пушки МК 213 калибра 20 мм.

Fw 190 TL

Фирма «Фокке-Вульф» исследовала возможность замены поршневого двигателя истребителя Fw 190 реактивным двигателем. В конце 1942 г. был предложен истребитель Fw 190 TL, у которого в носовой части фюзеляжа устанавливался ТРД с двухступенчатым центробежным компрессором, кольцевой камерой сгорания и одноступенчатой турбиной.

Выхлоп продуктов горения был кольцевым, газы истекали по поверхности фюзеляжа, обтекая кабину пилота по бокам и снизу.

Расчеты показывали, что по сравнению с серийным истребителем Fw 190 A-3, оснащенным поршневым двигателем BMW 801D и имевшим максимальную скорость 695 км/ч, реактивный истребитель должен был достичь скорости 850 км/ч на высоте 6000 м. Вооружение истребителя состояло из двух пулеметов MG 17 в фюзеляже и двух пушек MG 151 с каждой стороны фюзеляжа в крыле. Расчетная продолжительность полета составляла один час. Скороподъемность Fw 190TL при 100 % тяги ТРД была много выше скороподъемности Fw 190A-3. Однако из-за недостаточного радиуса действия истребителя и

недостатка подходящих реактивных двигателей развитие этого проекта было остановлено в 1943 г. Кроме того, при таком расположении двигателя возникали некоторые проблемы, одна из которых заключалась в том, что кабину летчика и передний топливный бак необходимо было теплоизолировать от реактивной струи двигателя и обеспечить нормальные условия летчику в кабине во время полета.

Fw 226

Под обозначением Fw 226 разрабатывалось пять различных версий «Флитцера», отличавшихся габаритными размерами. Самолет имел двухбалочное хвостовое оперение и двигатель HeS 011, установленный в задней части фюзеляжа. Входные устройства воздухозаборника двигателя располагались в корневой части крыла по обе стороны фюзеляжа.

Разрабатывались три версии самолета:

- высотный истребитель с ТРД и дополнительным ЖРД HWK 509A-2 для достижения большой скороподъемности;
- машина в таком же исполнении, но с уменьшенным запасом топлива для ЖРД;
- машина без ЖРД, предназначенная для длительного дежурства в воздухе (до 2 часов).

Рассматривались разные варианты вооружения:

- две пушки МК 108 калибра 30 мм в каждой консоли крыла и два пулемета MG 151/20 калибра 20 мм в передней части фюзеляжа;
- одна МК 108 в фюзеляже и два MG 151/20 в крыле;
- две МК 103 калибра 30 мм и два MG 151/15 калибра 15 мм в фюзеляже;
- четыре пушки МК 213 калибра 20 мм.

Поскольку ожидаемые характеристики машины не превосходили характеристики истребителя Me 262, работы по проекту были прекращены в конце 1944 г.

Характеристики Fw 226: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 x ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,0 м и его площадь – 17,0 м², длина самолета – 10,55 м, высота – 2,35 м, вес пустого – 2730 кг, взлетный вес – 4350 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 955 км/ч, скороподъемность у земли – 18,2 м/с, практический потолок – 13 000 м, максимальная продолжительность полета – 110 минут.

Fw 250

Проект одноместного самолета с двумя ТРД HeS 011, законченный в ноябре 1944 г., был разработан в вариантах истребителя, истребителя-бомбардировщика и дальнего истребителя. Свой номер 250 проект получил после того, как несколькими месяцами ранее были прекращены работы по дальнему разведчику и бомбардировщику фирмы «Блом и Фосс» Bv 250, а недостроенные четыре опытные машины пошли на слом.

Fw 250 имел стреловидное крыло, двигатели располагались в фюзеляже с общим воздухозаборником в носовой части, шасси трехстоечное. Вооружение состояло из четырех пушек МК 108 или МК 213, располагавшихся по обе стороны воздухозаборника.

В варианте дальнего истребителя была предусмотрена подвеска под фюзеляжем сбрасываемого дополнительного топливного бака, в варианте истребителя-бомбардировщика подвешивалась бомба SB 1000. Несмотря на то что по некоторым своим характеристикам Fw 250 превосходил своего конкурента Me 262HG III, работы по проекту были свернуты из-за концентрации всех усилий фирмы на выпуске истребителя Ta 183.

Габаритные размеры всех версий были одинаковы: размах крыла – 12,5 м и его площадь – 39,0 м², длина самолета – 12,75 м, высота – 4,06 м, однако другими характеристиками они различались.

Истребитель: взлетный вес – 7400 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 1078 км/ч, скороподъемность у земли – 25,4 м/с, дальность – 1370 км, практический потолок – 15 000 м, максимальная продолжительность полета – 2,17 часа на высоте 11 000 м, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм или МК 213 калибра 20 мм.

Истребитель-бомбардировщик: взлетный вес – 9000 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 1074 км/ч на высоте 8000 м, скороподъемность у земли – 20,6 м/с, дальность

– 1640 км, практический потолок – 14 500 м, максимальная продолжительность полета – 2,48 часа на высоте 11 000 м.

Дальний истребитель: взлетный вес – 8850 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 1068 км/ч на высоте 8000 м, скороподъемность у земли – 20,2 м/с, дальность – 2440 км, практический потолок – 14 000 м, максимальная продолжительность полета – 3,78 часа на высоте 11 000 м.

Fw Super-TL

Проект одноместного истребителя Fw Super-TL реданной схемы выполнялся под руководством инженера фон Халема. В качестве силовой установки использовался ТРД Jumo 004, в носовой части фюзеляжа устанавливались две пушки, крыло и стабилизатор были стреловидными. Fw Super-TL предлагался в качестве объектового перехватчика.

Характеристики Fw Super-TL: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004 тягой 900 кгс, размах крыла – 11,0 м, длина самолета – 10,0 м, вооружение – 2 пушки МК 108.

Fw P.0310252-15

Проект истребителя, конструктивно подобного самолету Ta 183 и оснащенного ТРД HeS 011, разрабатывался в феврале 1945 г.

Характеристики P.0310252-15: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 9,5 м и его площадь – 20,0 м², длина самолета – 9,1 м, высота – 3,65 м, взлетный вес – 4150 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 965 км/ч, практический потолок – 14 600 м, скороподъемность – 25,3 м/с, дальность – 1740 км, максимальная продолжительность полета – 2 часа, вооружение – 2 пушки МК 108.

Fw P.011

Проект трехместного ночного истребителя с двигателями HeS 011 разрабатывался в феврале – марте 1945 г., выполнялся в нескольких вариантах.

P.011-45 (7 февраля 1945 г.) – с двумя ТРД в средней части фюзеляжа.

Характеристики P. 011–45: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 16,0 м и его площадь – 50,0 м², длина самолета – 14,55 м, высота – 5,0 м, вес пустого – 6415 кг, взлетный вес – 12 000 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 900 км/ч, практический потолок – 14 200 м, скороподъемность – 20,0 м/с, максимальная продолжительность полета – 2 часа 40 минут, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм для стрельбы вперед или 2 МК 108 для стрельбы вперед и 2 МК 108 для стрельбы вверх.

P.011-46 (19 марта 1945 г.) – в двух вариантах (P.011-46/2 и P. 011–46/3) с двумя ТРД снизу в передней части фюзеляжа (реданная схема), различались размерами.

Характеристики P. 011–46/2: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 14,1 м и его площадь – 40,0 м², длина самолета – 13,52 м, высота – 5,0 м, вес пустого – 6170 кг, взлетный вес – 11 750 кг, максимальная скорость на высоте 5500 м – 945 км/ч, практический потолок – 13 300 м, скороподъемность – 16,0 м/с, максимальная продолжительность полета – 3,5 часа, вооружение – 4 пушки МК 108 для стрельбы вперед и 2 МК 108 для стрельбы вверх.

Характеристики P. 011–46/3: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 19,4 м и его площадь – 75,0 м², длина самолета – 19,1 м, высота – 5,4 м, вес пустого – 10 032 кг, взлетный вес – 19 600 кг.

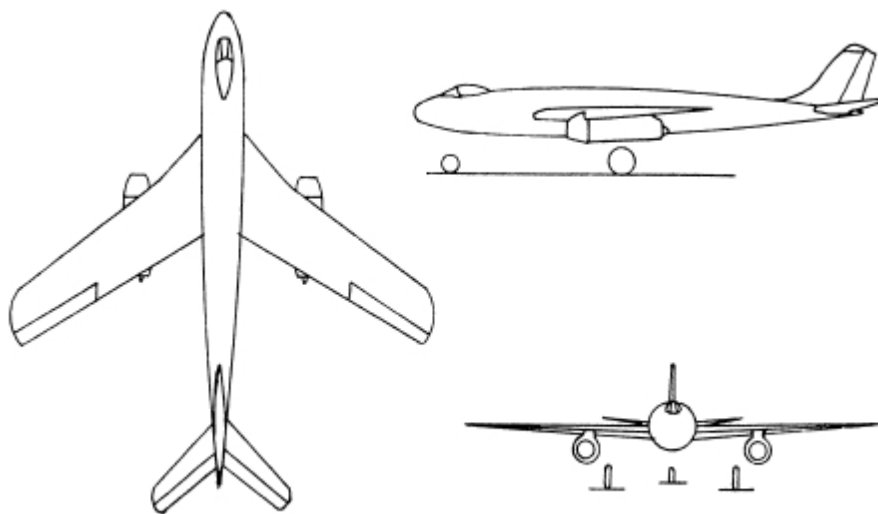
P.011-47 (19 марта 1945 г.) – с тремя ТРД (P.011-47/4 с одним двигателем под кабиной и двумя двигателями под крылом и P. 011–47/5 с двумя двигателями под кабиной с общим центральным воздухозаборником и одним двигателем в хвостовой части с входными устройствами воздухозаборника по бокам фюзеляжа).

Проект не реализовывался.

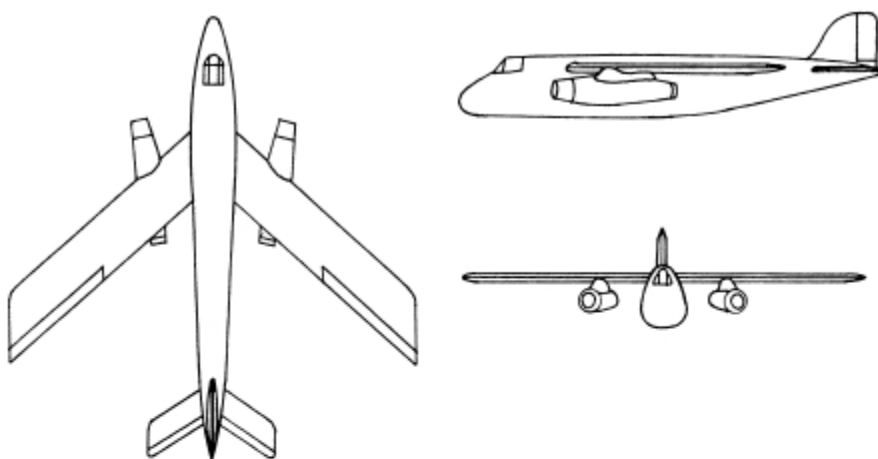
Fw P.0310239 (1000-1000-1000-Bomber Projekt)

Весной 1944 г. под руководством Х. фон Халема и Д. Кюхеманна разрабатывался

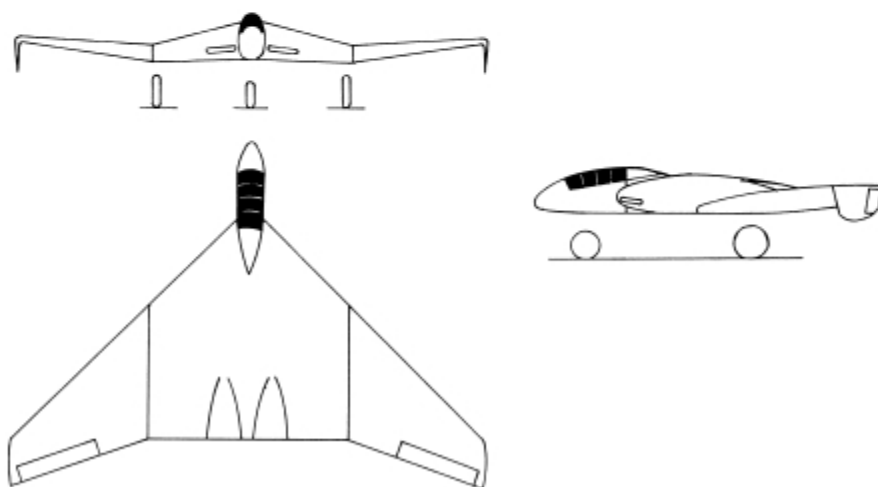
проект одноместного скоростного бомбардировщика под обозначением Fw P.0310239, способного доставлять 1000 кг бомб со скоростью 1000 км/ч на дальность 1000 км. В качестве силовой установки предусматривались два ТРД HeS 011. Разрабатывались два варианта проекта: самолет обычной схемы P.0310239-01 (апрель 1944 г.) и «летающее крыло» P.0310239-10.



Fw P.0310239-01



Fw P.0310239-02



Fw P.0310239-10

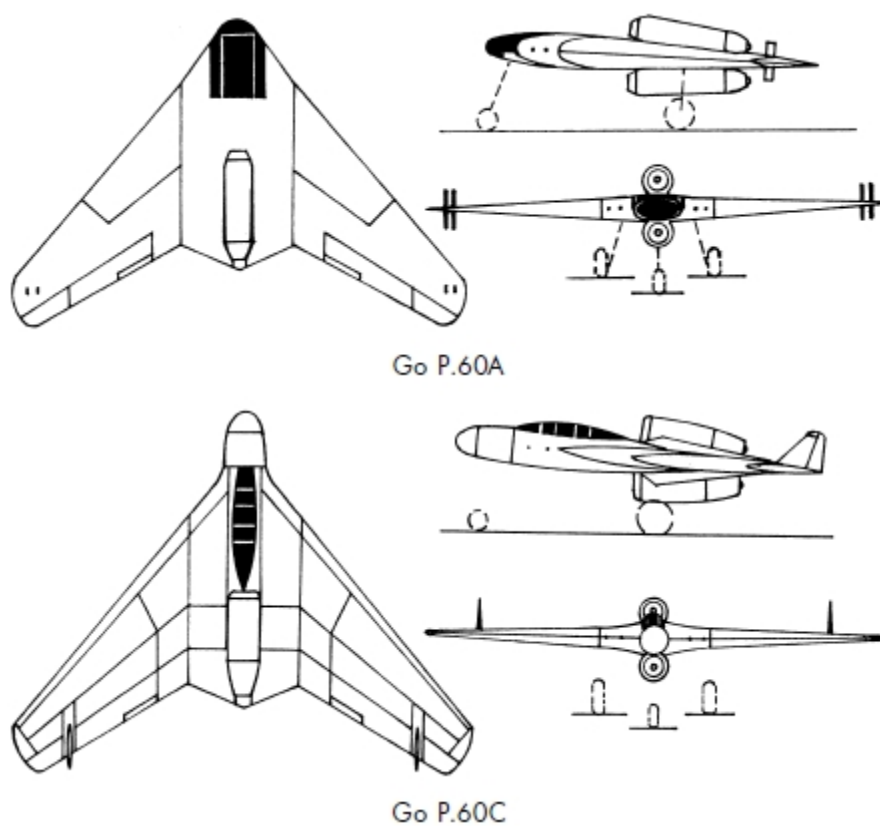
У самолета P.0310239-01 двигатели подвешивались под крылом. У самолета же P.0310239-10 двигатели устанавливались в центроплане, реактивные струи снизу

экранировались крылом, входные устройства воздухозаборника располагались в корне крыла, кроме того, законцовки крыла были отогнуты вниз. Проект не имел продолжения.

Характеристики Р. 0310239-01: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 12,65 м и его площадь – 27 м², длина самолета – 14,2 м, высота – 3,75 м, вес пустого – 4225 кг, взлетный вес – 8100 кг, максимальная скорость на высоте 10 000 м – 1015 км/ч, дальность – 2500 км, практический потолок – 13 500 м, бомбовая нагрузка – одна бомба SB 1000.

Характеристики Р.0310239-10: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 14,0 м и его площадь – 55,0 м², длина – 10,5 м, высота – 2,75 м, вес пустого – 4200 кг, взлетный вес – 8100 кг, максимальная скорость – 1060 км/ч, дальность – 2500 км, практический потолок – 14 000 м, бомбовая нагрузка – одна бомба SB 1000.

Go P.60 В январе 1945 г. фирма «Гота» (Gothaer Waggonfabrik AG) предложила RLM проект самолета Go P.60, который во многом походил на «летающее крыло» Но 229 (Н IX) братьев Хортен (см. ниже). Основное преимущество конструкции Go P.60 была возможность установки ТРД любого типа без переделки всего самолета, что было существенно в условиях агонизирующей авиационной промышленности Германии. Проект Go P.60 разрабатывался в трех вариантах.



Первый вариант проекта, который предназначался для замены Но 229, имел обозначение Go P.60A Deltajager и оснащался двумя ТРД BMW 003 или Jumo 004. Двигатели должны были устанавливаться друг над другом в задней части центроплана, сверху и снизу фюзеляжа. На центроплане предусматривались узлы подвески стартовых ускорителей. Оба члена экипажа располагались в кабине лежа, бок о бок. Вооружение включало четыре пушки

МК 108, установленные попарно с каждой стороны кабины.

В марте 1945 г. был разработан второй вариант самолета Go P.60B Deltajager с двумя ТРД HeS 011A. По компоновке он походил на первый вариант, но имел увеличенные площадь и размах крыла. Размещение обоих членов экипажа и вооружение были такие же, как и в версии P.60A, но полетные характеристики P.60B, как ожидалось, превосходили характеристики предшественника.

Была разработана версия истребителя, оснащенная дополнительным ЖРД HWK 509A, который устанавливался между двумя ТРД. Эта версия получила обозначение Go P.60R, но в дальнейшую работу не пошла.

Третий вариант самолета, P.60C (21 апреля 1945 г.), предлагался в качестве ночного истребителя, он значительно отличался от первых двух вариантов. Оснащался двумя ТРД HeS 011A, экипаж располагался в кабине, сидя друг за другом, в носовой части фюзеляжа устанавливался радар.

Несмотря на то что летные характеристики и управляемость самолета Go P.60 на больших скоростях были лучше, чем у Ho 229, RLM приказал фирме «Гота» прекратить разработку своего самолета и продолжить подготовку производства самолета братьев Хортен.

Под руководством Эрвина Либера инженеры «Готы» разработали два варианта Go P.60R, двухместный перехватчик и тяжелый дневной истребитель. Они представляли собой варианты Go P.60A и Go P.60B, оснащенные дополнительным ЖРД HWK тягой 2000 кгс.

С окончанием войны все работы по Go P.60 прекратились.

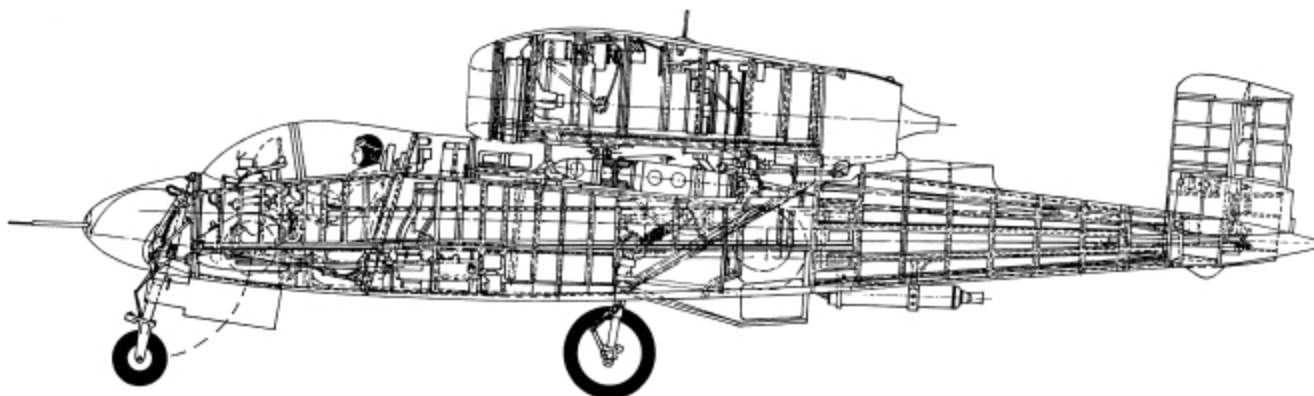
Характеристики Go P.60A: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД BMW 003 тягой по 800 кгс, размах крыла – 14,0 м и его площадь – 55,0 м², длина – 10,5 м, высота – 2,75 м, размах крыла – 12,4 м и его площадь – 46,8 м², длина самолета – 9,5 м, высота – 3,15 м, вес пустого – 4190 кг, взлетный вес – 7450 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 915 км/ч, скороподъемность у земли – 14,0 м/с, практический потолок – 12 500 м, дальность – 1600 км, максимальная продолжительность полета – 2 часа, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Характеристики Go P.60B: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011A тягой по 1300 кгс, размах крыла – 14,0 м и его площадь – 55,0 м², длина – 10,5 м, высота – 2,75 м, размах крыла – 13,5 м и его площадь – 54,7 м², длина самолета – 9,9 м, высота – 3,5 м, вес пустого – 5161 кг, взлетный вес – 9953 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 980 км/ч, скороподъемность у земли – 19,0 м/с, практический потолок – 14 800 м, дальность – 2650 км, максимальная продолжительность полета – 3 часа 6 минут, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм или МК 213 калибра 20 мм.

Характеристики Go P.60G экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011A тягой по 1300 кгс, размах крыла – 13,5 м и его площадь – 54,7 м², длина самолета – 16,9 м, высота – 3,5 м, вес пустого – 5346 кг, взлетный вес – 10 470 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 930 км/ч, практический потолок – 13 300 м, скороподъемность – 17,5 м/с, дальность – 2200 км, максимальная продолжительность полета – 2,82 часа, вооружение – 2 пушки МК 108 или МК 213 в носу и 2 пушки МК 108 или МК 213 для стрельбы вверх.

Характеристики Go P.60R: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011A тягой по 1300 кгс и 1 х ЖРД HWK 509A тягой 1700 кгс, размах крыла – 13,5 м и его площадь – 54,7 м², длина самолета – 11,4 м, взлетный вес – 11 000 кг, максимальная скорость на высоте 5000 м – 980 км/ч, скороподъемность у земли – 50,0 м/с, практический потолок – 14 800 м.

Не 162 8 сентября 1944 г. RLM выдало немецким авиафирмам технические требования на разработку «народного истребителя» (Volksjager). Этот одноместный самолет с одним ТРД BMW 003A должен был весить не более 2000 кг, иметь полетное время не менее 20 минут, максимальную скорость 750 км/ч, взлетную дистанцию не более 500 м. В качестве вооружения предполагалось использовать две пушки калибра 30 мм. Кроме того, машина должна была быть максимально простой в производстве, требовать минимум дефицитных материалов и квалифицированной рабочей силы. Пилотов для этих самолетов предполагалось готовить в организациях гитлерюгенда, преимущественно из выпускников планерной школы в Треббине. В конкурсе эскизных проектов приняли участие фирмы: «Арадо», «Блом и Фосс», «Физелер», «Фокке-Вульф», «Хейнкель», «Юнкерс», «Зибель» и в инициативном порядке «Команда 9» братьев Хортен.



He 162A (компоновочная схема)

Фирма «Хейнкель», работавшая по заданию RLM над проектом самолета такого же класса He P.1073 (см. ниже) с июня 1944 г., в течение нескольких дней переработала старый проект и представила его на конкурс. В итоге совещаний по эскизным проектам, состоявшихся 15 и 19 сентября, победителем признали проект P.211 фирмы «Блом и Фосс», второе место занял проект фирмы «Хейнкель». Однако уже 23 сентября Э. Хейнкель продемонстрировал макет своего самолета, и 29 сентября ему выдали контракт на постройку «народного истребителя» He 162A Salamander («Саламандра») без изготовления опытного образца и проведения его испытаний.

Условия контракта были чрезвычайно жесткими: разработку самолета требовалось завершить к 1 января 1945 г. К 29 октября были готовы чертежи, а уже 6 декабря состоялся первый полет опытной машины He 162V1, пилотируемой летчиком-испытателем капитаном

Петером. Полет прошел относительно благополучно, хотя при попытке развить максимальную скорость оторвалась створка ниши шасси. Однако 10 декабря во время показа самолета высшему командованию при полете на малой высоте у самолета оторвался правый элерон, машина разбилась, а капитан Петер погиб.

Спустя 12 дней взлетел второй опытный самолет He 162V2, на котором установили две пушки МК 108. Самолет имел прямое крыло и разнесенное хвостовое оперение. ТРД BMW 003 устанавливался над фюзеляжем за кабиной. Фюзеляж изготавливался из дюралюминия, а крыло (за исключением законцовок из алюминиевого сплава), створки передней ниши шасси и обшивка отсека радиооборудования – из дерева. В кабине летчика имелся минимум необходимых приборов и катапультируемое кресло (выстреливалось пиропатроном).

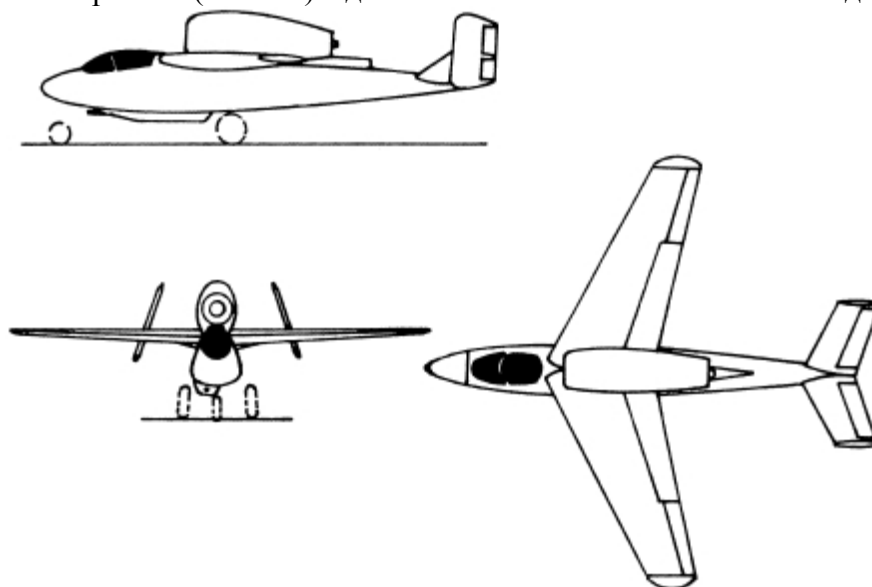
Производство He 162A организовали на заводе фирмы «Хейнкель» в Ростоке, заводе фирмы «Юнкерс» в Бернбурге и заводе «Миттельверке». Предполагаемый темп производства должен был составлять в апреле 1945 г. 1000 машин в месяц, в мае – 2000 машин. Однако множество технических проблем, среди которых основной была катастрофическая нехватка комплектующих, не позволило выполнить требования командования люфтваффе на поставку большого количества опытных образцов и предсерийных самолетов. Поэтому только около сотни истребителей He 162A были поставлены к марту 1945 г.

Параллельно разрабатывались варианты истребителя с более мощными ТРД Jumo 004 или HeS 011. В феврале 1945 г. первый экспериментальный самолет (He 162M12, W.Nr.220018) с Jumo 004 начал летные испытания. Однако из-за дефицита двигателей Jumo 004, которых не хватало даже для комплектации истребителей Me 262, дальнейшие работы в этом направлении были остановлены. Что касается He 162 с двигателем HeS 011, то к концу войны был построен только макет самолета.

В начале 1945 г. фирма приступила к разработке высокоскоростного объектового перехватчика He 162R, оснащенного двигателем BMW 003R (комбинация ТРД BMW 003 и ЖРД BMW 718). Ожидаемая максимальная дальность составляла около 400 км, а

продолжительность полета была ограничена 30 минутами. Дополнительные баки, необходимые для работы ЖРД, существенно увеличили взлетный вес истребителя, поэтому шасси необходимо было усилить. Предполагалось построить две опытные машины, однако из-за отсутствия комбинированных двигателей проект был оставлен в пользу более мощного истребителя Me 262 Heimatschutzer.

С января 1945 г. подразделение Erprobungskommando 162 проводило войсковые испытания двух модификаций машин серии А, отличавшихся друг от друга в основном вооружением – He 162А-1 имел две пушки МК 108, а He 162А-2 – два пулемета MG 151. При нормальном взлетном весе самолета его полетное время составляло двадцать минут, в перегрузочном варианте (2971 кг) с дополнительным запасом топлива – два часа.



He 162C

Первоначально предполагалось создать специальную истребительную группу I/JG 80, но затем приняли решение перевооружить на He 162 истребительную эскадру JG 1. Летный состав первой группы этой эскадры, I/JG 1, прибыл 9 февраля 1945 г. в Пархим для обучения под руководством летчиков-испытателей фирмы «Хейнкель» и для получения новых машин. 31 марта перевооружившаяся группа I/JG 1 получила приказ перебазироваться в Лек. За ней начала осваивать новую технику и II/JG 1, которая прибыла за новыми машинами в Росток.

Следующими в списке на перевооружение стояли III/JG 1 и I/JG 400, однако недостаток топлива и отсутствие времени не позволили их полностью доукомплектовать самолетами He 162. К концу апреля в составе истребительной эскадры JG 1 насчитывалось около 50 машин He 162А. 21 апреля I/JG 1 выполнила первую атаку аэродрома союзников, потеряв при этом один самолет. В конце апреля и начале мая летчики, летавшие на He 162, одержали две воздушные победы. Однако это сопровождалось потерей 13 самолетов (два из них сбиты в воздушном бою, а одиннадцать потеряно в авиакатастрофах), погибли 10 пилотов.

Помимо боевых машин разрабатывалась двухместная тренировочная версия He 162S Doppelsitzer. Этот самолет не имел двигателя и вооружения, оснащался неубираемым шасси и примитивной второй кабиной для инструктора. Однако учебнотренировочный самолет так и не был закончен к окончанию войны.

Всего до мая 1945 г. успели построить 116 самолетов, с окончанием войны большое количество He 162 досталось союзникам, и они тщательно изучались.

Характеристики He 162А-2: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003Е-1 тягой 800 кгс, размах крыла – 7,2 м и его площадь – 11,1 м², длина самолета – 9,03 м, высота – 2,6 м, вес пустого – 1664 кг, взлетный вес – 2466 кг, максимальная скорость – 880 км/ч, практический потолок – 12 000 м, дальность полета – 970 км, вооружение – 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Характеристики He 162R: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003R тягой 2040 кгс, размах крыла – 7,2 м и его площадь – 11,1 м², длина самолета – 9,03 м, высота – 2,6 м, вес пустого – 1788 кг, взлетный вес – 3840 кг, максимальная скорость – 1010 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

He 178 Группа разработки реактивных двигателей фирмы «Хейнкель», руководимая Х. Охайном, в конце февраля – начале марта 1937 г. получила первые положительные результаты при испытаниях макетного образца двигателя HeS 1 с центробежным компрессором, работавшим на водороде. Сразу же после этого Э. Хейнкель поставил перед группой задачу довести двигатель до летной годности, поэтому в конце мая 1937 г. начались работы над новым двигателем HeS 3.

В июне 1938 г. было решено разрабатывать под этот двигатель экспериментальный самолет под обозначением He 178. Все работы по самолету фирма вела на собственные средства. Через месяц были получены расчетные характеристики самолета, в частности, он должен был иметь тягу двигателя 500 кгс, его диаметр 930 мм, площадь крыла 7,5 м², максимальную скорость 780 км/ч у земли и 850 км/ч на высоте. Проект 178.01–01 был закончен к 9 июля, а тремя днями позже сформировали Sonderentwicklungs-Abteilungen I и II (специальные опытные отделы) для его постройки. Полноразмерный деревянный макет самолета был готов к 10 августа.

20 января 1939 г. завод фирмы «Хейнкель» в Мариенехе посетили представители RLM Райденбах и Анц. Они осмотрели новый двигатель и полноразмерный макет He 178, при этом Э. Хейнкель попросил представителей RLM не сообщать результаты осмотра конкурентам, в частности фирме «Юнкерс», где шли работы по созданию собственных ТРД.

He 178 представлял собой самолет обычной схемы с высоко расположенным крылом, выполненным в значительной степени из древесины, но с металлическим фюзеляжем. Воздухозаборник двигателя, располагавшийся в носу самолета, соединялся с двигателем изогнутым каналом, проходившим под креслом летчика и топливным баком, реактивное сопло располагалось в хвостовой части. Шасси было трехстоечным, основные стойки убирались в ниши по бокам фюзеляжа, а задняя маленькая стойка – в хвостовую часть.

В марте 1939 г. двигатель был готов к стендовым испытаниям, однако величина его тяги еще не соответствовала техническому заданию, поэтому работы по совершенствованию двигателя постоянно продолжались. В конце мая 1939 г. появилась надежда, что первый опытный образец He 178V1 через две недели будет готов к началу наземных испытаний на заводском аэродроме в Мариенехе. Последующие испытания должны были проходить в Ораниенбурге, куда в начале июля хотели перевезти самолет. Однако работы были прерваны на несколько дней, так как самолет на грузовике перевезли в летно-испытательный центр люфтваффе в Рёхлине, где его демонстрировали 3 июля в рамках показа новой военной техники А. Гитлеру и высшему командованию люфтваффе.

Первый полет самолет He 178 совершил 27 августа 1939 г. под управлением флюгkapитана Эриха Варзица, который стал первым в мире летчиком, летавшим как на самолете с ЖРД, так и на самолете с ТРД. Хотя полетным заданием предусматривался полет по кругу с последующей посадкой, Э. Варзиц, по его словам, почувствовал, что самолет неплох в управлении, поэтому принял самостоятельное решение совершить еще один круг над аэродромом, что успешно и выполнил. Начавшаяся 1 сентября война остановила продолжение работ по He 178, с него сняли двигатель и продолжили работы по его доводке, в том числе и летные испытания двигателя на самолете-лаборатории He 111F (заводской номер 2390). Незаконченный второй опытный образец He 178V2 демонтировали, так как окончание его постройки требовало, по крайней мере, объема работ в 1500 человеко-часов и соответствующего финансирования, что в условиях военного времени считалось непозволительной роскошью. 12 сентября 1939 г. генерал Э. Удет, оценивая ряд новых проектов самолетов и касаясь конкретно самолета He 178, заявил: «Работы над одноместными самолетами с ВРД необходимо ускорить, чтобы как можно скорее был создан надежный самолет».

С конца сентября начались стендовые испытания более мощного двигателя HeS 6, который должен был развивать тягу 750 кгс при тех же габаритах, что и HeS 3. Позже он испытывался на самолете He 111 на различных высотах и под разными нагрузками в полете, в дальнейшем использовался для отработки отдельных компонентов совершенствуемых образцов ТРД. На самолет He 178 он никогда не устанавливался, так как его тяга оказалась меньше планировавшейся, всего 590 кгс.

Надеясь получить финансирование со стороны государства, Э. Хейнкель устроил 1 ноября 1939 г. демонстрацию своего самолета руководству министерства авиации во главе с Э. Удетом и Э. Мильхом, но реакция на этот самолет была отрицательной. He 178V1 еще некоторое время хранился в заводском бараке в Мариенехе, позже его передали в экспозицию Берлинского авиационного музея, где он был разрушен в 1943 г. во время налета союзных бомбардировщиков.

Характеристики He 178: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 3b тягой 500 кгс, размах крыла – 7,1 м и его площадь – 7,9 м², длина самолета – 7,53 м, высота – 2,1 м, вес пустого – 1590 кг, взлетный вес – 1990 кг, максимальная скорость – 560 км/ч.

He 280 4 января 1939 г. RLM выпустило спецификацию для тяжелого реактивного истребителя, и фирма «Хейнкель» сразу же начала разработку своей машины He 180 с разнесенным хвостовым оперением и с ТРД под каждой консолью крыла. 20 июня 1939 г. обсуждались два варианта самолета He 180, которые были вооружены 3 или 4 пулеметами MG 151 в носовой части, а отличались в основном местоположением кабины и крылом. Окончание работ по проекту запланировали к 10 августа 1939 г. В конце сентября 1939 г. вся необходимая документация по самолету была направлена в RLM, после чего самолет получил обозначение He 280. В конкурсе на разработку тяжелого реактивного истребителя ему конкуренцию составлял самолет фирмы «Мессершмитт» Me 262.

Сразу же начались работы по контракту, в котором дополнительно предусматривались разработка для истребителя герметичной кабины, катапультного кресла для летчика и установка воздушных тормозов. 30 апреля 1940 г. успешно испытали на стрельбах макет передней части фюзеляжа He 280 с тремя пушками, 12 июня фирма VDM поставила шасси с новым носовым колесом, и тремя днями позже началось опробование специально изготовленной центрифуги, предназначенной для испытаний вариантов катапультного кресла. С апреля шли стендовые испытания двигателя HeS 8A, сопровождавшиеся частыми отказами, и только в конце октября двигатель смог кратковременно развивать тягу 750 кгс.

Наземные испытания первого образца He 280V1 (заводской номер W.Nr. 00001, RLM код DL+AS) начались 24 августа 1940 г., при этом машину оснастили макетами двигателей из-за отсутствия готовых ТРД, в качестве самолета-буксировщика использовался He 111.

Первый полет на буксире состоялся 22 сентября в Рёхлине, во время третьего полета 2 октября He 280V1 отбуксировали на заводской аэродром в Мариенехе, где испытания в режиме планера продолжились. В середине декабря руководство фирмы доложило в RLM о выполнении 16 буксировочных полетов, в которых была достигнута максимальная скорость 600 км/ч. В качестве предполагаемой даты первого полета с ТРД называлась середина января

1941 г. Однако и эти сроки были сорваны по причине постоянных осложнений при испытаниях двух опытных образцов HeS 8A (V3 и V4) на стенде, потому что никак не удавалось достичь предписанного для них минимально допустимого ресурса в 10 часов.

В этой ситуации Э. Хейнкель в апреле 1941 г. купил фирму Hirth Motorenwerke, которой он по решению RLM руководил с 1938 г. после смерти ее владельца Х. Хирта, и решил перевести изготовление и сборку реактивных двигателей на ее производственные мощности. Однако Э. Удет запретил перепрофилировать производство, так как там серийно выпускались поршневые двигатели различной мощности (HM 60R, HM 150, HM 501A и др.), крайне необходимые немецкому самолетостроению, а разрешил только организовать выпуск некоторых комплектующих к реактивным двигателям.

Пока первая машина проходила испытания на буксире, сумели подготовить вторую опытную машину He 280V2 (W.Nr. 00002, GJ+CA), на которой установили опытные

двигатели HeS 8A (V3 и V4). 30 марта 1941 г. заводской летчик-испытатель Фриц Шэфер впервые поднял в воздух второй опытный самолет He 280V2 с работающими ТРД и выполнил трехминутный полет. Во время последующих полетов произошли поломки двигателей, что привело к их дальнейшим доработкам. Третья опытная машина, He 280V3 (W.Nr. 00003, GJ+CB), летала в течение лета 1942 г. и также была оснащена двумя HeS 8A. Кстати, союзники впервые обнаружили самолет He 280 в мае 1942 г. на снимках, полученных самолетом-разведчиком, выполнявшим фотографирование целей в районе Ростка.

Отсутствие прогресса в испытаниях привело к тому, что к середине июля 1942 г. программу He 280 лишили степени высшей срочности, что, конечно, задело самолюбие Э. Хейнкеля.

Поэтому он, чтобы спасти программу He 280, вынужден был предложить специалистам RLM опробовать на опытных образцах самолета реактивные двигатели, разработанные другими фирмами, такими как «Юнкерс», BMW и «Аргус».

Всего в дальнейших испытаниях участвовали девять опытных машин, из них He 280V4 с двумя BMW 003 (позднее с шестью ПуВРД Argus As 014), He 280V5 сначала с двумя HeS 8a (позднее с двумя BMW 003), He 280V7 с двумя Jumo 004, He 280V8 с двумя Jumo 004 и V-образным хвостовым оперением и He 280V9 с двумя BMW 003. Поставка следующих трех истребителей с ТРД Jumo (V10, V11 и V12) ожидалась между апрелем и июнем 1943 г. Однако они не были закончены, потому что RLM отменило программу He 280 в марте 1943 г. в пользу Me 262.

Характеристики He 280V5: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 x ТРД HeS 8A тягой по 720 кгс, размах крыла – 12,2 м и его площадь – 21,5 м², длина самолета – 10,4 м, высота – 3,06 м, вес пустого – 3215 кг, взлетный вес – 4310 кг, максимальная скорость – 770 км/ч на высоте 6000 м, скороподъемность у земли – 1145 м/мин, практический потолок – 11 500 м, дальность – 650 км, вооружение – 3 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

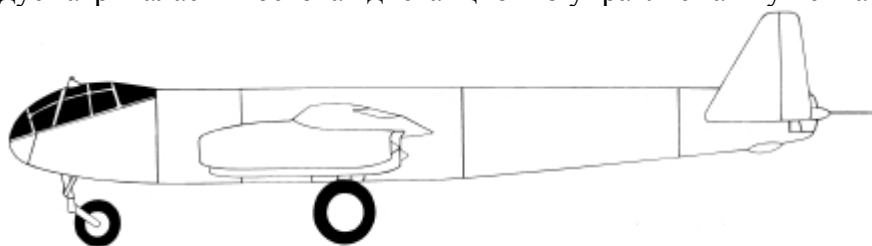
He 343 В июне 1943 г. технический департамент RLM выпустил спецификацию на двухместный бомбардировщик, способный нести 2000 кг бомб на дальность 2500 км со скоростью 800 км/ч. В ответ на эту спецификацию фирма «Хейнкель» начала срочную разработку проекта под обозначением Р.1068. Спешность разработки определялась тем, что в конкурсе участвовала фирма «Юнкерс» со своим проектом Ju 287, которому отдавал свое предпочтение Г. Геринг. К концу 1943 г. «Хейнкель» разработал по крайней мере четыре версии Р.1068.

Первый вариант проекта, Р. 1068.01–78, предполагал установку четырех ТРД HeS 011 или Jumo 004С по передней кромке крыла. Позади кабины экипажа располагались топливные баки – три бака по 1980 л каждый и один бак на 4850 л. Отсек бомбовой нагрузки был расположен под передними топливными баками. Основные стойки шасси убирались назад в фюзеляж, носовое колесо также убиралось назад, но с поворотом на 90°.

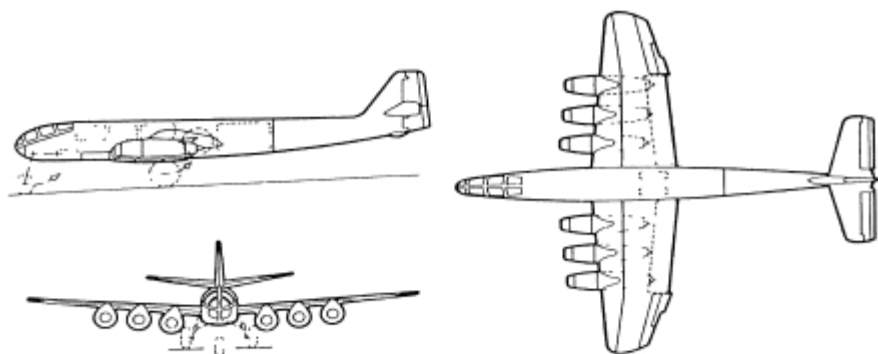
Оборонительного оружия не планировалось.

Характеристики Р.1068.01–78: размах крыла – 19,0 м и его площадь – 60,0 м², длина самолета – 20,0 м, вес пустого – 12 830 кг, взлетный вес – 22 300 кг, максимальная скорость – 825 км/ч на высоте 6000 м, посадочная скорость – 156 км/ч, скороподъемность у земли – 20 м/с, практический потолок – 11 100 м, дальность – 2200 км, бомбовая нагрузка – 1500 кг.

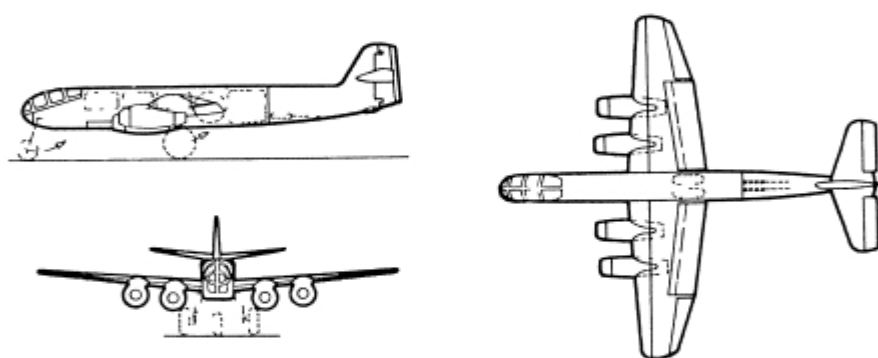
Второй вариант самолета под обозначением Р.1068.01–80 конструктивно походил на предыдущий, но имел шесть ТРД HeS 011 или Jumo 004С под крылом. Из оборонительного вооружения предусматривалась хвостовая дистанционно управляемая пушечная установка.



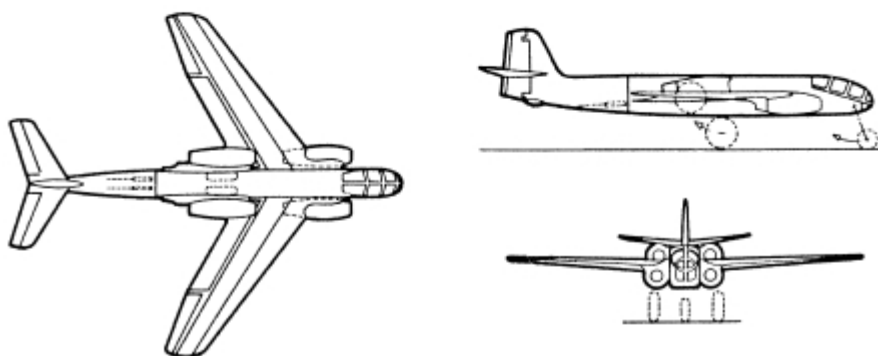
He 343 Zerstorer



He P.1068.01-80



He P.1068.01-83



He P.1068.01-84

Характеристики P.1068.01–80: размах крыла – 19,0 м и его площадь – 60,0 м², длина самолета – 20,0 м, вес пустого – 14 800 кг, взлетный вес – 23 500 кг, максимальная скорость – 896 км/ч на высоте 6000 м, посадочная скорость 166 км/ч, скороподъемность у земли – 33 м/с, практический потолок – 13 200 м, дальность – 1430 км, бомбовая нагрузка – 1500 кг.

Третий вариант машины, P.1068.01–83, имел меньшие габаритные размеры по сравнению с предыдущими вариантами. В качестве силовой установки предполагалось использовать четыре ТРД HeS 011. В качестве вооружения имел две пушки МК 103 (или одну пушку МК ВК 5) и два пулемета MG 151 для стрельбы вперед, два пулемета MG 151 для стрельбы назад и дополнительно четыре пушки МК 103 для стрельбы вперед на бомбодержателе.

Характеристики P.1068.01–83: размах крыла – 18,0 м и его площадь – 42,25 м², длина самолета – 16,5 м, высота – 5,35 м, вес пустого – 10 770 кг, взлетный вес – 19 550 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 910 км/ч, практический потолок – 12 900 м, дальность – 1610 км, бомбовая нагрузка – 1500 кг.

Четвертый вариант, P.1068.01–84, имел крыло со стреловидностью 35° по передней кромке. В качестве силовой установки предполагалось использовать 4 x ТРД HeS 011 – два двигателя располагались под крылом на передней кромке, а два – сзади над задней кромкой

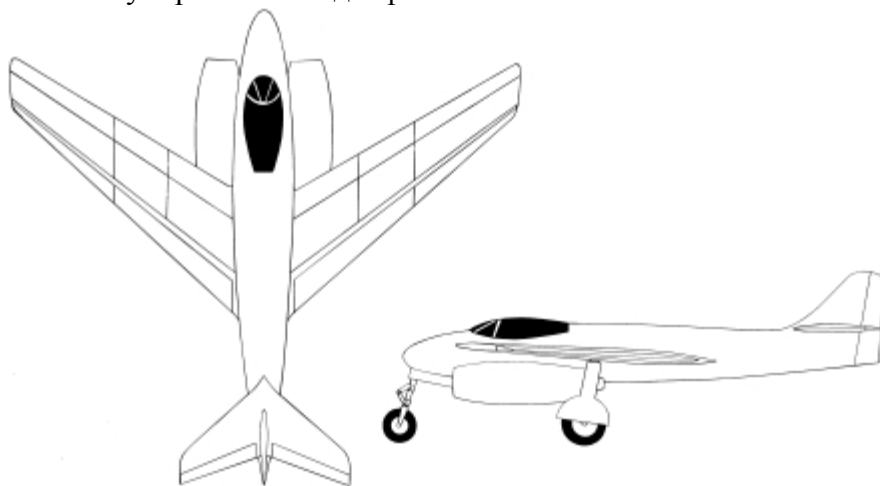
крыла в корневой части.

Характеристики Р.1068.01–84: размах крыла – 17,0 м и его площадь – 45,0 м², длина самолета – 17,0 м, вес пустого – 11 060 кг, взлетный вес – 18 260 кг, максимальная скорость – 895 км/ч на высоте 6000 м, скороподъемность у земли – 28,0 м/с, практический потолок – 12 500 м, дальность – 1620 км, бомбовая нагрузка – 1500 кг.

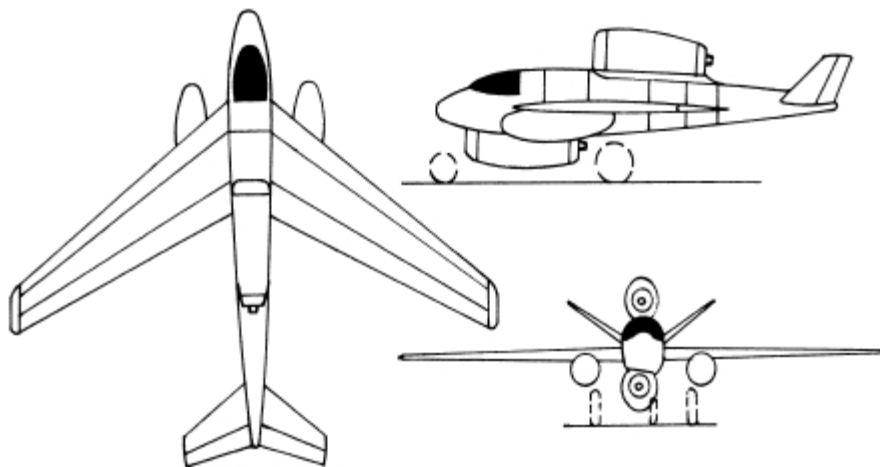
17 февраля 1944 г. RLM приняло решение заказать 20 предсерийных образцов нового самолета, которому присвоили обозначение He 343. Образцы должны были выполняться в вариантах He 343A-1, He 343A-2, He 343A-3 (все с обычным хвостовым оперением) и He 343B-1 (с разнесенным хвостовым оперением). Однако 20 августа 1944 г. приказом главного инженера RLM работы по He 343 были приостановлены, хотя к тому времени в сборке находились два опытных образца, и было начато строительство еще нескольких самолетов, а 23 марта 1945 г. вышел приказ о прекращении всех работ по самолету.

Характеристики He 343A-1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 18,0 м и его площадь – 46,45 м², длина самолета – 16,5 м, высота – 5,35 м, взлетный вес – 19 550 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 910 км/ч, дальность – 2800 км, бомбовая нагрузка – 3000 кг.

He P.1073 Проект одноместного истребителя He P.1073 с двумя ТРД HeS 011 или Jumo 004 разработан в июле 1944 г. В первом варианте проекта один двигатель располагался снизу под кабиной летчика, а второй – сверху на фюзеляже позади кабины. Хвостовое оперение мотылькового типа, в носовой части фюзеляжа установлены три пулемета MG 151/20. Передняя стойка шасси немного смещена влево, а нижний двигатель, соответственно, – вправо. Основные стойки убирались назад в фюзеляж.



He P.1073.01-02



He P.1073.01-04

Во втором варианте проекта нижний двигатель убрали, а хвостовое оперение выполнили в двух модификациях – мотыльковое оперение и с разнесенными киями. Модификация с разнесенными киями фактически и стала прототипом для «народного истребителя» Не 162.

Характеристики Не Р.1073: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 8,0 м и его площадь – 14,0 м², длина самолета – 9,3 м, высота – 2,8 м, вес пустого – 2674 кг, взлетный вес – 3604 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 990 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм или MG 213 калибра 20 мм.

Не Р.1078

Проект одноместного истребителя с ТРД HeS 011 закончен в феврале 1945 г., участвовал в конкурсе по «чрезвычайной» истребительной программе, разрабатывался в трех вариантах (А, В и С).

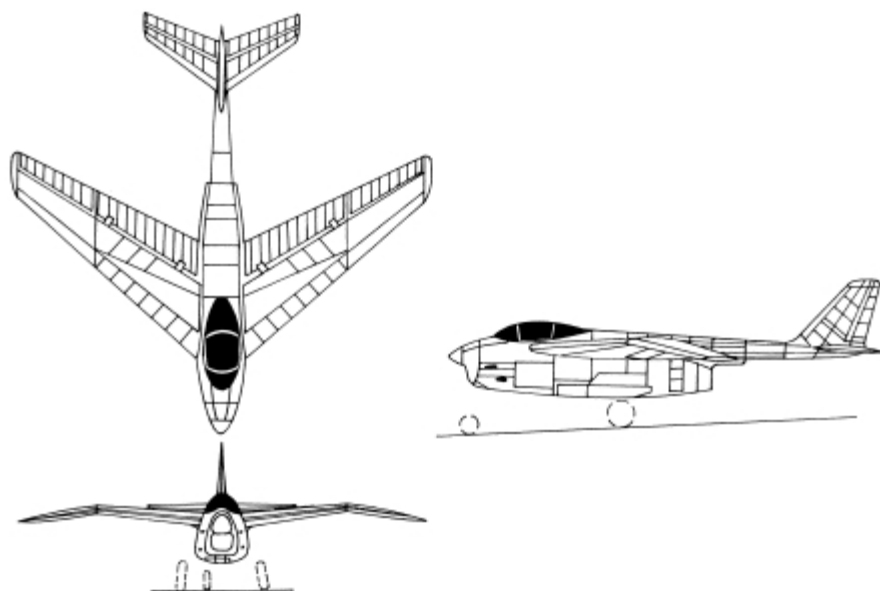
Не Р.1078А имел двигатель, расположенный в нижней части фюзеляжа (реданная схема), законцовки крыла были отогнуты вниз. Кабина летчика размещалась в носу самолета над воздухозаборником, хвостовое оперение обычного типа, две пушки МК 108 располагались в носовой части фюзеляжа.

Характеристики Р.1078А: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,8 м, длина самолета – 9,48 м, максимальная скорость – 980 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

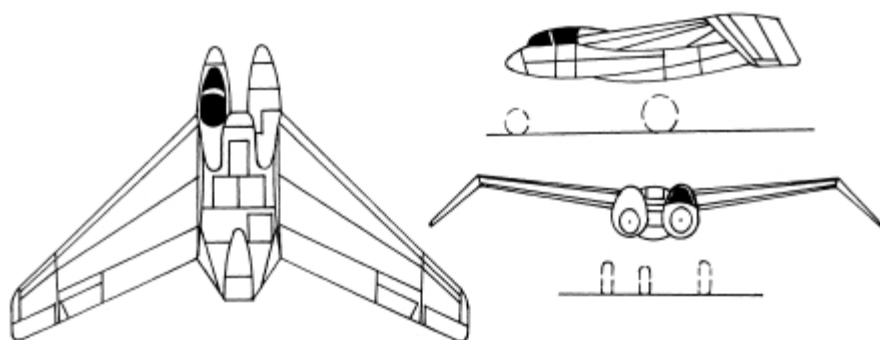
Не Р.1078В выполнялся по схеме «бесхвостка», имел две выступающие из центроплана носовые части, расположенные по обе стороны воздухозаборника двигателя HeS 011. В левой носовой части находилась кабина летчика, в правой – ниша передней стойки шасси, убиравшейся в центроплан, и две пушки МК 108.

Характеристики Р.1078В: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 9,43 м, длина самолета – 6,04 м, высота – 2,6 м, взлетный вес – 3870 кг, максимальная скорость – 1025 км/ч, дальность – 1500 км, практический потолок – 12 900 м, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

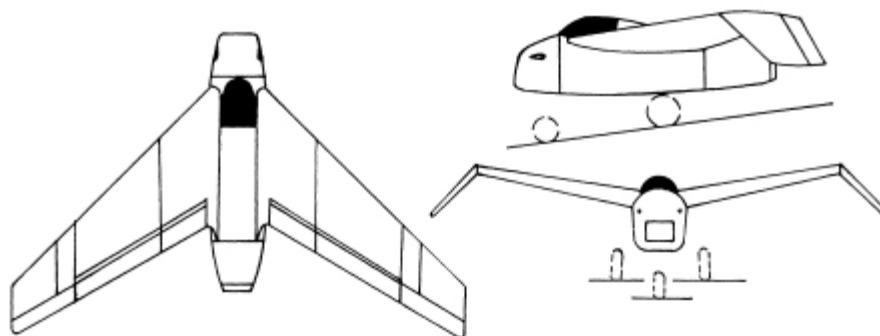
Не Р.1078С также выполнялся по схеме «бесхвостка», представлял собой доработку варианта Р.1078В, имел воздухозаборник квадратного сечения, по обеим его сторонам располагались две пушки МК 108.



He P.1078A



He P.1078B



He P.1078C

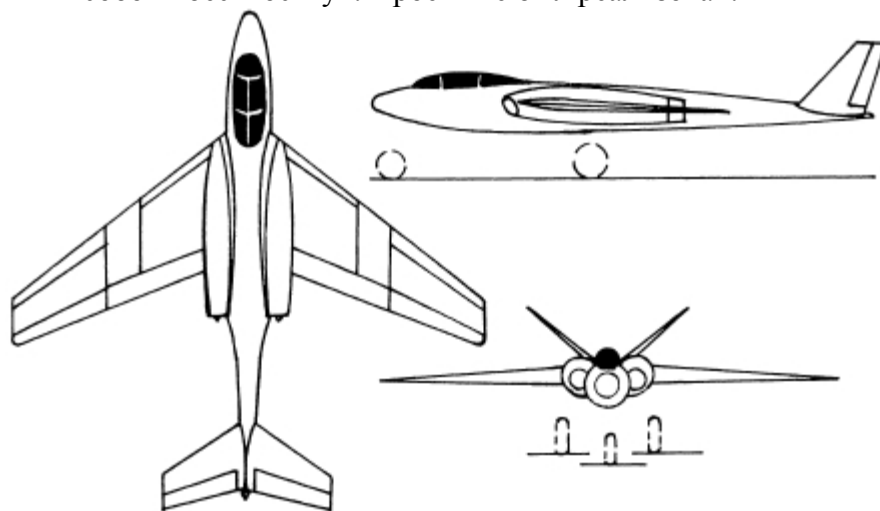
Характеристики P.1078C: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 9,0 м и его площадь – 17,8 м², длина самолета – 6,1 м, высота – 2,35 м, вес пустого – 2454 кг, взлетный вес – 3920 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 1025 км/ч, скороподъемность – 29,8 м/с, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

После объявления в конце февраля 1945 г. решения ОКЛ о концентрации усилий на разработке проектов Ta 183, Ju EF128, Me P.1110 и Bv P.212 фирма «Хейнкель» прекратила работы по проекту He P.1078.

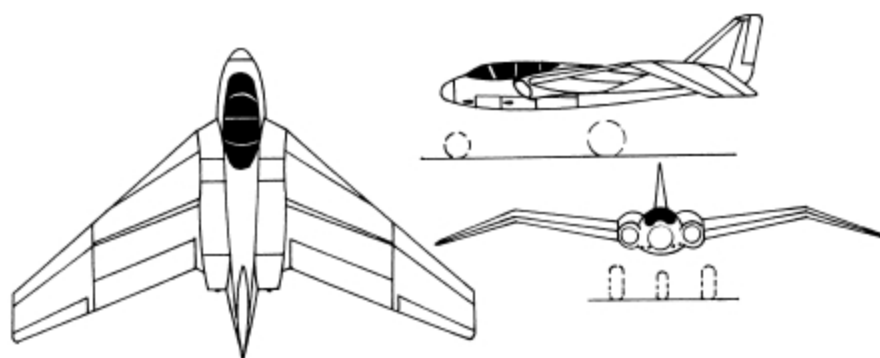
He P.1079

Проект двухместного тяжелого и ночного истребителя, оснащенного двумя ТРД HeS 011 в корнях крыла, разрабатывался в начале 1945 г. в трех вариантах.

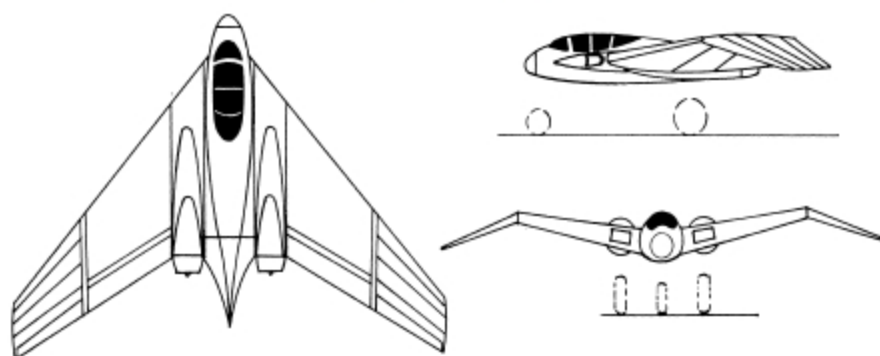
Первый вариант имел стреловидное крыло и хвостовое оперение мотылькового типа. Экипаж размещался в кабине спина к спине. В носу устанавливался радар FuG 244, четыре пушки МК 108 находились по бокам кабины, и два пулемета MG 151/20 – в крыле между фюзеляжем и воздухозаборниками. Второй вариант имел обычное хвостовое оперение и отогнутые вниз внешние части крыла. Третий вариант походил на второй, но представлял собой «бесхвостку». Проект не был реализован.



He P.1079 A



He P.1079B.I



He P.1079B.II

Характеристики P.1079/1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 13,0 м и его площадь – 35,0 м², длина самолета – 14,0 м, высота – 3,9 м, взлетный вес – 11 000 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 885 км/ч, скороподъемность у земли – 18,15 м/с, практический потолок – 12 900 м, дальность – 2700 км, максимальная продолжительность полета – 2,5 часа, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

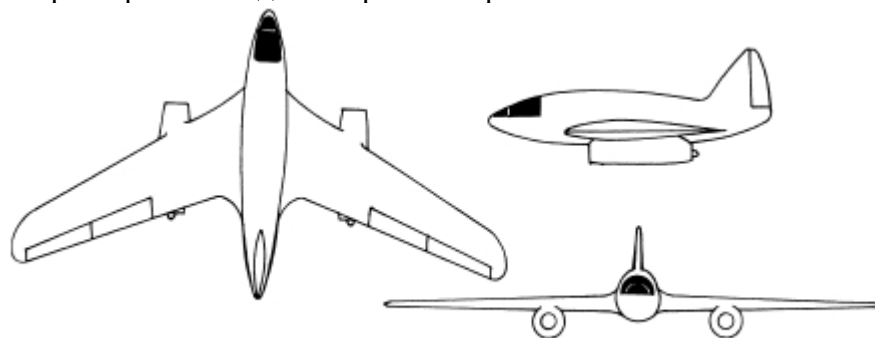
He Bomber Проект дальнего реактивного бомбардировщика, фирменное обозначение которого неизвестно, разрабатывался с февраля 1945 г. Было выполнено несколько вариантов

двухместной машины, но в апреле 1945 г. все усилия были направлены на разработку варианта схемы «летающее крыло». В качестве силовой установки рассматривались четыре ТРД HeS 011, или четыре BMW 003, или шесть Jumo 004. Крыло самолета имело двойную стреловидность по передней кромке (45° и 35°). Проект был прерван окончанием войны.

Характеристики He Bomber: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 31,5 м, длина самолета – 19,85 м, дальность – 28 000 км, бомбовая нагрузка – 3000 кг.

Hs P.122 Проект двухместного тяжелого истребителя и истребителя-бомбардировщика фирмы «Хеншель», выполненного по схеме «бесхвостка» с парой двигателей BMW 018, расположенных под стреловидным крылом, был представлен в RLM в начале 1945 г. Кабина экипажа располагалась в носу самолета, по бокам кабины устанавливались по две пушки, бомбовая нагрузка весом 1500 кг размещалась в отсеке в средней части фюзеляжа.

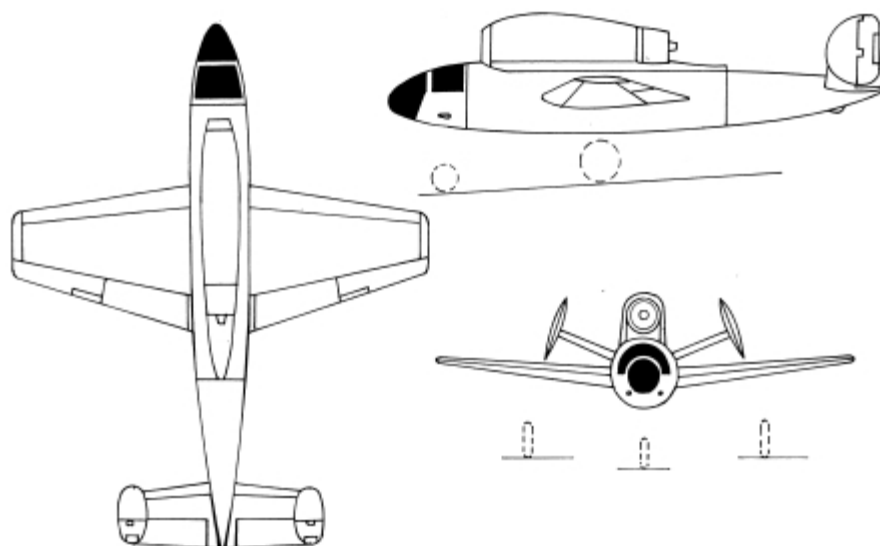
Предполагалось, что этот самолет должен проникать через вражеское воздушное пространство на высоте 17 000 м и нападать на вражеские бомбардировщики во время их взлета со своих аэродромов. При помощи управляемых бомб и ракет Hs P.122 должен был атаковать аэродромы, разрушив взлетнопосадочные полосы и коммуникации, после чего лечь на обратный курс и на максимальной скорости уйти на свою базу. Считалось, что чрезвычайная высотность и высокая полетная скорость делали защитное вооружение самолета излишним, так как никакие вражеские истребители в то время не имели соответствующих характеристик. Однако проект не реализовывался.



Hs P.122

Характеристики P.122: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД BMW 018 тягой по 3500 кгс, размах крыла – 22,4 м и его площадь – 70,0 м², длина самолета – 12,4 м, высота – 5,9 м, взлетный вес – 15 100 кг, максимальная скорость на высоте 10 000 м – 1010 км/ч, скороподъемность – 57,0 м/с, дальность – 1100 км, практический потолок – 17 000 м, вооружение – 1500 кг бомб.

Hs 132 В конце 1944 г. фирма «Хеншель» представила в RLM свои предложения по созданию реактивного штурмовика, оснащенного турбореактивным двигателем, установленным сверху фюзеляжа. После изучения предложений RLM выдало фирме контракт на постройку шести опытных образцов штурмовика под обозначением Hs 132. Внешне штурмовик походил на «народный истребитель» He 162 – двигатель размещался сверху на фюзеляже, хвостовое оперение было выполнено разнесенным. Фюзеляж самолета изготавливался из алюминиевых сплавов, крыло – из дерева, хвостовое оперение было выполнено из сотовых конструкций.



Hs 132

Летчик располагался лежа в остекленной носовой части фюзеляжа, он залезал в кабину через верхний бронированный люк. Для защиты от снарядов и пуль ложе летчика выполнялось из 8,5-мм брони, спереди устанавливался прозрачный экран из армированного стекла толщиной 68 мм, сверху он также прикрывался плитой из армированного стекла толщиной 50 мм. Помимо этого кабина защищалась 8-мм броней, а спереди снизу под стеклянным экраном устанавливалась бронеплита толщиной 50 мм. С правой стороны от летчика находился рычаг аварийного покидания самолета. При его нажатии в полете выпускалась передняя стойка шасси, находившаяся под ложем летчика, отсоединялась задняя часть ложа и опускалась вниз. После этого пилот выскальзывал из самолета через нишу передней стойки и спускался на парашюте.

Всего для серийного производства предполагалось разработать четыре варианта самолета:

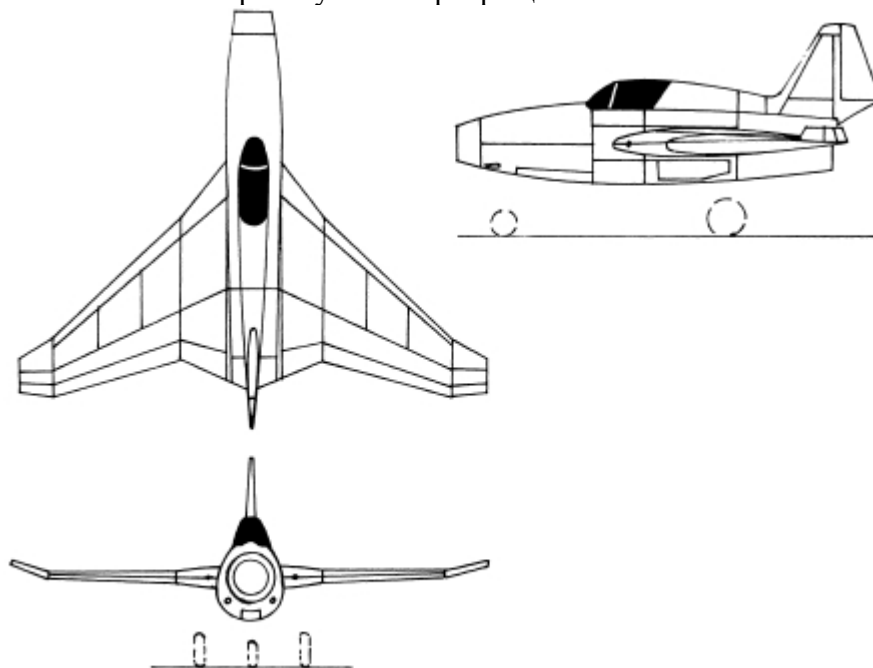
- Hs 132A – пикирующий бомбардировщик с двигателем BMW 003A-1 и бомбовой нагрузкой до 1000 кг;
- Hs 132B – штурмовик с двигателем Jumo 004B-2, двумя пулеметами MG 151/20 с боекомплектом 250 выстрелов и бомбовой нагрузкой 500 кг;
- Hs 132C – штурмовик с двигателем HeS 011 и дополнительным ЖРД HWK 509 в хвостовой части, вооружение составляли две пушки MK 108 (или два пулемета MG 151/20) и бомбовая нагрузка 1000 кг;
- Hs 132D – пикирующий бомбардировщик, аналогичный версии A, но с увеличенным до 9,1 м размахом крыла и площадью крыла 16 м².

В марте 1945 г. в постройке находились четыре опытных образца. На момент захвата завода фирмы «Хеншель» в Австрии советскими войсками первая опытная машина Hs 132V1 была практически собрана, а еще две машины находились на конечном этапе сборки – Hs 132V2 (80 % готовности) и Hs 132V3 (75 % готовности).

Характеристики Hs 132V1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003E-2 тягой 800 кгс, размах крыла – 7,2 м и его площадь – 14,82 м², длина самолета – 8,9 м, высота – 2,95 м, вес пустого – 2241 кг, взлетный вес – 3400 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 780 км/ч, практический потолок – 10 250 м, дальность – 680 км, вооружение – одна бомба SD 500 или одна бомба SD 1000.

Hs P.135 Проект одноместного истребителя-«бесхвостки» с двигателем HeS 011 был разработан к февралю 1945 г., участвовал в конкурсе по «чрезвычайной» истребительной программе. Двигатель располагался в фюзеляже, законцовки крыла слегка отогнуты вверх. В качестве вооружения использовались четыре пушки MK 108: две были установлены под входным устройством воздухозаборника, а еще две – в корнях крыла.

В сложившейся ситуации, когда уже не было никакой надежды получить ТРД HeS 011 A-1, проект попытались переработать под ЖРД HWK 509C с двумя камерами сгорания. Этому проекту дали новое обозначение Hs P. 136, но из-за окончания войны все работы по проекту были прекращены.

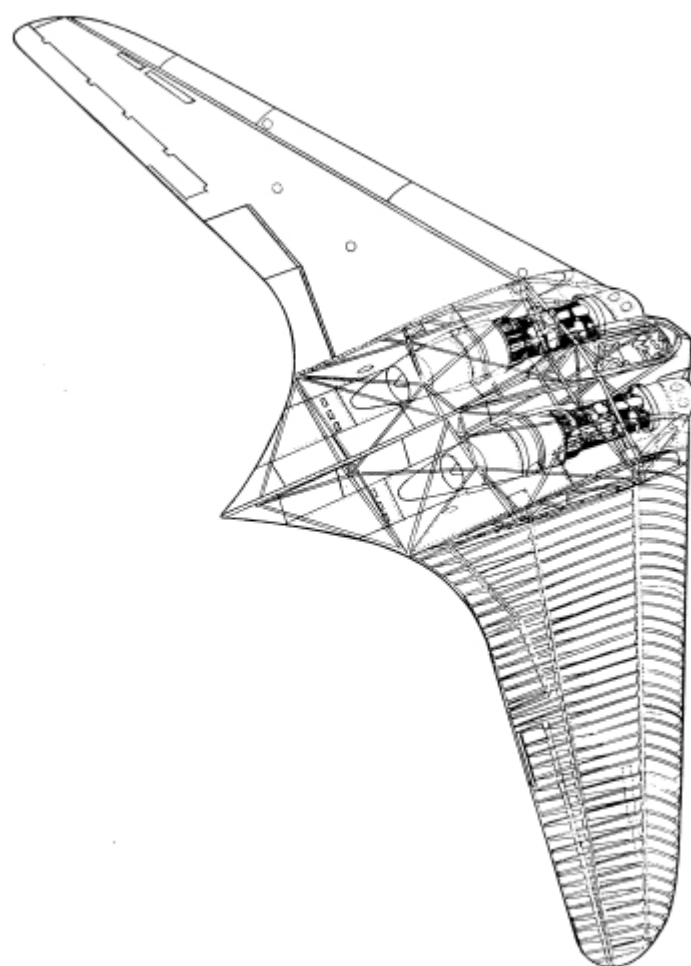


Hs P.135

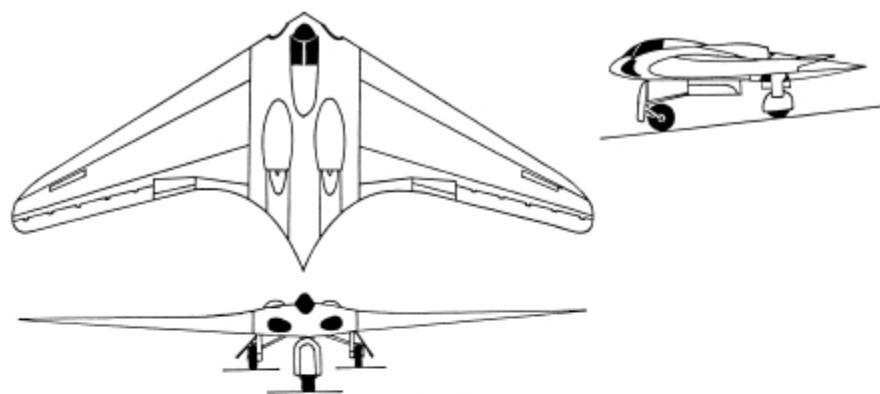
Характеристики Hs P.135: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 A-1 тягой 1300 кгс, размах крыла – 9,2 м и его площадь 20,0 м², длина самолета – 7,75 м, высота – 4,2 м, взлетный вес – 4100 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 984 км/ч, практический потолок – 14 000 м, скороподъемность – 21,2 м/с, дальность – 1000 км, максимальная продолжительность полета – 1 час, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм и 500-кг бомба.

Но 229 (Go 229) В конце августа 1943 г. Luftwaffenkommando IX, возглавлявшаяся братьями Вальтером и Раймаром Хортенами, получила заказ от RLM на постройку двух опытных образцов ударного самолета H K. Сроки были весьма жесткими: первую машину (без двигателей) требовалось подготовить к марту 1944 г., вторую машину с двумя ТРД BMW 003A – к июню того же года. Сборка опытных машин H IXVI и H!XU2 осуществлялась на базе ремонтного завода в Геттингене.

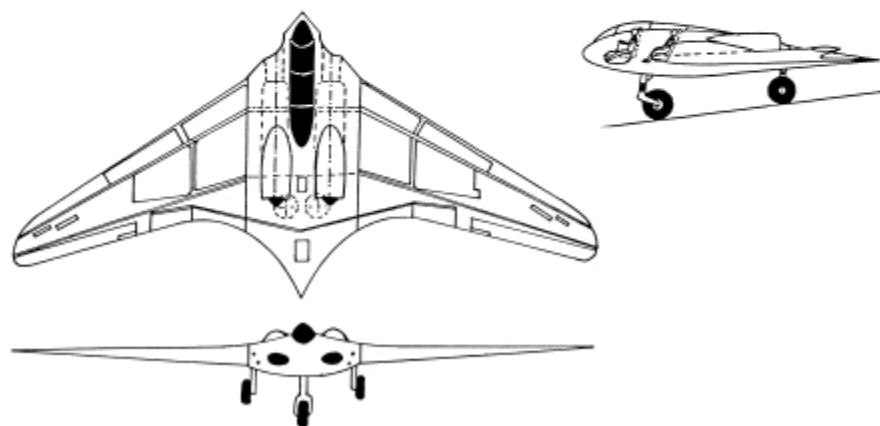
Самолет выполнялся по схеме классического летающего крыла. Вертикальное оперение отсутствовало, для управления на крыле имелись рулевые поверхности – элевоны и закрылки, а также воздушные тормоза (спойлеры). Шасси самолета – трехстоечное, убиравшееся в фюзеляж. Предусматривалась подвеска под центропланом двух бомб типа SC 1000 весом по 1000 кг или пары топливных баков по 1250 л. Вооружение самолета разрабатывалось в двух вариантах: четыре пушки МК 108 или две пушки МК 108 и две фотокамеры RB 50/18.



Ho (Go) IX - компоновка



Н IXV2



Н IXV6

Первый полет машины Н IXV1 на буксире за самолетом He 45 состоялся 1 марта 1944 г. в Геттингене, управлял «летающим крылом» летчик-испытатель Х. Шайдхауер. Четыре дня спустя Н IXV1 во втором полете за буксировщиком He 111 поднялся на высоту 4000 м и совершил планирующую посадку на аэродром. Испытания планерного варианта машины продолжались в DVL до 7 июля 1944 г. Результаты не в полной мере удовлетворяли из-за чрезмерного рысканья самолета, но в целом, как считалось, были удовлетворительны.

Уже к концу апреля стало ясно, что двигатели BMW не будут доведены до нужной кондиции к запланированному первому вылету второй машины. В итоге решили установить на самолет двигатели Jumo 004B, имевшие несколько больший диаметр. Машину пришлось в срочном порядке переделывать. С целью защиты крыла от горячих газов двигателей использовали стальные листы, причем между ними и центропланом был зазор 10 мм.

Хотя самолет Н IXV2 еще находился в сборке, RLM в июле 1944 г. выдало контракты на постройку по 20 предсерийных машин фирмам «Клемм» и «Гота». Вскоре контракт фирмы «Клемм» из-за ее загруженности работами по самолету Me 163B передали на «Готу». Сборка серийных самолетов, получивших обозначение No 229, была запланирована на заводе в Фридрихсроде.

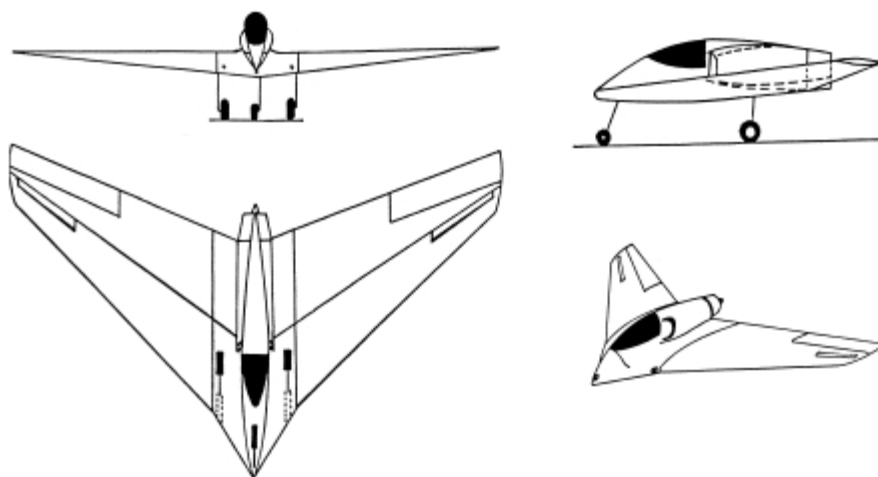
Вторая опытная машина Н IXV2, оборудованная двигателями, поднялась в воздух 18 декабря 1944 г., однако во время четвертого испытательного полета 18 февраля 1945 г. машина разбилась, а летчик-испытатель погиб. Несмотря на неудачу со второй опытной машиной, производство самолета No 229 (иногда еще встречается обозначение Go 229) на фирме «Гота» продолжалось. No 229V3 (Н IXV3) должен был стать прототипом одноместного серийного истребителя-бомбардировщика, машина No 229V6 – прототипом двухместного ночного истребителя и учебно-тренировочного самолета.

14 апреля 1945 г. американские войска захватили завод в Фридрихсроде. Обнаружилось, что No 229V3 был уже практически закончен и подготовлен к испытаниям, No 229V4 и No 229V5 недостроены, а No 229V6 находился в начальной стадии постройки. Кроме того, были готовы узлы для 20 машин. Планерный вариант машины No 229 V1 был

захвачен в Лейпциге. Но 229V3 был позднее разобран, перевезен в США и тщательно изучался американскими авиационными специалистами.

Характеристики Но 229V3 (Н IXV3): экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Jumo 004B тягой по 900 кгс, размах крыла – 16,8 м и его площадь – 50,8 м², длина самолета – 7,45 м, высота – 2,8 м, вес пустого – 4600 кг, максимальный взлетный вес – 9000 кг, максимальная скорость – 945 км/ч, крейсерская скорость – 685 км/ч на высоте 10 000 м, скороподъемность – 22 м/с, практический потолок – 16 000 м, дальность полета со сбрасываемыми баками – 3150 км.

Н X Как только 8 сентября 1944 г. RLM выдало авиастроительным фирмам технические требования на разработку истребителя Volksjager, братья Хортен в инициативном порядке представили на конкурс проект самолета, получившего обозначение Н X. На нем должны были устанавливаться ТРД, одна пушка МК 213 в носу и два пулемета MG 131 в корневых частях крыла.



Н X

Самолет предполагалось почти полностью изготовить из древесины, за исключением силового каркаса центроплана, сваренного из стальных труб. Двигатель размещался в хвостовой части, воздухозаборники размещались с обеих сторон кабины летчика. Считалось, что после небольшой доработки можно было заменить BMW 003E двигателем HeS 011 тягой 1300 кгс.

Для определения центра тяжести самолета при различных стреловидностях крыла были построены и испытаны масштабные модели с размахом крыла 3,05 м. Также строился полноразмерный планер для исследования аэродинамических характеристик, который так и не был закончен. В связи с тем, что конкурс выиграл проект фирмы «Хейнкель» He 162, работы по проекту Н X были прекращены.

Характеристики Но X: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 003E тягой 900 кгс, размах крыла – 14,0 м и его площадь – 35,0 м², длина самолета – 7,2 м, высота – 2,3 м, максимальный взлетный вес – 6075 кг, максимальная скорость – 1100 км/ч, практический потолок – 15 000 м, дальность полета – 2000 км, вооружение – 1 пушка МК 213 калибра 20 мм и 2 пулемета MG 131 калибра 13 мм.

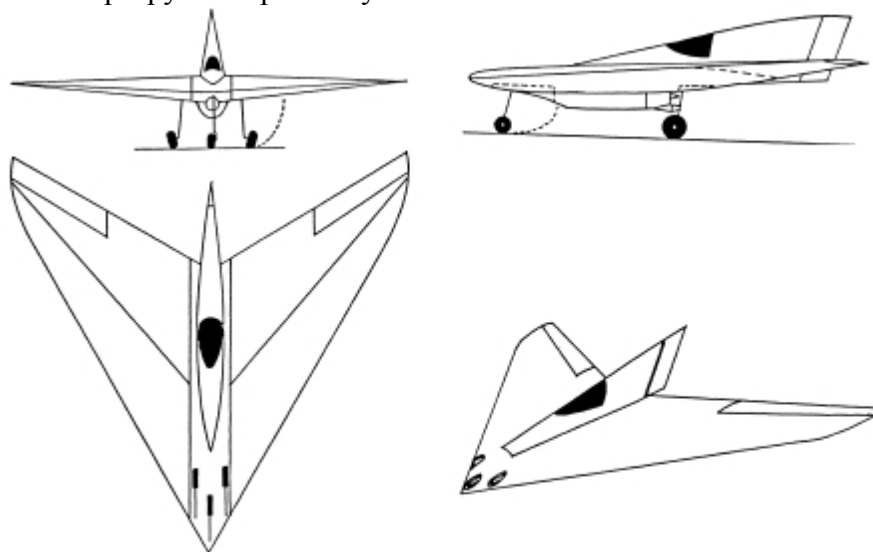
Н XIII Проект сверхзвукового истребителя с ТРД HeS 011. При разработке этого самолета братья Хортен отошли от своей традиционной схемы «летающее крыло» и обратились к схеме «бесхвостка». Самолет имел стреловидные крыло и киль, в средней части киля располагалась кабина летчика, двигатель установили под фюзеляжем.

Предусматривались узлы подвески дополнительных ракетных ускорителей, в качестве вооружения в носовой части фюзеляжа устанавливались три пушки МК 213. По замыслу Р. Хортена летчик должен был размещаться в специальной, заполненной водой капсуле, чтобы выдержать перегрузки при полетах на сверхзвуковых скоростях.

Для исследования управляемости крыла большой стреловидности на малых скоростях

был построен планер Н XIIIа, летные испытания которого проводились в ноябре – декабре 1944 г.

В январе 1945 г. началась постройка опытного образца самолета, который первоначально должен был испытываться без двигателя. Помимо этого в Хорнберге велись аэродинамические испытания свободно летающих моделей. Почти законченный опытный самолет был разрушен при наступлении союзных войск весной 1945 г.



Н XIIIб

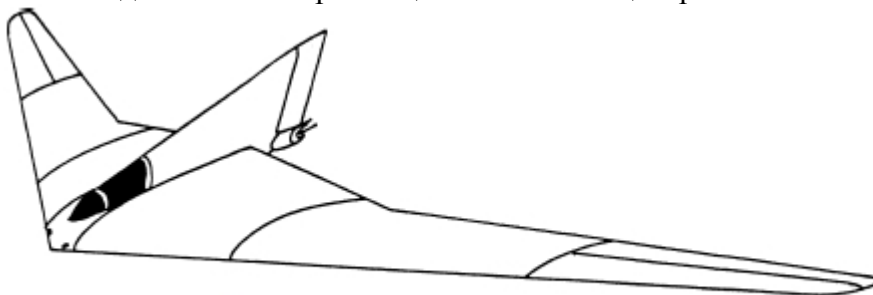
Характеристики Н XIII: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла стреловидностью 70° – 7,2 м и его площадь – 37,8 м², длина самолета – 7,2 м, высота – 2,3 м, максимальная скорость (с работающими ускорителями) – 1500 км/ч, практический потолок – 15 000 м, вооружение – 3 пушки МК 213 калибра 20 мм.

Н XVIII В конце 1944 г. братья Хортен начали работать над проектом дальнего бомбардировщика типа «летающее крыло». Из десяти первоначальных вариантов выбрали окончательный вариант проекта, который представили 25 февраля экспертной комиссии министерства.

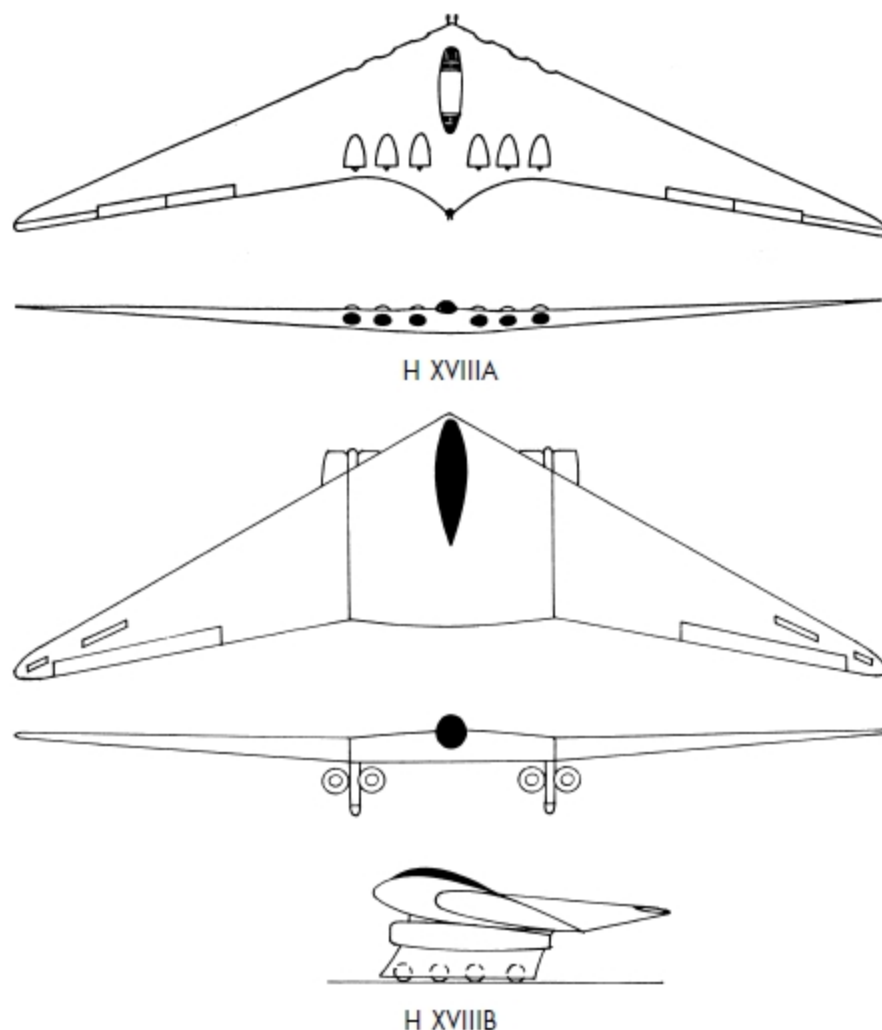
Машина во многом напоминала самолет Н IXА, но была больших размеров. В качестве силовой установки предполагалось использовать шесть ТРД Jumo 004В, расположенных в центроплане, воздухозаборники двигателей находились в передней кромке крыла. Для достижения максимальной дальности конструкторы отказались от классического шасси:

взлет должен был осуществляться при помощи сбрасываемой стартовой тележки и стартовых ускорителей. В качестве вооружения предполагались четыре пушки МК 213 – две в носовой части центроплана и две, управлявшиеся дистанционно, за кабиной экипажа.

Бомбы должны были размещаться в отсеке центроплана.



Н XVIII предложение экспертной комиссии



После рассмотрения проекта экспертная комиссия рекомендовала братьям установить большой киль на крыле в задней части центроплана, двигатели в двух мотогондолах (по три ТРД в каждой) под центропланом и трехстоечное убирающееся шасси. Фактически рекомендации комиссии свелись к переходу от схемы «летающего крыла» к «бесхвостке». Модифицированный вариант (бомбардировщик-«бесхвостка») под обозначением H XVIII A рекомендовали к постройке.

Однако Р. Хортен, недовольный решением комиссии и пытаясь спасти свою «фирменную» схему чистого «летающего крыла», очень быстро внес доработки в свой первоначальный проект и снова представил его в комиссию под обозначением H XVIII B.

Суть доработок заключалась в установке под центропланом двух неубирающихся стоек шасси с четырьмя расположенными друг за другом колесами в каждой. Для снижения сопротивления после взлета колеса должны были закрываться обтекаемыми створками. С обеих сторон стоек были смонтированы по два двигателя HeS 011. При этом стойки шасси выполняли функции пилонов двигателей и килей, что соответствовало рекомендациям экспертной комиссии.

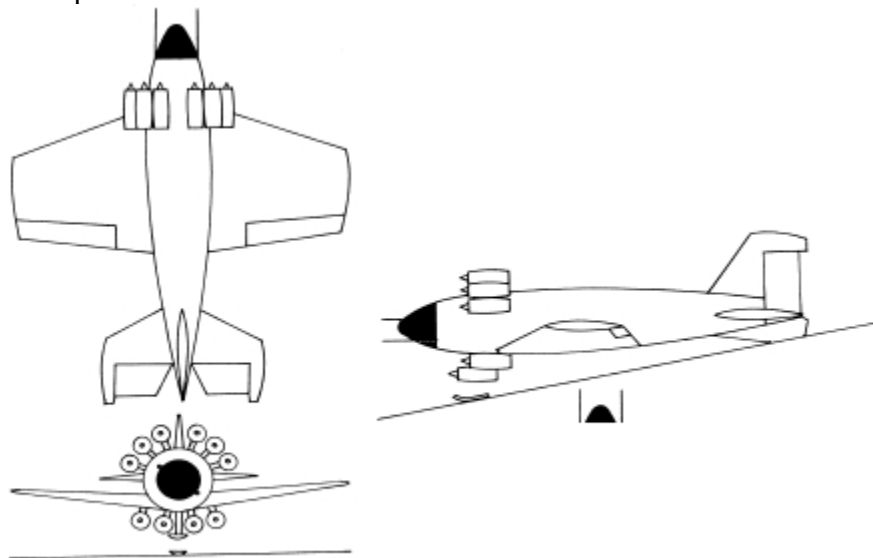
12 марта 1945 г. братья Хортен получили контракт на постройку бомбардировщика H XVIII B, прототип которого должен был быть готов к осени 1945 г. Постройка опытного образца началась на одном из подземных заводов под Веймаром, но не завершилась до окончания войны.

Характеристики H XVIII A: экипаж – 3 человека, силовая установка – 6 х ТРД Jumo 004B тягой по 900 кгс, размах крыла – 40,0 м и его площадь – 150 м², вес пустого – 11 000 кг, максимальный вес – 32 000 кг, вес топлива – 16 000 кг, максимальная скорость – 820 км/ч, крейсерская скорость – 750 км/ч, взлетная скорость – 192 км/ч, посадочная скорость – 136 км/ч, дальность полета – 6000 км, вооружение – 4 пушки МК 213 калибра 20 мм и 3500 кг

бомб.

Ju EF 008 Один из многочисленных ранних проектов реактивных истребителей фирмы «Юнкерс». Четыре ТРД устанавливались на пилонх под прямым крылом, шасси применялось трехопорное с двумя убирающимися в фюзеляж основными стойками и хвостовым убирающимся колесом. Экипаж из двух человек располагался в гермокабине в носовой части фюзеляжа с сильно развитым остеклением. Вооружение состояло из двух пулеметов MG 151: один располагался под кабиной для стрельбы вперед, другой – сверху фюзеляжа за кабиной для стрельбы назад. Проект развития не получил, характеристики самолета неизвестны.

Ju EF 009 В 1939 г. фирма «Юнкерс» разработала проект перехватчика Ju EF 009 Hubjager («вертикальный истребитель»), взлетающего с наклонной мобильной стартовой установки. Связка двигателей располагалась в передней части фюзеляжа: первый вариант предусматривал установку десяти маломощных ТРД HeS 6 – шесть сверху и четыре снизу кабины летчика, второй вариант предусматривал установку четырех ТРД HeS 6 под кабиной и шести пульсирующих воздушно-реактивных двигателей над кабиной. При взлете использовались стартовые ракетные ускорители, для посадки предусматривалась подфюзеляжная лыжа. Летчик в кабине располагался лежа, две пушки МК 108 находились по бокам кабины. Запаса топлива хватало всего лишь на несколько минут полета. Проект не получил дальнейшего развития.



Ju EF 009

Характеристики Ju EF 009/1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 10 х ТРД HeS 6 тягой по 500 кгс, размах крыла – 4,0 м, длина самолета – 5,0 м, взлетный вес – 2000 кг, посадочная скорость – 160 км/ч, максимальная скорость – 905 км/ч, скороподъемность – 77 м/с, практический потолок – 15 700 м, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Ju EF 012 Двухместный бомбардировщик с четырьмя ТРД на пилонх под прямым крылом размахом 15,5 м и с двумя пулеметами MG 151/20 калибра 20 мм.

Ju EF 116 Проект двухместного бомбардировщика с четырьмя ТРД Jumo 004 под крылом разрабатывался в 1943 г. Особенностью конструкции самолета было крыло, имевшее по передней кромке внутренних секций нормальную стреловидность 25°, внешних секций – отрицательную стреловидность 23,5°. Места летчика и штурмана имели каждое свой индивидуальный фонарь.

Работы по проекту были прекращены в конце 1943 г. приказом RLM.

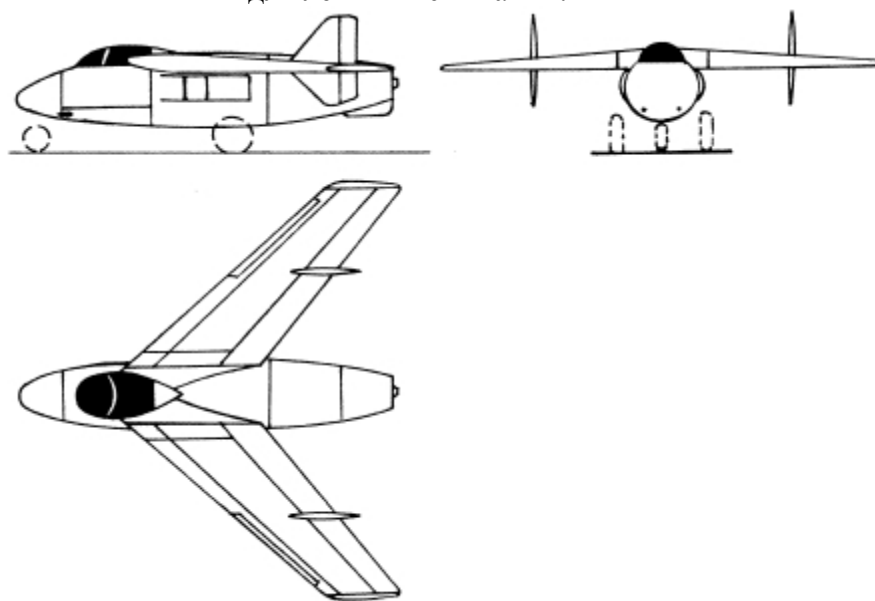
Характеристики Ju EF 116: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД Jumo 004 тягой по 900 кгс, размах крыла – 26,5 м, длина самолета – 22,1 м, взлетный вес – 2000 кг, посадочная скорость – 160 км/ч, максимальная скорость – 980 км/ч, дальность – 5500 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.

Ju EF 122 Вариант бомбардировщика Ju 287 (см. ниже) с четырьмя ТРД Jumo 004 (два в носовой части фюзеляжа по бокам кабины и два на пилонах над крылом).

Ju EF 128 Проект самолета-«бесхвостки» с одним ТРД HeS 011, участвовавший в конкурсе по «чрезвычайной» истребительной программе, разрабатывался с октября 1944 г. по март 1945 г. Воздухозаборники двигателя располагались по бокам фюзеляжа под крылом.

На внешних частях стреловидного деревянного крыла имелись небольшие вертикальные кили с рулями направления, две пушки МК 108 располагались снизу в носовой части фюзеляжа, предусматривалась возможность дополнительной установки еще двух пушек.

Гермокабина летчика имела броню толщиной 12,7 мм спереди и 20 мм сзади. Помимо высотного истребителя разрабатывались варианты ночного и всепогодного истребителей с более длинным фюзеляжем и экипажем из двух человек. До конца войны фирмой был построен полноразмерный деревянный макет самолета, а также планерный вариант EF 128 для летных испытаний.



Ju EF 128

Характеристики Ju EF 128 (дневной истребитель): экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,9 м и его площадь – 17,6 м², длина самолета – 7,05 м, высота – 2,05 м, вес пустого – 2607 кг, взлетный вес – 4077 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 990 км/ч, скороподъемность у земли – 22,9 м/с, практический потолок – 13 750 м, дальность – 1800 км, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Характеристики Ju EF 128 (ночной истребитель): экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 9,2 м и его площадь – 19,7 м², длина самолета – 7,5 м, высота – 2,95 м, взлетный вес – 5600 кг, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Ju EF 130 В начале 1943 г. фирма «Юнкерс» вместе с DFS приступила к разработке проекта дальнего реактивного бомбардировщика схемы «летающее крыло». Силовая установка состояла из четырех двигателей BMW 003, установленных над задней частью центроплана, на задней кромке внешних секций крыла имелись два небольших кия. Вся конструкция самолета была металлической, за исключением деревянных внешних секций крыла. Остекленная кабина экипажа из двух или трех человек занимала всю носовую часть фюзеляжа. После постройки полноразмерного макета самолета работа была прекращена.

Характеристики Ju EF 130: экипаж – 2 (3) человека, силовая установка – 4 х ТРД BMW 003 тягой по 800 кгс, размах крыла – 24,0 м и его площадь – 120,0 м², длина самолета – 11,0 м, взлетный вес – 38 100 кг, максимальная скорость – 950 км/ч, практический потолок – 11 500 м, дальность – 7000 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.

Ju EF 132 Проект дальнего бомбардировщика с шестью ТРД Jumo 004 в корневой части крыла выполнялся в самом конце войны. Экипаж из пяти человек размещался в гермокабине в носовой части фюзеляжа, шасси состояло из носовой двухколесной стойки и трех основных (две подкрыльевые одноколесные и одна подфюзеляжная с двумя колесами тандемом). В фюзеляже размещался бомбоотсек длиной 12 м на 5000 кг бомб, оборонительное вооружение состояло из трех дистанционно управляемых спаренных 20-мм турелей: двух за кабиной (одна сверху фюзеляжа, другая снизу) и одной хвостовой.

Испытания моделей самолета в аэродинамических трубах были выполнены в начале 1945 г., до конца войны на заводе фирмы в Дессау был построен полноразмерный деревянный макет самолета. После войны по приказу советского командования в ОКБ-1 разрабатывался проект EF-132. Предполагалась постройка двух опытных машин, однако в 1948 г. программу прекратили.

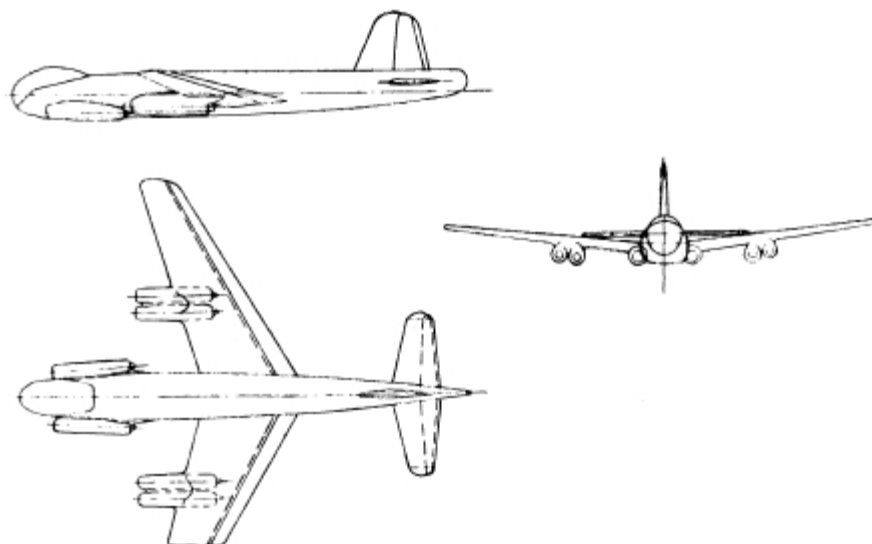
Характеристики Ju EF 132: экипаж – 5 человек, силовая установка – 6 х ТРД Jumo 004 тягой по 900 кгс, размах крыла – 32,4 м и его площадь – 161 м², длина самолета – 30,8 м, высота – 8,4 м, вес пустого – 31 300 кг, вес топлива – 18 000 кг, взлетный вес – 65 800 кг, максимальная скорость – 930 км/ч, скороподъемность – 15,5 м/с, практический потолок – 10 300 м, дальность – 9800 км, бомбовая нагрузка – 5000 кг.

Ju 268 Проект самолета-снаряда Ju 268 был предложен фирмой «Юнкерс» осенью 1944 г. В качестве силовой установки снаряда первоначально планировалось использовать два ТРД Porsche P 005 тягой по 600 кгс, подвешенные под крылом, хвостовое оперение предполагалось крестообразного типа. На спине снаряда должен был закрепляться самолет управления He 162A-1. Проект снаряда разрабатывался в двух вариантах: беспилотном и пилотируемом.

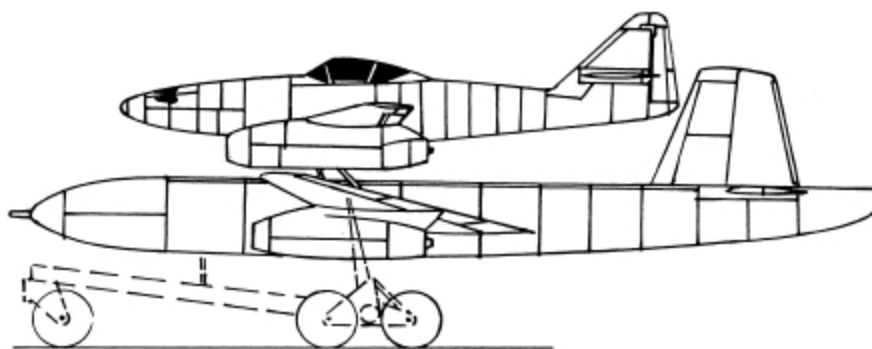
В конце ноября был предложен следующий вариант, получивший название «Мистель-5»: беспилотный или пилотируемый снаряд с двумя ТРД BMW 003A и самолет управления He 162A. В качестве боевой нагрузки снаряд нес одну бомбу SC 1800, или 2000 кг взрывчатого вещества, распределенного по отсекам, или боеголовку весом 3500 кг. Взлет сцепка «Мистель-5» должна была осуществлять с помощью сбрасываемого после взлета трехколесного шасси при работающих шести стартовых ускорителях. Работа по созданию опытного образца началась в январе 1945 г. и была прервана окончанием войны, успели только провести испытания моделей в аэродинамических трубах.

Характеристики Ju 268: силовая установка – 2 х ТРД BMW 003A тягой по 800 кгс, размах крыла – 11,5 м и его площадь – 22,0 м², длина самолета – 11,6 м, высота – 2,5 м, вес пустого – 4300 кг, максимальный взлетный вес – 10 500 кг, крейсерская скорость на высоте 11 000 м – 800 км/ч, максимальная скорость на высоте 6000 м – 830 км/ч, дальность – 1600 км.

Ju 287 В конце 1942 г. RLM посчитало, что разрабатывавшиеся в качестве Amerika-Bomber самолеты Bv 250 и Me 264, предназначенные для атак Атлантического побережья США, морально устарели. Было выпущено техническое задание на разработку дальнего реактивного бомбардировщика, оснащенного ТРД Jumo 004B и способного нести 4000 кг бомб на дальность до 7000 км с максимальной скоростью 900 км/ч.



Ju 287-1



Ju 287+Me 262A-1a

К этой разработке подключили фирму «Юнкерс», начавшую летом 1943 г. проектирование бомбардировщика под обозначением Ju 287. В результате испытаний в аэродинамических трубах моделей различных компоновок выбрали вариант машины с крылом отрицательной стреловидности. Для сокращения сроков постройки опытной машины, которая предназначалась для исследования влияния различных режимов полета на аэродинамические характеристики крыла отрицательной стреловидности, специалисты фирмы использовали готовые части и агрегаты от серийных самолетов. Фюзеляж был взят от He 177A3, хвостовое оперение – от Ju 388, носовая двухколесная стойка шасси – от трофейного американского бомбардировщика B-24, колеса основных стоек – от Ju 352.

На самолете установили четыре ТРД Jumo 004 B-1: два по бокам в носовой части фюзеляжа и два под крылом, под гондолами двигателей подвешивались в качестве стартовых ускорителей ЖРД HWK 501. Первый полет опытной машины Ju 287V1 состоялся 16 августа 1944 г. Общее количество полетов машины составило 17, а результаты летных испытаний, во время которых была достигнута максимальная скорость 650 км/ч (в режиме пикирования), использовались при постройке второй опытной машины.

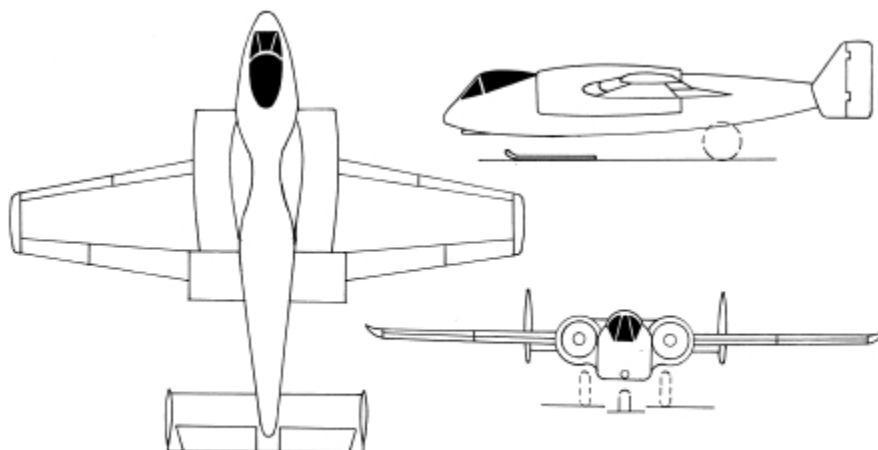
Пока шли летные испытания первой опытной машины, осенью вышел приказ Г. Геринга о приостановке работ по Ju 287. На состоявшемся после этого совещании обсуждалось состояние работ по Ju 287 и его конкуренту – проекту фирмы «Арадо» Ar E.555. В результате трех дней обсуждения было отмечено неудовлетворительное состояние дел с разработкой дальних бомбардировщиков. Присутствовавшим на совещании представителям фирм приказали представить доработанные проекты к марту 1945 г.

Фирма «Арадо» в декабре 1944 г. прекратила работы по проекту Ar E.555, а фирма «Юнкерс» в начале марта следующего года представила доработанную вторую опытную машину Ju 287V2 (Ju EF 131) с шестью ТРД BMW 003A под крылом (по три в одной связке)

в качестве прототипа серии А-1. Расчетная скорость составляла 800 км/ч, бомбовая нагрузка – 4000 кг, взлетный вес – 21 200 кг. На машинах серии В-1 предполагалась установка четырех ТРД HeS 011 под крылом, на машинах серии В-2 – двух ТРД BMW 018. Незадолго до окончания войны во время бомбардировки завода «Юнкерс» союзной авиацией первый опытный самолет был поврежден, а недостроенный второй самолет Ju 287V2 захватили советские войска.

Характеристики Ju 287V1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД Jumo 004B-1 тягой по 900 кгс, размах крыла – 20,11 м и его площадь – 58,3 м², длина самолета – 18,3 м, вес пустого – 12 510 кг, максимальный взлетный вес – 20 000 кг, максимальная скорость – 559 км/ч на высоте 6000 м, дальность – 1500 км, практический потолок – 10 800 м.

Ju Schlachtflugzeug В середине 1944 г. фирма «Юнкерс» работала над проектом двухместного штурмовика для замены самолета Hs 129. Штурмовик, фирменное название которого неизвестно, имел полностью бронированный фюзеляж и разнесенное хвостовое оперение. В качестве силовой установки должны были применяться двухконтурные ТРД фирмы «Даймлер-Бенц» ZTL 007, установленные в корневых частях крыла. Эти двигатели, разрабатывавшиеся под руководством профессора К. Ляйста, должны были обладать пониженным расходом топлива по сравнению с ТРД. Вследствие наличия вторичного воздушного контура двигатели имели увеличенный диаметр по сравнению с серийно выпускавшимися ТРД BMW 003 или Jumo 004. Основные стойки шасси были колесными, а передняя стойка вместо колеса имела лыжу, вооружение состояло из одной пушки МК 103 и двух пулеметов MG 151. Проект был прекращен из-за задержек в разработке двигателя.



Ju Schlachtflugzeug

Характеристики самолета: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРДД DB ZTL 007, размах крыла – 14,6 м, длина – 11,85 м, высота – 3,85 м, вооружение – 1 пушка МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151 калибра 20 мм.

Ju «Дальний бомбардировщик»

В апреле 1945 г. фирма «Юнкерс» предложила в RLM проект дальнего бомбардировщика-«бесхвостки» с четырьмя ТРД HeS 011 или Jumo 012. Проект, фирменное обозначение которого неизвестно, разрабатывался под руководством технического директора фирмы Хайнриха Хертеля. Времени на реализацию проекта уже не было.

Характеристики: экипаж – 8–10 человек, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 или Jumo 012, размах крыла – 51,3 м и его площадь – 1100,0 м², длина самолета – 31,0 м, максимальный взлетный вес – 90 000 кг, максимальная скорость – 1030 км/ч, дальность – 17 000 км, бомбовая нагрузка – 8500 кг.

Li P.01

Под этим обозначением А. Липпиш разрабатывал перехватчик, возглавляя «Отдел L» на фирме «Мессершмитт» с января 1939 г. К концу 1941 г. разработали несколько вариантов проекта с номерами от P. 01–111 до P. 01–119, которые должны были оснащаться

турбореактивными двигателями.

Р.01-111 закончен к 20 октября 1939 г. Этот вариант создавался под ранние версии турбореактивного двигателя «Юнкерса», который должен был располагаться в задней части фюзеляжа. Входное устройство воздухозаборника двигателя находилось в носовой части фюзеляжа. Летчик располагался в кабине сидя, вооружение состояло из двух пулеметов MG 151/20 в корневой части крыла. Взлет самолета осуществлялся с помощью сбрасываемой стартовой тележки, посадка – на выдвижную подфюзеляжную лыжу и небольшой хвостовой костыль.

Характеристики Р. 01–111: размах крыла – 7,5 м и его площадь – 19 м², длина самолета – 6,6 м, высота – 3,2 м, вес пустого – 2200 кг, запас топлива – 2100 л, взлетный вес – 4270 кг.

Р.01-112, законченный 12 февраля 1940 г., оснащался двумя BMW P.3302 TL (BMW 002) тягой по 600 кгс. Двигатели располагались в центральной части фюзеляжа, входные устройства воздухозаборника размещались с обеих сторон кабины. Самолет должен был использовать при взлете сбрасываемую тележку, для посадки имела выдвижную подфюзеляжную лыжу плюс маленькая хвостовая лыжа. Вооружение составляли два пулемета MG 151/20 в носовой части фюзеляжа под кабиной и два пулемета MG 17 калибра 7,92 мм во входных устройствах воздухозаборника.

Характеристики Р. 01–112: размах крыла – 8,0 м и его площадь – 16,0 м², длина самолета – 7,5 м, высота – 3,2 м, взлетный вес – 4500 кг.

Р.01-113, законченный 17 июля 1940 г., имел два двигателя: основной ТРД BMW 002 в хвостовой части с воздухозаборником снизу в носовой части и дополнительный ЖРД HWK RII-203 тягой 150–750 кгс. ЖРД использовался только на взлете и во время преследования самолета противника при атаке. Летчик в кабине располагался сидя, вооружение составляли два пулемета MG 151 в носовой части фюзеляжа. Посадка осуществлялась на подфюзеляжную лыжу.

Характеристики Р. 01–113: размах крыла – 9,0 м и его площадь – 18,0 м², длина самолета – 6,75 м, высота – 3,0 м.

Р.01-115, законченный 2 июля 1941 г., так же как и Р. 01–113, имел два двигателя: основной ТРД BMW 002 сверху в хвостовой части, но с воздухозаборником сверху за кабиной, и дополнительный ЖРД HWK RII-203, расположенный под ТРД. ЖРД использовался только на взлете и во время преследования самолета противника при атаке. Летчик в кабине располагался сидя, вооружение составляли два пулемета MG 151/20 в носовой части фюзеляжа. Взлет и посадка осуществлялись аналогично предыдущему проекту.

Характеристики Р. 01–115: размах крыла – 9,0 м и его площадь – 18 м², длина самолета – 6,75 м, высота – 2,87 м.

Р.01-116, законченный 12 июня 1941 г., имел два двигателя: основной ТРД BMW 002 снизу под кабиной (реданная схема) и дополнительный ЖРД HWK RII-203, расположенный в хвостовой части. Летчик в кабине располагался сидя, вооружение составляли два пулемета MG 151 и два пулемета MG 17 в носовой части фюзеляжа. Взлет и посадка осуществлялись аналогично предыдущему проекту.

Характеристики Р. 01–116: размах крыла – 9,0 м и его площадь – 18 м², длина самолета – 7,06 м, высота – 2,87 м.

Li P.09/I

Проект одноместного самолета-«бесхвостки» с дельтовидным крылом в варианте штурмовика был закончен 28 октября.

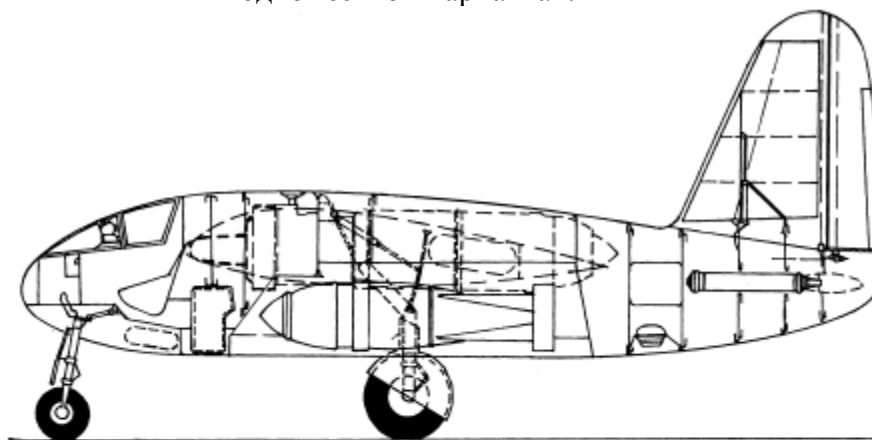
В качестве силовой установки использовались два ТРД Jumo TL (прототип Jumo 004) тягой по 600 кгс в корневой части крыла, шасси имело убирающиеся основные колеса и маленькое хвостовое колесо. Вооружение составляли четыре пушки (две МК 103 и два MG 151/20 или четыре MG 151/20) в носовой части фюзеляжа, в варианте штурмовика мог нести одну бомбу внутри фюзеляжа. В 1942 г. строился полноразмерный макет самолета, но в дальнейшем работа была прекращена. Второй вариант самолета, Li P.09/II с ЖРД,

разрабатывался в мае 1942 г. (см. выше).

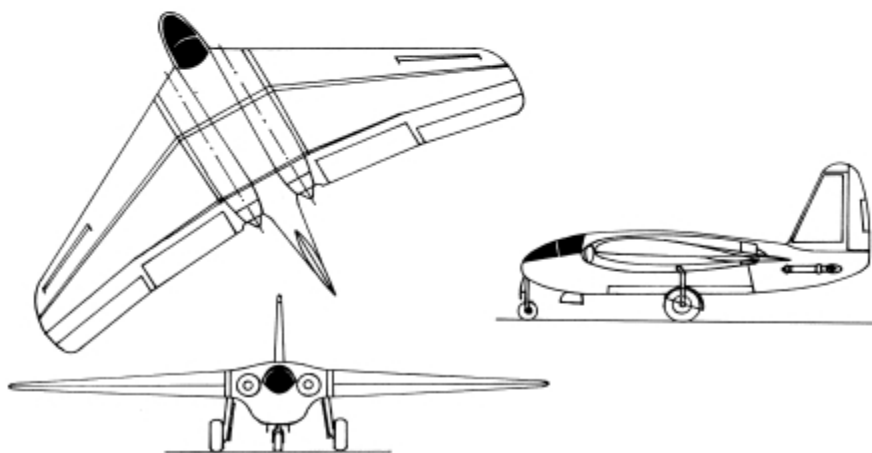
Характеристики Li P.09/I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Jumo TL тягой по 600 кгс, размах крыла – 11,6 м и его площадь – 29,5 м², длина самолета – 7,1 м, высота – 3,2 м, взлетный вес – 6500 кг, максимальная скорость – 975 км/ч, практический потолок – 12 000 м, дальность – 500 км, вооружение – 4 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм или 2 пушки МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20.

Li P.11

Скоростной бомбардировщик Li P.11 разрабатывался в разных вариантах в 1942–1943 гг. Вариант P. 11–105 участвовал в конкурсе в рамках программы «1000-1000-1000». Он выполнялся по традиционной для А. Липпиша схеме «бесхвостка» и оснащался двумя турбореактивными двигателями Jumo 004B-1. Предусматривалась установка четырех стартовых ракетных ускорителей в хвостовой части фюзеляжа, сокращавших взлетную дистанцию с 998 до 660 м. В фюзеляже располагался отсек, в котором могла подвешиваться одна бомба SC 1000, убираемое шасси – трехстоечное. Проект выполнялся в двухместном и одноместном вариантах.

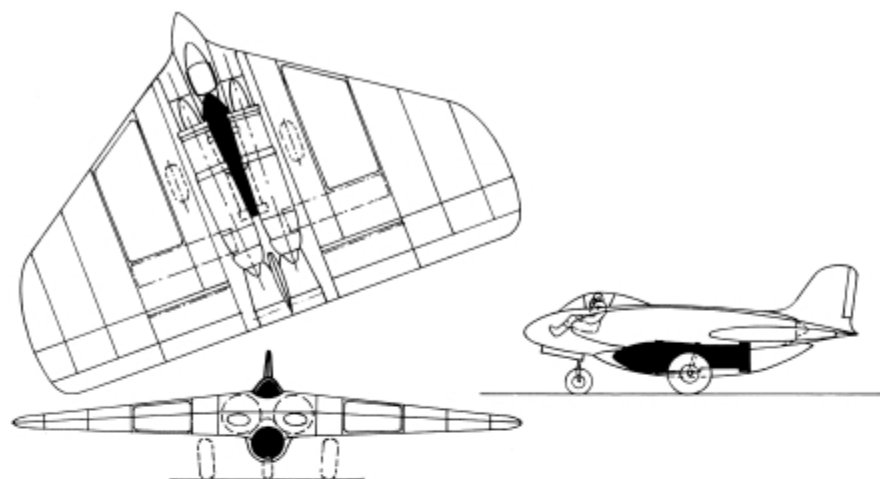


Li P.11 (компоновочная схема)

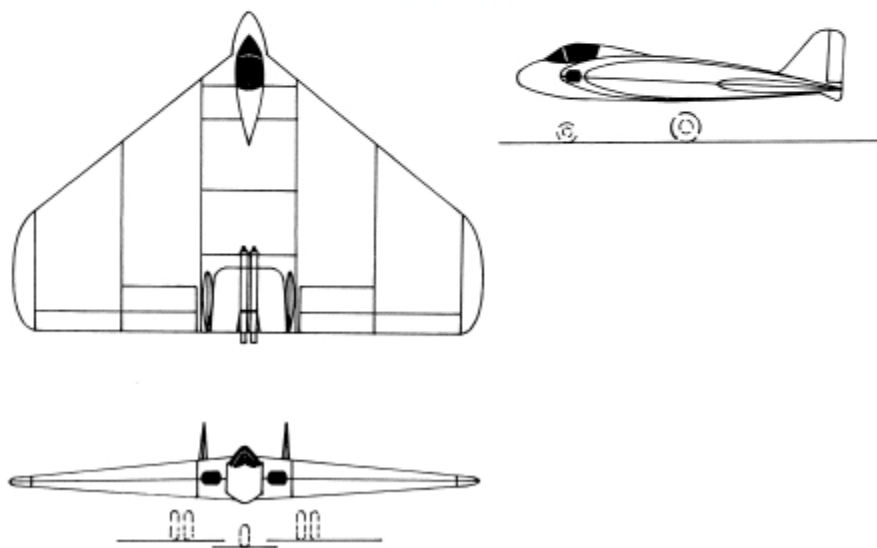


Li P.11

В одноместном варианте фонарь кабины летчика не выступал за обводы фюзеляжа, на киле устанавливалось складывающееся горизонтальное оперение. В нормальном положении горизонтальное оперение было сложено вверх вдоль киля, а на определенных режимах полета его можно было разложить горизонтально при помощи гидропривода. Вооружение состояло из двух пушек MG 151 в хвостовой части фюзеляжа.



Li P.11-121



Li P.11-121 (вариант)

В двухместном варианте на самолет устанавливались две пушки МК 108 по бокам воздухозаборников для стрельбы вперед и два пулемета MG 151 в хвостовой части фюзеляжа для стрельбы назад. В нижней части фюзеляжа могла размещаться 1000-кг бомба. Позже этот вариант переделали в одноместный.

Характеристики Li P. 11-105: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Jumo 004B-1 тягой по 900 кгс, размах крыла – 12,65 м и его площадь – 37,3 м², длина самолета – 8,14 м, высота – 4,0 м, вес пустого – 4005 кг, взлетный вес – 7500 кг, максимальная скорость на высоте 10 000 м – 903 км/ч, дальность при скорости 782 км/ч – 2200 км, время набора высоты: 2000 м – 3,17 минуты, 6000 м – 11 минут, 10 000 м – 23,9 минуты, вооружение – 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм и 1000 кг бомб.

В мае 1943 г., когда А. Липпиш уже работал в Вене, был разработан новый вариант самолета Li P. 11-121/1 с дельтовидным крылом большой площади и одним килем, два ТРД Jumo 004B располагались в центроплане. Вооружение состояло из двух пушек МК 103 в носовой части фюзеляжа. Топливные баки размещались в консолях крыла, в нижней части фюзеляжа имелся отсек, в котором размещалась 1000-кг бомба. Был построен и демонстрировался комиссии RLM полноразмерный деревянный макет самолета, однако работы по Li P.11 были прекращены после того, как победителем в конкурсе объявили проект самолета-«летающего крыла» Н IX.

В августе 1943 г. А. Липпиш получил от RLM заказ на разработку скоростного самолета, который мог бы выполнять функции тяжелого истребителя и

истребителя-бомбардировщика. Разработка новой машины началась под старым обозначением Li P.11, за основу был взят вариант с дельтовидным крылом.

Одноместный самолет P. 11–121/2 имел два киля и оснащался двумя ТРД HeS 011.

Входные устройства воздухозаборника располагались в передней кромке крыла, а истекающие из двигателей струи газов экранировались снизу и сверху дефлекторами. Крыло имело взлетно-посадочные щитки, а законцовки крыла могли в полете поворачиваться вниз для улучшения управляемости самолета. Основные стойки шасси, в отличие от варианта P. 11–121/1, были двухколесными.

Проектирование продолжалось до конца ноября 1944 г., после чего высшим командованием люфтваффе было принято решение о производстве самолета, получившего новое обозначение Delta VI, в кооперации с фирмой «Хеншель». В начале 1945 г. началась постройка опытного образца самолета в бездвигательном варианте, он получил обозначение Delta VI.V1. Опытный образец выполнялся полностью из дерева, он не имел бомбоотсека, вместо двух ТРД между киями поставили два твердотопливных ускорителя, каждый длиной 2,2 м. Носовое колесо убиралось назад в фюзеляж, а основные двухколесные стойки убирались в крыло.

Второй опытный образец Delta VI.V2 с двигателями должны были начать собирать на заводе фирмы «Хеншель», но сведений о том, что он был построен, нет. Недостроенный первый самолет после отступления немцев захватили в Зальцбурге американские войска.

Характеристики Delta VI: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 10,8 м и его площадь – 50 м², длина самолета – 7,49 м, высота – 2,76 м, взлетный вес – 7260 кг, максимальная скорость на высоте 10 000 м – 1040 км/ч, дальность – 3000 км, вооружение – две пушки МК 103 калибра 30 мм (с возможностью установки двух дополнительных МК 103 или одной 75-мм пушки ВК на внешней подвеске) и 1000 кг бомб.

Li P.12

К 30 сентября 1942 г. был разработан проект истребителя и скоростного бомбардировщика Li P.12 с ТРД BMW P.3303 (предшественник двигателя BMW 018). Воздухозаборник располагался в носу самолета, вооружение состояло из двух пулеметов MG 151/20 в корневой части крыла. Позднее проект был переработан под ПВРД (см. выше).

Li P.15

К 4 марта 1945 г. был разработан проект Li P.15 Diana, представлявший собой дальнейшее развитие самолета Me 163, но с ТРД HeS 011. В конструкции использованы носовая часть от He 162 и шасси от Bf 109, воздухозаборники располагались в корневой части крыла по обе стороны кабины. Вооружение состояло из двух пушек МК 108 в носовой части фюзеляжа и пары пулеметов MG 151/20 в крыле. Проект не реализовывался.

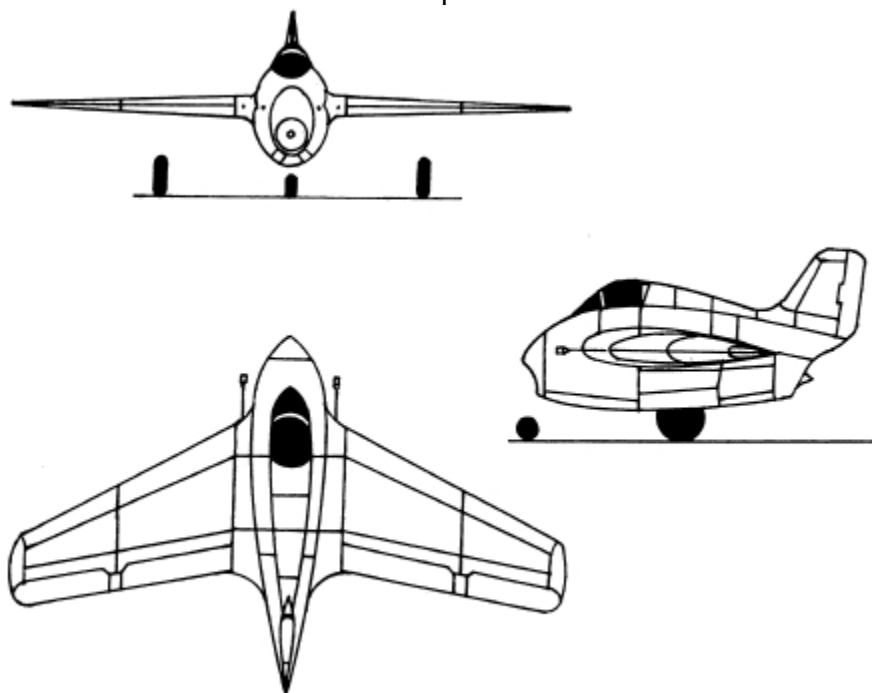
Характеристики Li P.15: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 10,08 м и его площадь – 20 м², длина самолета – 6,4 м, взлетный вес – 3600 кг, максимальная скорость – 1000 км/ч, продолжительность полета – 45 минут, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Li P.20

Проект модернизированного варианта Me 163 с ТРД Jumo 004B-1, законченный к 16 апреля 1943 г. В конструкции самолета использовали крыло и хвостовую часть от Me 163 В, имелся центральный воздухозаборник и трехколесное шасси. Вооружение состояло из двух пушек МК 103 в корнях крыла и двух пушек МК 108 с обеих сторон бронированной кабины. Основные колеса убирались в крыло, в то время как носовое колесо с поворотом убиралось назад под двигатель. Проект не был одобрен RLM.

Характеристики: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004B-1 тягой 900 кгс, размах крыла – 9,3 м и его площадь – 17,3 м², длина – 5,73 м, высота – 3,2 м, вес пустого – 2589 кг, взлетный вес – 3627 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 905 км/ч, дальность – 940 км, практический потолок – 11 600 м, максимальное полетное время на высоте 6000 м – 42,6 минуты, время набора высоты: 2000 м – 1,6 минуты, 6000 м – 5,8

минуты, 10 000 м – 14.2 минуты, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм и 2 пушки МК 103 калибра 30 мм.



Li P.20

Me 109 TL Проект самолета с двумя ТРД Jumo 004 был предложен в январе 1943 г. в качестве альтернативы затянувшимся работам по освоению серийных партий Me 262. С целью сокращения сроков производства предусматривалось в конструкции самолета Me 109 TL использовать агрегаты от уже разработанных машин: фюзеляж от BV 155 (с новыми носовой и хвостовой частями), крыло от Me 409, шасси от Me 309. Проект был разработан в следующих вариантах:

- Me 109 TL-0 – установочная партия с двигателями Jumo 004A, двумя пушками МК 103 (первоначально МК 108) в корнях крыла и одним подфюзеляжным держателем для бомбы (250 или 500 кг) или подвесного топливного бака емкостью 300 л;
- Me 109 TL-1 – первая серийная партия с двигателями Jumo 004B, двумя пушками МК 103 в корнях крыла и одним подфюзеляжным держателем для бомбы (250 или 500 кг) или подвесного топливного бака емкостью 300 л;
- Me 109 TL-2 – вторая серийная партия (начало массового производства) с двумя пушками МК 103 в корнях крыла;
- Me 109 TL-3 – двухместный учебно-тренировочный или ночной истребитель с подвесными топливными баками и радаром Berlin/Bremen под носовым обтекателем;
- Me 109 TL-4 – модификация варианта TL-2 с использованием дерева в конструкции крыла и хвостового оперения, в носу установлена дополнительно пушка МК 114 калибра 55 мм, в фюзеляже фотокамера, в качестве наружных подвесок могли использоваться – топливный бак емкостью 300 л, четыре пулемета MG 151/20 или две пушки МК 103 в контейнерах под крылом, а также по 12 ракет R4M под каждой плоскостью;
- Me 109 TL-5 – модификация варианта TL-4 с мотыльковым хвостовым оперением;
- Me 109 TL-6 – модификация варианта TL-5 то сдвигающимся назад фонарем.

По оценкам специалистов, летные характеристики Me 109 TL были лучше, чем у Me 262. В мае 1943 г. во время демонстрационных полетов самолет произвел большое впечатление на генерала А. Галланда, который загорелся идеей представить его А. Гитлеру. После демонстрационного показа в сентябре последовало указание о разработке Me 109 TL в качестве истребителя-бомбардировщика, а Me 262 – в качестве истребителя прикрытия и истребителя-перехватчика.

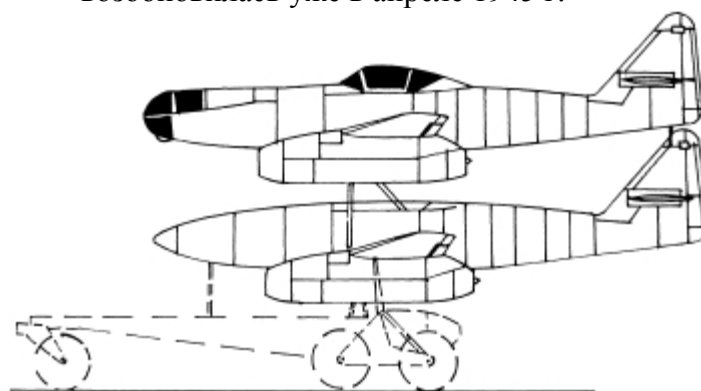
Начавшиеся массированные бомбардировки союзной авиацией немецких авиационных заводов вынудили ОКЛ изменить планы. Несмотря на то что уже были выпущены небольшие партии самолетов для оценки их характеристик, программа Me 109 TL была прекращена, а все усилия были сосредоточены на выпуске Me 262. После войны одноместная и двухместная версии Me 109 TL некоторое время выпускались в Чехословакии под обозначением CS-299.

Характеристики Me 109 TL-0: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004A тягой 900 кгс, размах крыла – 13,0 м и его площадь – 19,5 м², длина самолета – 9,2 м, высота – 2,6 м, вес пустого – 3070 кг, взлетный вес – 4750 кг, максимальная скорость на высоте 9000 м – 980 км/ч, практический потолок – 11 400 м, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм и 500 кг бомб.

Me 262 Осенью 1938 г. была объявлена программа разработки истребителя с двумя турбореактивными двигателями. Техническими требованиями предусматривалась максимальная скорость самолета 850 км/ч и продолжительность полета один час. В конкурсе приняли участие фирмы «Мессершмитт» и «Хейнкель» (He 280).

Летом 1939 г. фирма «Мессершмитт» представила в RLM технические предложения на свой истребитель. 1 марта следующего года представители RLM осмотрели деревянный макет самолета, после чего фирме выдали контракт на изготовление трех прототипов самолета, получившего обозначение Me 262. В начале 1941 г. машины были готовы, но турбореактивных двигателей к ним еще не было. Поэтому решили оснастить первый экземпляр Me 262V1 поршневым двигателем Jumo 210G, этот самолет впервые поднялся в воздух 18 апреля 1941 г. Его конкурент He 280, оснащенный двумя ТРД HeS 8, совершил первый полет 30 марта того же года. Первый же полет самолета Me 262V3 с двумя турбореактивными двигателями Jumo 004 состоялся в марте 1942 г.

В конце декабря 1943 г., хотя и оставалось несколько нерешенных проблем с планером самолета и с двигателями, серийное производство самолета было официально санкционировано. Хотя серийному производству препятствовали многие факторы, не последними из которых были налеты союзных бомбардировщиков на центры производства самолетов и заводы, поставлявшие комплектующие изделия к ним, распоряжением RLM предписывалось увеличивать ежемесячное производство Me 262 до 1000 экземпляров. В марте 1945 г. производство Me 262 разрушилось полностью, но уцелевшие участки эвакуировали в Лехфельд, около Аугсбурга в Южной Баварии, где сборка самолетов возобновилась уже в апреле 1945 г.



Me 262A-1+Me 262A-2a

Первым запустили в серию истребитель Me 262A-1a Schwalbe («Ласточка»), оснащенный расположенными в носовой части фюзеляжа четырьмя пушками МК 108 с боезапасом 360 патронов. Вес суммарного секундного залпа составлял 12,8 кг, что почти в два раза превышало аналогичный показатель для винтомоторных истребителей тех лет.

Следом был запущен в серию бомбардировочный вариант Me 262A-2a Sturmvogel («Буревестник»), имевший в дополнение к двум пушкам пилоны, на которых могли

подвешиваться одна 1000-кг бомба, две 500-кг или две 250-кг. Бомбометание осуществлялось с малых высот и с пикирования при помощи прицела Revi 16В и прибора TSA, учитывающего высоту, скорость и угол сноса.

Первым подразделением, оснащенным самолетами Me 262, стала команда E.Kdo 262, созданная в апреле 1944 г. в Лехфельде. Летчики союзников впервые столкнулись с новым немецким самолетом 25 июля 1944 г., его обнаружил экипаж английского разведчика de Havilland Mosquito во время выполнения аэрофотосъемки целей в районе Мюнхена. После возвращения на свою базу в Фермо (Италия) экипаж доложил о неизвестном самолете офицеру разведки. А уже на следующий день летчики Me 262 открыли счет воздушным победам – лейтенант Шрибер подбил английский «Москито», который смог дотянуть до своей базы в Италии, но разбился при посадке. Вскоре были сбиты два американских фоторазведчика F-5. В августе сформировали экспериментальную бомбардировочную команду Kdo Schenk для осуществления миссий в северных районах Франции, на вооружении этого подразделения находились Me 262A-2a.

В октябре 1944 г. истребителями Me 262A-1a оснастили две эскадрильи сформированной на базе E.Kdo 262 эскадры JG 7 Nowotny, основной задачей которой была борьба с английскими и американскими бомбардировщиками. Противовоздушную оборону Берлина в конце войны вело подразделение ночных истребителей Kdo Welter, на вооружении которого состояли машины Me 262B-1a. Подразделения тактической разведки Sonderkommando Braunegg и NA.Gr 6 имели на вооружении модификации Me 262A-1a/U3 и Me 262A-5a. Эскадрильи, укомплектованные машинами серии A, имелись в составе KG 6, KG 27, KG 54 и Jagdverband 44.

Было предложено модернизировать учебно-тренировочную версию Me 262B-1a в ночной истребитель, установив на нем радар и соответствующее радиооборудование. Окончательная версия ночного истребителя Me 262B-2a получила более длинный фюзеляж под установку дополнительного топливного бака емкостью 910 л, была также добавлена пара пушек МК 108 для стрельбы вверх. До конца войны успели построить всего две опытные машины Me 262B-2a – первая опытная машина проходила летные испытания, а вторая, имевшая радар, только готовилась к летным испытаниям.

Экспериментальное подразделение Kdo Stamp, созданное на базе I/JG 300, имело на вооружении 10 ночных истребителей Me 262B-1a/U1. Такие же истребители состояли на вооружении Kdo Welter, защищавшей небо над Берлином в марте–апреле 1945 г. Командир этого подразделения К. Вельтер, как считают, сбил около 20 самолетов союзников в ночных вылетах на Me 262 за последние два месяца войны. Майор Г. Эрлих из JG 7, сформированной на базе Kdo Nowotny, 4 апреля 1945 г., отражая налет американской авиации, на истребителе Me 262 сбил два американских бомбардировщика В-17. Третий бомбардировщик он таранил, но сам при этом погиб. Это был первый в мире воздушный таран, совершенный на реактивном истребителе.

До конца войны фирма «Мессершмитт» работала над проектами многочисленных вариантов Me 262, в том числе:

- Me 262C-1a – перехватчик с дополнительным ЖРД HWK 509A-2 в хвостовой части фюзеляжа;
- Me 262C-2b – перехватчик с двигателями BMW 003R (комбинация ТРД BMW 003 и ракетного двигателя BMW 718);
- Me 262HG – скоростной истребитель с крылом большой стреловидности и двумя двигателями, утопленными в крыло (BMW 003 для Me 262HG I, HeS 011 для Me 262HG II и Jumo 004B для Me 262HG III);
- Me 262 Aufklärer (I, Ia и II) – варианты разведчика с двигателями Jumo 004C;
- Me 262 Schnellbomber (I, Ia и II) – скоростной бомбардировщик, варианты I и Ia являлись модификацией предыдущей версии с подвеской бомб под передней частью фюзеляжа, вариант II имел увеличенный объем фюзеляжа с бомбоотсеком;
- Me 262 Lorin – с дополнительными прямоточными воздушно-реактивными

двигателями конструкции О. Зенгера над основными двигателями.

Всего за годы войны было выпущено свыше 1400 самолетов Me 262. Большое количество этих машин попало в руки союзников в качестве трофеев и подверглось тщательному изучению. После окончания войны самолеты Me 262 выпускались в Чехословакии под обозначениями Avia S-92 (одноместный истребитель) и Avia CS-92 (учебно-тренировочный двухместный самолет) для национальных ВВС.

Характеристики Me 262A-1a: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Jumo 004B-4 тягой по 900 кгс, размах крыла – 12,5 м и его площадь – 21,68 м², длина самолета – 10,61 м, высота – 3,83 м, вес пустого – 4000 кг, взлетный вес – 6775 кг, максимальная скорость – 870 км/ч на высоте 7000 м, скороподъемность у земли – 1200 м/мин, дальность – 845 км, практический потолок – 11 000 м, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Me 264 Разработка самолета Me 264 началась еще до войны. В 1937 г. фирма «Мессершмитт» по заказу RLM приступила к работам по созданию четырехдвигательного рекордного самолета с дальностью около 20 000 км, который мог бы в случае необходимости использоваться в качестве стратегического разведчика. Работы велись в рамках проекта P.1061, однако с началом войны фирму полностью загрузили работами по истребителям Bf 109 и Bf 110, поэтому проектирование дальних разведчиков было приостановлено по указанию министерства. После старта программы Amerika-Bomber работы по самолету возобновились с учетом новых технических требований.

В начале 1941 г. фирма получила контракт на постройку шести опытных машин проекта P.1061, которые должны были стать прототипами для четырехмоторного дальнего самолета под обозначением Me 264 (дальний разведчик Me 264A и дальний бомбардировщик Me 264B). Всего предполагалось построить 24 экземпляра Me 264 для действий по территории США.

Me 264 представлял собой четырехмоторный цельнометаллический моноплан с крылом большого размаха и двухкилевым хвостовым оперением. Первая опытная машина оснащалась двигателями Jumo 211J-1, на серийных машинах должны были устанавливаться двигатели BMW 801. Помимо этого разрабатывались варианты машин с турбовинтовыми (два или четыре BMW 028) и турбореактивными двигателями (четыре Jumo 004C или два BMW 018). Герметичная остекленная кабина экипажа занимала носовую часть фюзеляжа. В фюзеляже размещался бомбоотсек на 5000 кг бомб, оборонительное вооружение состояло из дистанционно управляемых турелей со сдвоенными пулеметами MG 131 или пулеметами MG 151/20 (один из вариантов самолета имел пять турелей).

Вследствие изменения военной обстановки в начале 1942 г. заместитель Г. Геринга Э. Мильх приказал уменьшить общее количество строившихся опытных машин Me 264 до трех, а в феврале разработку опытных машин хотели даже временно передать на фирму «Дорнье». Однако мощности «Дорнье» были загружены до предела, поэтому вопрос о подключении к работам других фирм отпал сам собой.

Первый полет Me 264V1 (RE+EN) состоялся 23 декабря 1942 г., в качестве двигателей на первой машине использовались Jumo 211J-1, применявшиеся на серийном самолете Ju 88A-4. Вторая машина Me 264V2 конструктивно не отличалась от первой за исключением удлиненных законцовок крыла, дополнительных 1000 кг брони для защиты жизненно важных агрегатов и кабины экипажа, а также двигателей BMW 801D мощностью 1700 л. с.

Третья опытная машина Me 264V3 являлась прототипом машин серии A – дальних морских разведчиков-бомбардировщиков. Ее вооружение состояло из передней верхней башни с пулеметом MG 131, задней верхней башни с пулеметом MG 151/20, одного MG 131 в носовом остеклении, двух MG 131 в боковых установках и одного MG 151/20 в нижней установке. В бомбоотсеке могло размещаться до 2000 кг бомб, помимо этого за бомбоотсеком устанавливались три фотокамеры Rb 50/30. Для усиления шасси при взлете на основных стойках устанавливалось по одному дополнительному колесу, которые после взлета сбрасывались. При взлете предусматривалось применять шесть стартовых ракетных ускорителей тягой по 1000 кг.

Во исполнение скорректированных технических требований RLM с лета 1942 г. фирма «Мессершмитт» начала разработку новых вариантов самолета. Одним из вариантов был Me 264В – дальний бомбардировщик с четырьмя двигателями BMW 801Е и двумя дополнительными турбореактивными Jumo 004С. Вооружение его было аналогично машинам серии А, но вес был увеличен до 49 900 кг, бомбовая нагрузка составляла 3000 кг.

Рассматривался вариант бомбардировщика, который мог бы выполнять полет с установленным на его спине носимым истребителем Me 328. Считалось, что этот мини-истребитель охранения являлся бы дополнительной защитой бомбардировщика-носителя при действиях в зоне ПВО противника.

Другим вариантом являлся Me 264/6m с шестью двигателями DB 603. Рабочее обозначение его было Р.1075, но В. Мессершмитт добивался присвоения самолету серийного обозначения Me 364. Помимо этого разрабатывались следующие варианты самолета:

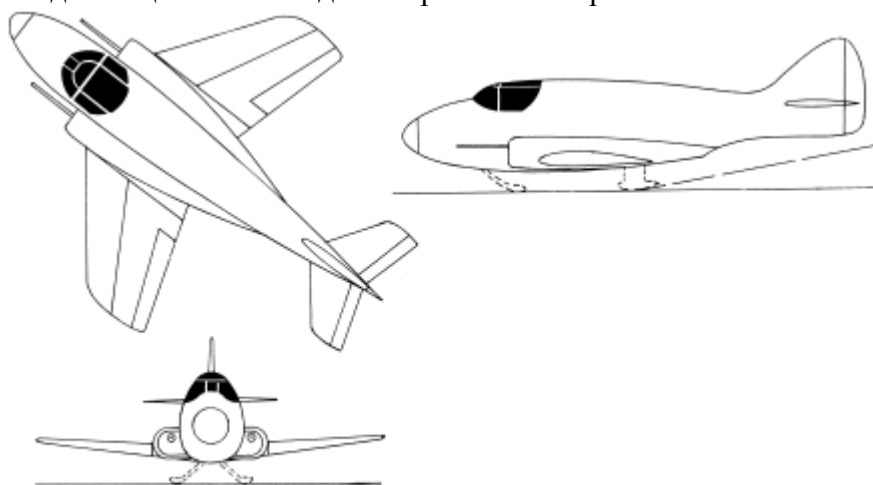
- с двумя мотогондолами на крыле, в которых соосно располагались двигатель с тянущим винтом и двигатель с толкающим винтом, и двумя ТРД BMW 018 в корневых частях крыла;
- с четырьмя двигателями, расположенными на задней кромке крыла большой стреловидности и приводящими во вращение толкающие винты;
- с четырьмя турбовинтовыми двигателями BMW 028;
- с четырьмя ТРД Jumo 004С и Т-образным хвостовым оперением.

18 июля 1944 г. проходившие летные испытания Me 264V1, подготовленный к наземным испытаниям Me 264V2 и почти законченный в постройке Me 264V3 были уничтожены во время налета союзной авиации на заводы фирмы «Мессершмитт».

Характеристики Me 264V3: экипаж – 6 человек, силовая установка – 4 х ПД BMW 801Е мощностью по 2000 л. с., размах крыла – 43,0 м и его площадь – 127,7 м², длина самолета – 20,12 м, высота – 4,3 м, вес пустого – 23 360 кг, вес топлива – 19 700 кг, максимальный взлетный вес – 56 040 кг, крейсерская скорость – 350 км/ч, максимальная скорость – 545 км/ч, посадочная скорость – 160 км/ч, скороподъемность – 120 м/мин, дальность – 15 000 км, максимальная продолжительность полета – 45 часов, вооружение – 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм, 4 пулемета MG 131 калибра 13 мм и 2000 кг бомб.

Me Р.1073В В течение зимы 1939/40 г. на фирме «Мессершмитт» в ожидании битвы в Атлантике разрабатывали огромный бомбардировщик под обозначением Me Р.1073А для нападений на вражеские конвои у Восточного побережья США. Взлетный вес бомбардировщика должен был составлять 128 000 кг, размах крыла 63,0 м, силовая установка состояла из восьми дизельных двигателей Jumo 223 мощностью по 2200 л. с. каждый.

Расчетная дальность полета составляла 16 000 км. Этот самолет, предназначенный для действий с авиабаз в Европе, должен был нести на себе маленькие и быстрые истребители для защиты от нападения вражеских перехватчиков.



Me P.1073B

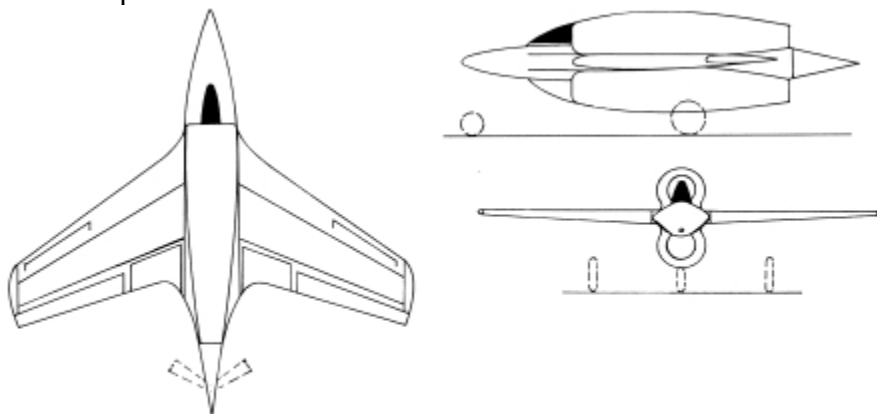
Поэтому параллельно разрабатывался бортовой истребитель Me P. 1073B Bordjager, проект которого был готов к 13 августа 1940 г. P.1073B оснащался одним ТРД BMW P.3304 (BMW 002) и имел подфюзеляжные лыжи, которые должны были облегчить ему посадку на землю или на воду после выполнения задания по защите своего бомбардировщика.

Вооружение состояло из двух пулеметов MG 151/20, установленных в верхней части входных устройств воздухозаборника, которые располагались по бокам кабины летчика. Истребитель имел складывающиеся вверх консоли крыла, что позволяло подвесить до трех таких карликовых машин на рельсах потолка в отсеке фюзеляжа бомбардировщика, имевшем круглое сечение диаметром 1,7 м.

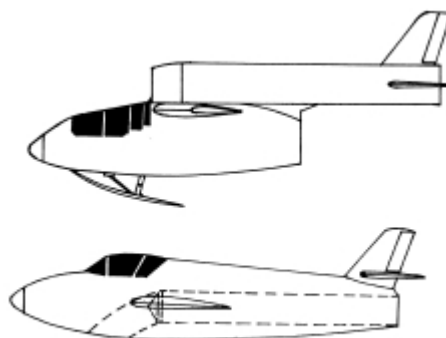
Несмотря на то что большой самолет-бомбардировщик не был принят к постройке, работы по бортовому истребителю продолжались до лета 1944 г., после чего были прекращены.

Характеристики Me P.1073B: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД BMW 002 тягой 600 кгс, размах крыла – 4,4 м и его площадь – 6,5 м², длина самолета – 5,9 м, высота – 1,81 м, ширина фюзеляжа – 0,8 м, полетный вес – 1620 кг, максимальная скорость – 950 км/ч, вооружение – 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Me P.1079/18 Schwalbe В 1942 г. на фирме «Мессершмитт» в отделе А. Липпиша в рамках проекта P.1079 разрабатывался проект многофункционального самолета-«бесхвостки» Me P.1079/18 Schwalbe («Ласточка»). Работы велись под руководством Рудольфа Сайца. Одноместный самолет оснащался двумя ТРД Jumo 004B с верхним и нижним воздухозаборниками, разделенными кабиной и нишей носового колеса шасси. Основные колеса убирались вперед по диагонали в корни крыла. Самолет имел воздушные тормоза в хвостовой части фюзеляжа из-за его многофункциональной роли: штурмовик, скоростной бомбардировщик и тяжелый истребитель. Из-за своей сложности проект P.1079/18 был отменен RLM в 1942 г.



Me Schwalbe



Me P.1079 (варианты)

Характеристики Me P.1079/18: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Jumo 004B тягой по 900 кгс, размах крыла – 9,05 м и его площадь – 20 м², длина самолета – 8,9 м, высота – 2,75 м, взлетный вес – 4030 кг, максимальная скорость – 950 км/ч.

Ме Р.1090 В начале 1943 г. был закончен проект экспериментального «модульного» самолета Ме Р.1090. Идея заключалась в том, что из типовых модулей (кабина экипажа, секции фюзеляжа, секции крыла) можно было бы собирать разные варианты самолета:

- одноместный истребитель,
- двухместный тяжелый истребитель,
- высотный истребитель,
- ночной истребитель,
- штурмовик,
- скоростной бомбардировщик,
- пикирующий бомбардировщик,
- торпедоносец,
- истребитель-бомбардировщик,
- разведчик.

В качестве силовой установки предусматривались или два поршневых двигателя DB 603G, или два ТРД Jumo 004 на консолях крыла. Хвостовое оперение могло быть обычным, мотыльковым или с разнесенными киями. Основные топливные баки предусматривались в консолях крыла, в центральной секции фюзеляжа могли располагаться: дополнительный топливный бак, бак уменьшенной емкости и бомбоотсек или отсек для разведывательной аппаратуры, большой бомбоотсек. Шасси предполагалось трехстоечное с убирающимися в мотогондолы основными стойками. В варианте самолета с поршневыми двигателями должна была устанавливаться хвостовая убирающаяся стойка, в варианте самолета с ТРД – носовая стойка.

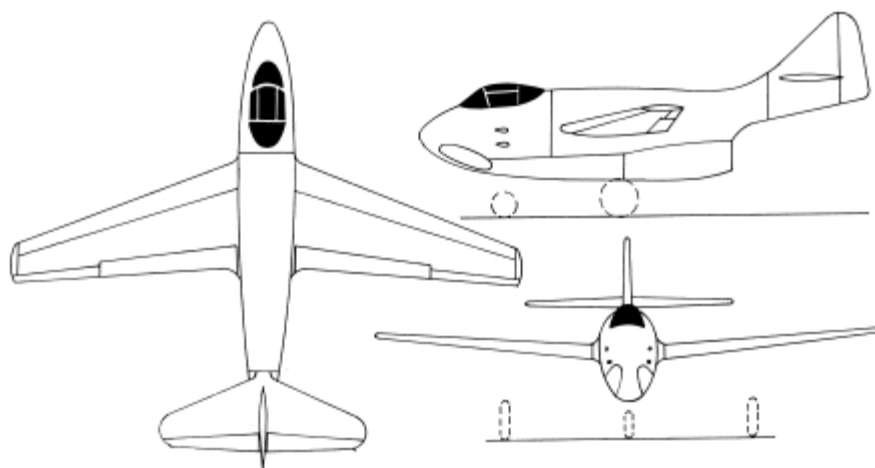
На фирме был построен полноразмерный деревянный макет «модульного» самолета для демонстрации этой концепции специалистам из RLM. Однако дальнейшего развития проект не получил.

Характеристики Ме Р.1090: размах крыла – 16,39 м, длина самолета – 12,56 м, вес пустого – 5500–8000 кг, взлетный вес – до 11 500 кг, максимальная скорость с двигателями DB 603G – 500–775 км/ч и с двигателями Jumo 004 – 1010 км/ч.

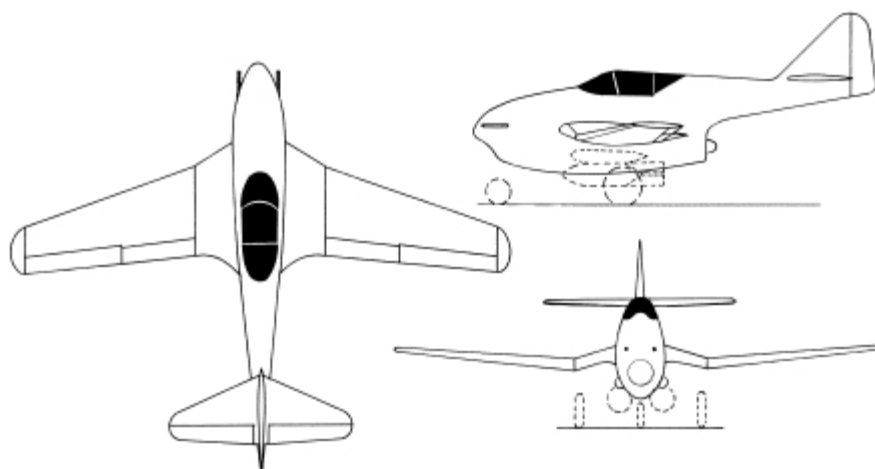
Ме Р.1092

В мае 1943 г. фирма начала разработку серии самолетов различного назначения: легкий истребитель, перехватчик, скоростной бомбардировщик, тяжелый истребитель, ночной истребитель, дальний истребитель, морской торпедоносец, пикирующий бомбардировщик.

Легкий истребитель Ме Р.1092А оснащался одним ТРД Jumo 004С, который располагался под фюзеляжем, его воздухозаборник находился под носовым обтекателем. Машина имела мотыльковое хвостовое оперение и трехстоечное шасси. Носовая стойка при взлете и посадке в выпущенном положении затеняла входное устройство воздухозаборника, что являлось существенным недостатком. Вооружение состояло из двух пушек МК 103, размещенных в носовой части фюзеляжа.



Me P.1092

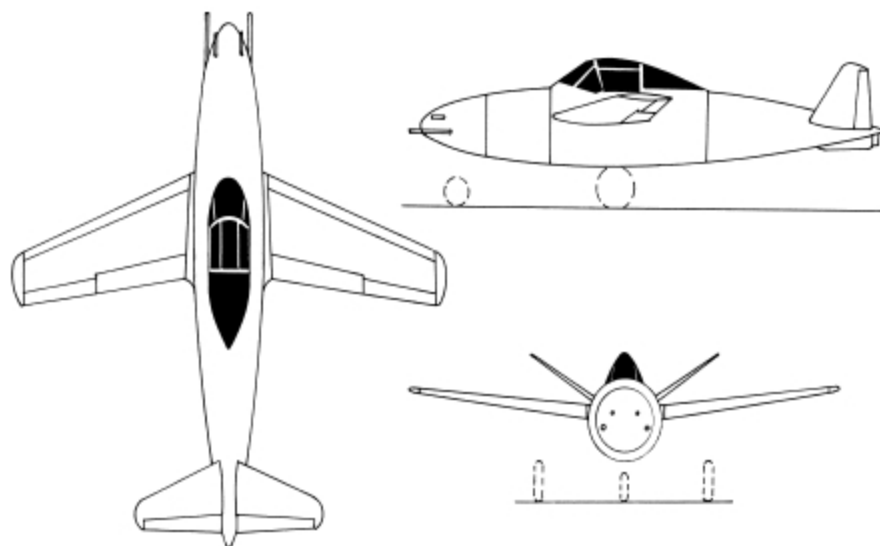


Me P.1092 (вариант)

Характеристики Me P.1092A (25 мая 1943 г.): экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004С тягой 900 кгс, размах крыла – 8,4 м и его площадь – 12,0 м², длина самолета – 9,0 м, высота – 2,5 м, взлетный вес – 4000 кг, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм.

Перехватчик Me P.1092B конструктивно походил на P.1092A, но имел один ЖРД, расположенный в хвостовой части. Вооружение было усилено: к двум пушкам МК 103 добавили две пушки МК 108.

Me P.1092D (июнь 1943 г.) походил на проект Li P.20. Машина имела хвостовое оперение от Me 262, приспособленное к короткому фюзеляжу, в качестве вооружения предусматривались две пушки МК 103 и две бомбы. ТРД располагался под кабиной.



Me P.1092B

Ни один из вариантов проекта не реализовывался, но на его основе несколько месяцев спустя началась разработка новой серии самолетов под тем же обозначением P.1092, в качестве прототипа использовался истребитель Me P.1092A. Всего разрабатывалось пять вариантов легкого одноместного истребителя с одним турбореактивным двигателем Jumo 004C.

Самолет Me P.1092/1 (8 июня 1943 г.) отличался от прототипа наличием обычного хвостового оперения.

Характеристики Me P.1092/1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004C тягой 900 кгс, размах крыла – 8,5 м и его площадь – 13,5 м², длина самолета – 8,23 м, высота – 3,26 м, взлетный вес – 3850 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 910 км/ч, практический потолок – 11 600 м, дальность – 1025 км, полетное время на высоте 9000 м – 2 часа, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Me P.1092/2 (3 июля 1943 г.) имел крыло, которое при необходимости можно было удлинить путем установки дополнительных внешних секций от истребителя Me 262. Вооружение состояло из двух пушек МК 103 и двух пулеметов MG 151/20, установленных по обе стороны воздухозаборника. Хотя самолет не строился, полученный при его проектировании опыт использовался позднее в разработках самолетов Me P.1106 и Me P.1101.

Характеристики Me P.1092/2: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004C тягой 900 кгс, размах крыла – 7,75 м (для варианта с удлиненным крылом – 10,0 м) и его площадь – 12,7 м² (14,45 м²), длина самолета – 8,1 м, высота – 3,65 м, пустой вес – 2626 кг (2692 кг), взлетный вес – 3664 кг (3730 кг), запас топлива – 1000 л, максимальная скорость – 931 км/ч (914 км/ч) на высоте 6000 м, практический потолок – 11 200 м (12 100 м), дальность – 870 км (970 км), полетное время – 1,26 часа (1,59 часа) на высоте 10 000 м, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

Me P.1092/3 (16 июля 1943 г.) имел кабину летчика, сдвинутую назад к хвостовому оперению, и четыре пушки МК 108 в носовой части.

Характеристики Me P.1092/3 отличались от Me P.1092/2 только габаритами: размах крыла – 9,4 м и его площадь – 12,7 м², длина самолета – 8,1 м, высота – 3,6 м.

Me P. 1092/4 (19 июля 1943 г.) и Me P. 1092/5 (20 июля 1943 г.) различались в основном местом расположения кабины летчика, характеристики были близки к характеристикам Me P.1092/2.

Me P.1095

Проект легкого истребителя с одним ТРД Jumo 004B под фюзеляжем и двумя пушками МК 103 в носовой части разрабатывался в двух вариантах.

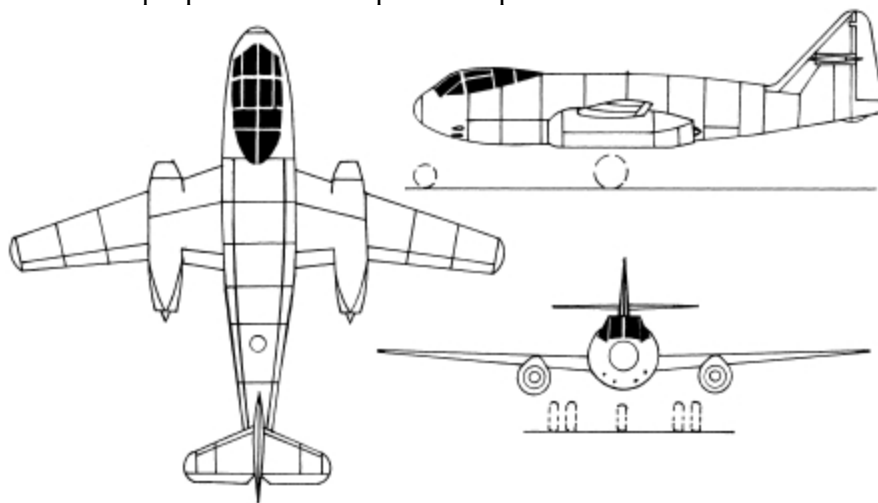
Me P. 1095/1 (октябрь 1943 г.) имел крыло, поверхности управления и кабину от Me 262, в то время как хвостовое оперение и шасси были от Me 209. Стволы двух пушек МК 103 далеко высовывались из носовой части фюзеляжа.

Me P. 1095/2 был подобен первой версии, но хвостовое оперение было от Me 262. В то же самое время крыло было изменено по образцу самолета Me 155. Вооружение должно было состоять из одной пушки МК 108 и двух пулеметов MG 151/20.

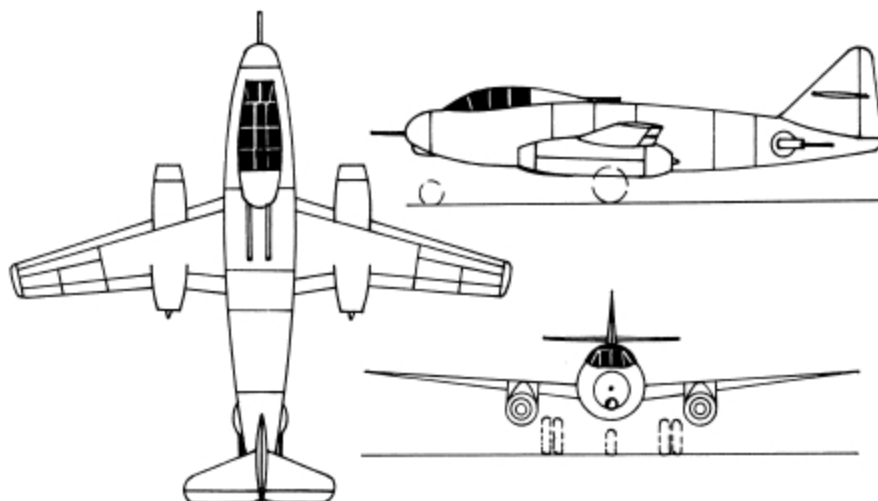
Характеристики Me P.1095/1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004В тягой 900 кгс, размах крыла – 9,74 м и его площадь – 15,3 м², длина самолета – 9,71 м, высота – 3,38 м, взлетный вес – 3620 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 860 км/ч, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм.

Me P.1099

Проект двухместного истребителя с двумя ТРД Jumo 004С или HeS 011, являвшегося дальнейшим развитием самолета Me 262, разрабатывался в разных вариантах с июля 1943 г. по февраль 1944 г. Проект не реализовывался.



Me P.1099A



Me P.1099B

P.1099A имел крыло и хвостовую часть от Me 262А-2а, но фюзеляж и шасси были новой конструкции, кабина экипажа из двух человек располагалась в носовой части.

Разрабатывался в двух модификациях, различавшихся только вооружением:

– P.1099А/І (в трех версиях): А – 4 пушки МК 108, В – 2 пушки МК 103, С – 2 пушки МК 108 + 1 пушка МК 103;

– P.1099А/ІІ (в двух версиях): А – 1 пушка МК 108 + 1 пушка МК 112 калибра 55 мм (вес пушки – 271 кг, начальная скорость снаряда – 600 м/с, скорострельность – 300 выстрелов

в минуту), В – 1 пушка МК 214 калибра 55 мм (модификация пушки МК 112 со скорострельностью 150 выстрелов в минуту).

Трехместный Р.1099В конструктивно не отличался от предыдущей модификации, изменения касались лишь вооружения – была добавлена хвостовая дистанционно управляемая установка FPL 151 с двумя пушками и сдвоенная пулеметная турель в задней части кабины для стрельбы назад.

Характеристики Me P.1099A/I: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 12,61 м и его площадь – 22,0 м², длина самолета – 12,0 м, высота – 4,43 м, вес пустого – 5061 кг, взлетный вес – 8762 кг, максимальная скорость на высоте 9000 м – 805 км/ч, скороподъемность у земли – 17,4 м/с, практический потолок – 9810 м, дальность – 1340 км, максимальная продолжительность полета – 2,52 часа, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Me P.1100

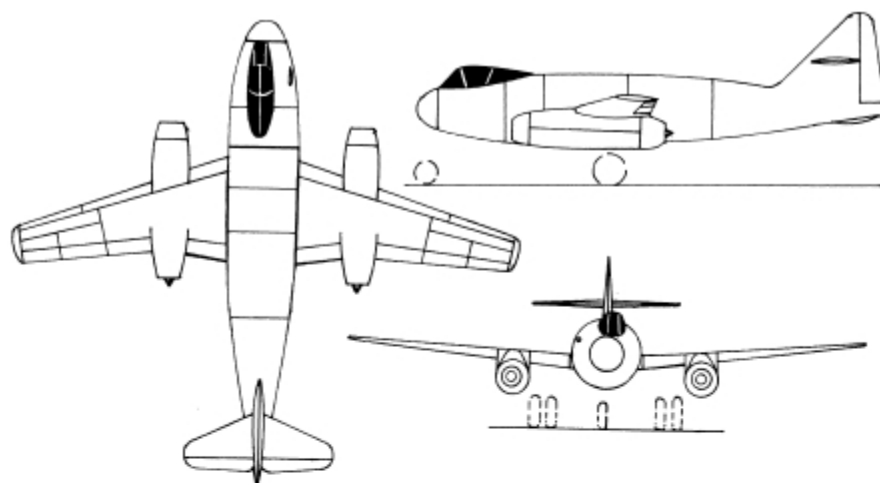
Проект двухместного скоростного бомбардировщика и тяжелого истребителя на основе базовой конструкции Me 262 был закончен в начале 1945 г., выполнялся в двух вариантах.

Силовая установка состояла из двух ТРД Jumo 004С, но они могли быть заменены более мощными двигателями HeS 011. Вооружение могло состоять из:

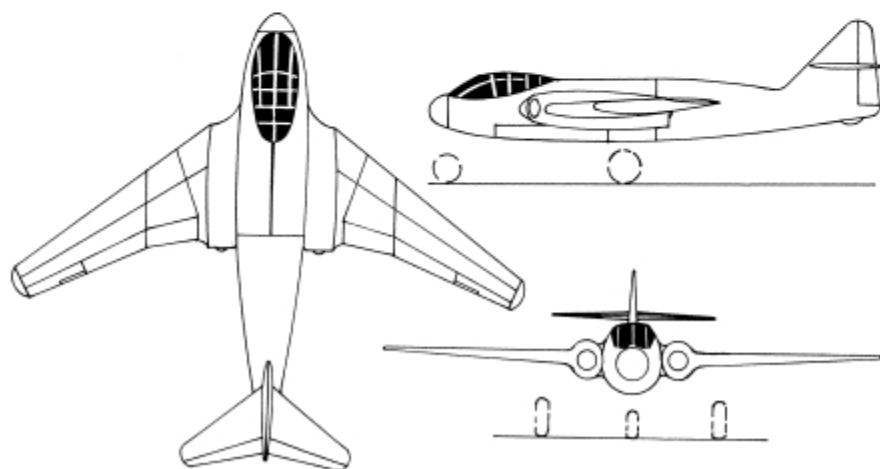
- двух вперед стреляющих пушек МК 108 и двух назад стреляющих МК108,
- одной подвижной установки FHL 151 в носу, двух пушек МК103Z позади кабины и двух установок FPL 151s в хвостовой части фюзеляжа. Бомбовая нагрузка могла достигать 2500 кг.

Кроме того, рассматривалась возможность вооружения самолета пушками тяжелого калибра, например МК 112 или МК 214.

Р.1100/I по конструкции практически не отличался от Me P.1099, за исключением того, что кабину экипажа немного сместили влево, а бомбовая нагрузка размещалась в фюзеляже.



Me P.1100.I



Me P.1100.II

P.1100/II – с крылом большей стреловидности, двигатели устанавливались в корне крыла.

В начале 1945 г. был построен полноразмерный деревянный макет, но дальше этого работа не пошла.

Характеристики Me P.1100: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 x ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 12,58 м и его площадь – 22 м², длина самолета – 12,0 м, высота – 4,4 м, взлетный вес – 10 262 кг, максимальная скорость на высоте 9000 м – 950 км/ч, практический потолок – 9400 м, скороподъемность у земли – 16 м/с, дальность – 1300 км, максимальная продолжительность полета – 1,85 часа.

Me P.1101

С начала 1944 г. фирма работала над серией проектов, объединенных под обозначением P.1101. Это были проекты высокоскоростных самолетов со стреловидным крылом, включая и крыло изменяемой стреловидности.

P.1101/92 (май 1944 г.) – тяжелый истребитель и штурмовик, оснащенный 75-мм пушкой. Экипаж состоял из двух человек, размещавшихся в кабине бок о бок, два двигателя HeS 011 подвешивались под крылом, хвостовое оперение – мотылькового типа.

Проект P.1101/99 (6 июня 1944 г.) – двухместный штурмовик с четырьмя двигателями HeS 011, попарно расположенными в корневой части крыла по обе стороны фюзеляжа. Вооружение состояло из одной 75-мм противотанковой пушки PaK 40 и пяти 55-мм пушек MK 112.

Проект P.1101/104 (июль 1944 г.) – двухместный тяжелый истребитель с четырьмя двигателями HeS 011, попарно подвешенными под крылом. Вооружение состояло из одной

75-мм противотанковой пушки PaK 40 и трех пушек МК 108.

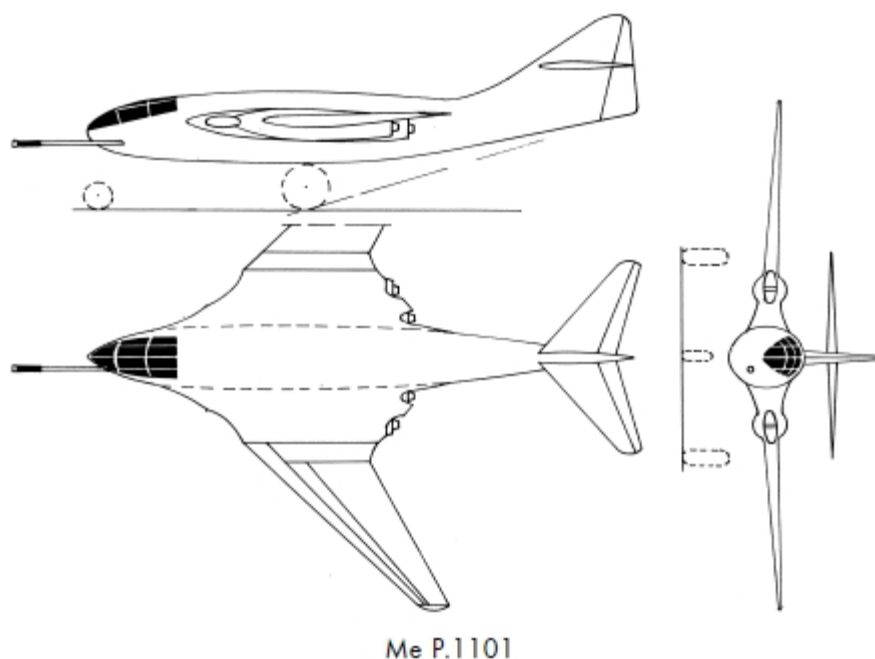
Проект Р.1101/28 (апрель 1945 г.) – двухместный скоростной бомбардировщик и тяжелый истребитель с двумя ТРД HeS 011, расположенными в корневой части крыла.

Однако эти проекты так и не вышли из стадии начальных проработок.

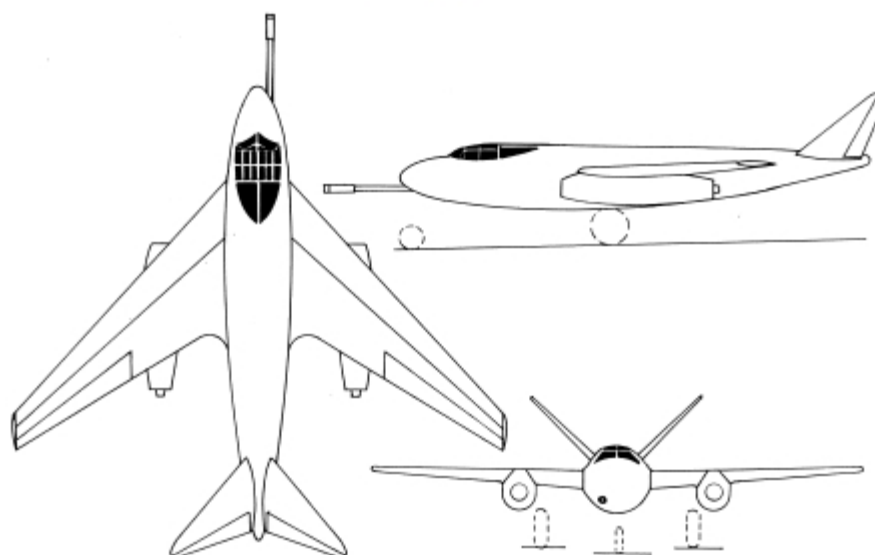
Параллельно разрабатывались и однодвигательные машины, например высотный истребитель, который разрабатывался в четырех вариантах.

Р.1101/I, законченный в июле 1944 г., имел крыло двойной стреловидности по передней кромке и хвостовое оперение мотылькового типа. Длина самолета составляла 6,85 м, размах крыла – 7,15 м, расчетная максимальная скорость на 6000 м – 1050 км/ч. Двигатель HeS 011 размещался под фюзеляжем, два круглых воздухозаборника располагались по краям кабины летчика. Две пушки МК 108 устанавливались в носовой части фюзеляжа. Самолет мог нести одну бомбу SC 500.

Р.1101/II, разработанный в августе, отличался от предыдущей версии более вытянутым фюзеляжем и постоянной стреловидностью по всему размаху крыла. Круглые воздухозаборники размещались по бокам кабины в корневой части крыла. Сзади кабины над двигателем располагались два проектированных топливных бака. Помимо этого предусматривались узлы подвески сбрасываемых баков, а также узел крепления буксируемого в полете дополнительного крылатого бака. Крыло имело стреловидность 40°, предусматривалось V-образное хвостовое оперение. Вооружение состояло из одной пушки МК 112 или двух пушек МК 108 с возможностью установки дополнительной МК 103 или МК 108. Для борьбы с союзными бомбардировщиками рассматривалась в качестве варианта ракетная установка SG 500 Jagdfaust. Установленные в носу две SG 500 представляли собой трубы, из которых выстреливались вверх 55-мм неуправляемые ракеты. Самолет мог нести под фюзеляжем одну бомбу SC 500.



Me P.1101



Me P.1101-92

Р.1101/III (еще его обозначали Me P.1101L) отличался от предыдущих версий установкой вместо ТРД прямооточного воздушно-реактивного двигателя (см. выше).

Р.1101/IV, разработанный в ноябре, планировался в качестве опытного образца для летных испытаний. Поскольку предполагалось исследовать влияние угла стреловидности крыла на аэродинамические характеристики самолета, то узел крепления консолей к центроплану был разработан таким образом, чтобы на земле перед полетом можно было легко установить заданную стреловидность (35°, 40° или 45°).

Под общим обозначением Р.1101-XVIII разрабатывалось несколько вариантов двухместных скоростных бомбардировщиков с изменяемой стреловидностью крыла и четырьмя двигателями HeS 011.

Р.1101-XVIII/101 имел два двигателя в носу под кабиной экипажа и два двигателя в хвостовой части.

Характеристики Me P.1101-XVIII/101: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 18,4 м, длина самолета – 17,1 м, максимальная скорость – 1020 км/ч, вооружение – 4 пушки МК 108 в носу, 1 сдвоенная пушечная установка FDL 108Z сверху за кабиной, 1 установка FDL 108Z снизу в хвостовой части и 3000 кг бомб.

Р.1101-ХVIII/103 имел по два двигателя с каждой стороны фюзеляжа под крылом, консоли крыла поворачивались полностью в полете до угла стреловидности 50°.

Характеристики Me P.1101-ХVIII/103: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 19,8 м, длина самолета – 18,4 м, максимальная скорость – 1100 км/ч, дальность – 2400 км, вооружение – 4 пушки МК 108 в носу, 2 боковые установки FDL 108Z в хвостовой части и 3000 кг бомб.

Р.1101-ХVIII/105 – скоростной бомбардировщик и тяжелый истребитель, имел по два двигателя на пилоне в корневой части крыла с каждой стороны фюзеляжа, поворотными были внешние секции крыла.

Характеристики Me P.1101-ХVIII/105: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 17,35 м, длина самолета – 18,1 м, максимальная скорость – 1020 км/ч, дальность – 3100 км, вооружение – 4 пушки МК 108 в носу, 2 верхние установки FDL 108Z (для стрельбы вперед и назад в верхней полусфере) и 1 установка FDL 108Z снизу в хвостовой части.

Подготовка производства опытного образца однодвигательного Me P.1101 началась 4 декабря 1944 г. на заводе фирмы в Обераммергау в горах Баварии на юге Германии. Этот авиационный комплекс «Мессершмитта» был неизвестен союзникам, поэтому до конца войны он не подвергался массированным бомбардировкам. Параллельно с подготовкой производства шла доработка конструкторской документации. Фюзеляж самолета выполнялся из дюралюминия, крыло и хвостовое оперение изготавливались из дерева. На опытной машине вместо двигателя HeS 011 предполагалось поставить Jumo 004B.

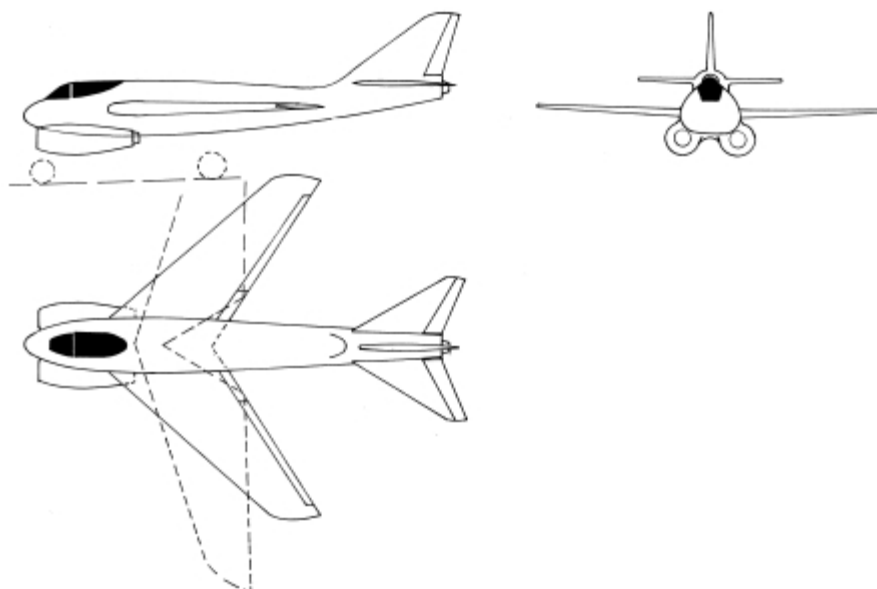
29 апреля 1945 г. завод захватили американские войска, к этому времени первая опытная машина Me P.1101V1 была построена на 80 %. После окончания войны трофейный самолет перевезли в США, испытания его проводились на фирме «Белл», для чего он был оборудован американским ТРД J-35. Результаты испытаний Me P.1101 легли в основу разрабатывавшегося фирмой «Белл» проекта самолета X-5.

Характеристики Me P.1101V1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,25 м и его площадь – 15,85 м², длина самолета – 9,18 м, высота – 2,8 м, вес пустого – 2600 кг, взлетный вес – 4064 кг, максимальная скорость – 975 км/ч на высоте 7000 м, скороподъемность у земли – 22,2 м/с, практический потолок – 12 000 м, дальность – 1500 км, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Me P.1102

Me P.1102 проектировался летом 1944 г. в качестве скоростного бомбардировщика и тяжелого истребителя с крылом изменяемой стреловидности. При взлете крыло устанавливалось в угол стреловидности 20°, в полете оно переводилось в положение 50°.

Предполагалось установить три ТРД BMW 003 или HeS 011, два снизу носовой части фюзеляжа и один в хвостовой части с воздухозаборником сверху фюзеляжа. Летчик размещался в кабине в носовой части фюзеляжа, сзади кабины располагались три топливных бака на 1200 л каждый. Бомбовая нагрузка в 3000 кг размещалась в фюзеляже. В конце войны конструкторская документация на самолет была захвачена американскими войсками и использовалась при разработке некоторых американских самолетов, одним из которых был Martin XB-51.



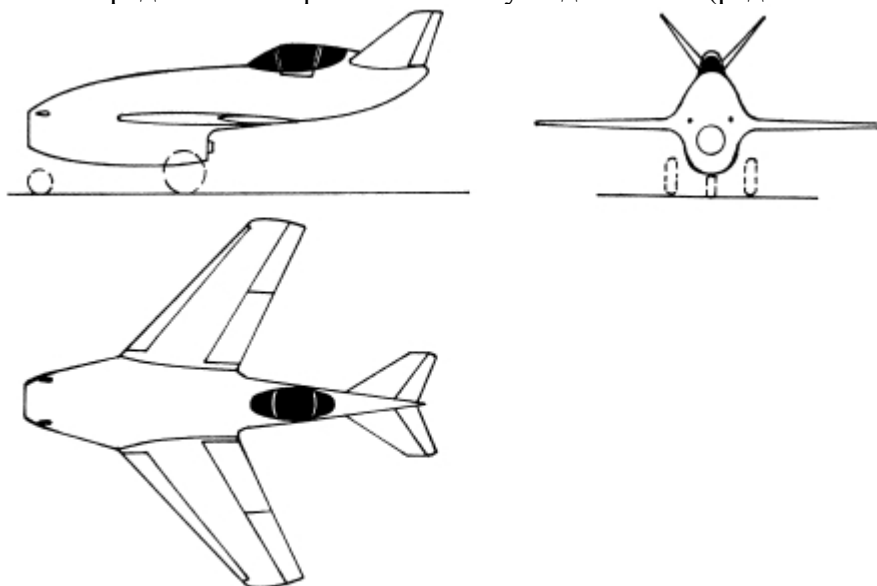
Me P.1102-5

Характеристики Me P.1102/105: экипаж – 1 человек, силовая установка – 3 x ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, площадь крыла – 27 м², максимальная скорость – 1010 км/ч, дальность – 1900 км, бомбовая нагрузка – 3000 кг, вооружение – 3000 кг бомб.

Me P.1106

Разработанный зимой 1944/45 гг. проект самолета с ТРД HeS 011 участвовал в конкурсе по «чрезвычайной» истребительной программе. В качестве вооружения самолет должен был нести две пушки МК 108, установленные в носовой части фюзеляжа. Было разработано три варианта проекта:

– P.1106/I (12 декабря 1944 г.) имел Т-образное хвостовое оперение, причем киль был продолжением кабины летчика, и модифицированное крыло от Me 262, двигатель располагался в передней части фюзеляжа снизу под кабиной (реданная схема);



Me P.1106.I

– P.1106/II (14 декабря 1944 г.) имел увеличенный до 7,4 м размах крыла, хвостовое оперение мотылькового типа, кабина летчика располагалась перед оперением, двигатель располагался в передней части фюзеляжа снизу под кабиной, емкость топливных баков была увеличена;

– P.1106R походил на первый вариант, но имел усиленную бронезащиту и оснащался

дополнительным ЖРД.

Видимость из кабины самолетов всех версий проектов была крайне плохая. Кроме того, аэродинамическое сопротивление Р.1106, по расчетам, было выше на 14 %, чем у Р.1110, который начал разрабатываться в начале 1945 г. Поскольку не имелось никаких перспектив улучшить характеристики Р.1106, проект был прекращен в конце февраля 1945 г.

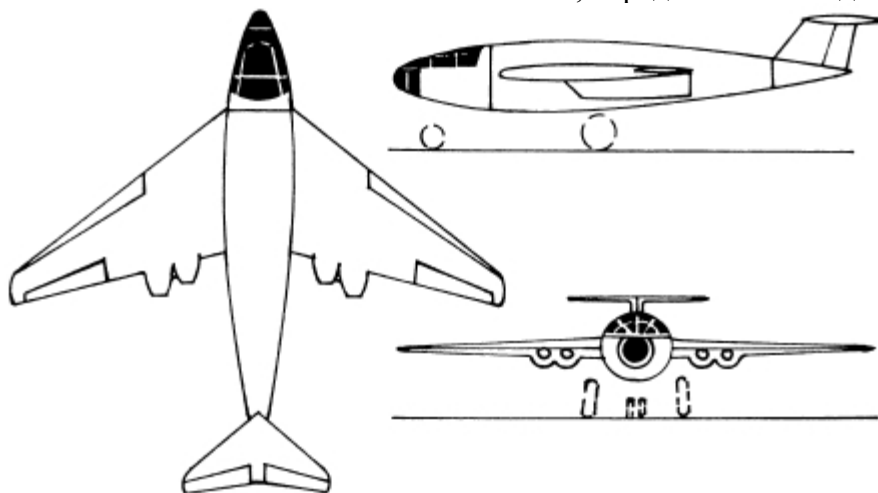
Характеристики Р.1106/І: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 6,65 м и его площадь – 13,2 м², длина самолета – 9,2 м, высота – 3,37 м, вес пустого – 2300 кг, взлетный вес – 4000 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 993 км/ч, скороподъемность у земли – 21,2 м/с, практический потолок – 13 300 м, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Me P.1107

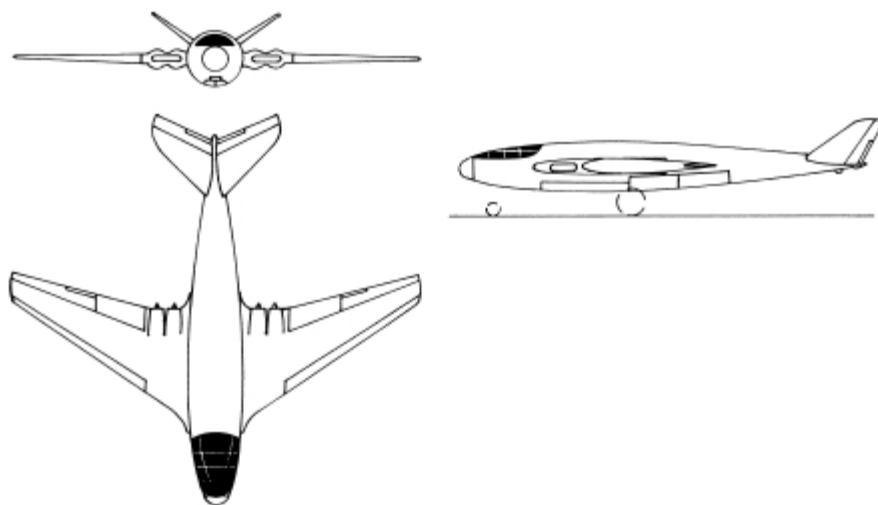
Проект скоростного бомбардировщика и разведчика с четырьмя ТРД HeS 011, предложенный 16 января 1945 г., являлся дальнейшим развитием реактивных вариантов самолета Me 264. Р.1107, который предположительно должен был получить

RLM-обозначение Me 462, окончательно выполнялся в трех вариантах:

- Р.1107/І имел Т-образное хвостовое оперение и двигатели, попарно подвешенные под крылом, шасси трехстоечное с передней двухколесной стойкой;
- Р.1107/ІІ с хвостовым оперением мотылькового типа и с общим воздухозаборником на каждую пару двигателей, расположенную в корне крыла;
- Р.1107/ІХ-122 выполнялся по схеме «бесхвостка», передняя стойка одноколесная.



Me P.1107.I



Me P.1107.II

Предположительно проект должен был получить RLM-обозначение Me 462, но

окончание войны прервало все работы по самолету.

Характеристики Me P.1107/I: экипаж – 2 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 17,3 м и его площадь – 60 м², длина – 18,4 м, высота – 4,96 м, взлетный вес – 29 000 кг, максимальная скорость – 1020 км/ч, дальность – 7400 км (9600 км в варианте разведчика), бомбовая нагрузка – 4000 кг, максимальная продолжительность полета – 8 часов 27 минут (11 часов 6 минут в варианте разведчика).

Me P.1108

Проект дальнего трехместного бомбардировщика с четырьмя ТРД HeS 011 разрабатывался в марте 1945 г. в нескольких вариантах.

P.1108/I выполнялся по схеме «бесхвостка». Кабина экипажа располагалась в носовой части фюзеляжа, двигатели попарно устанавливались в корневой части крыла с обеих сторон фюзеляжа. Входные устройства воздухозаборников располагались в передней кромке крыла.

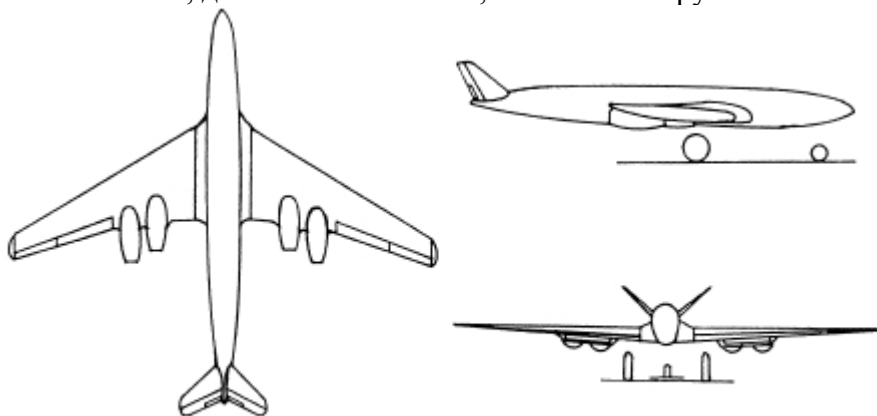
У варианта P.1108/II, выполненного также по схеме «бесхвостка», двигатели устанавливались в корневой части крыла с входными устройствами воздухозаборников снизу крыла.

P.1108/IX-117 походил на P.1108/II, но отличался в габаритных размерах.

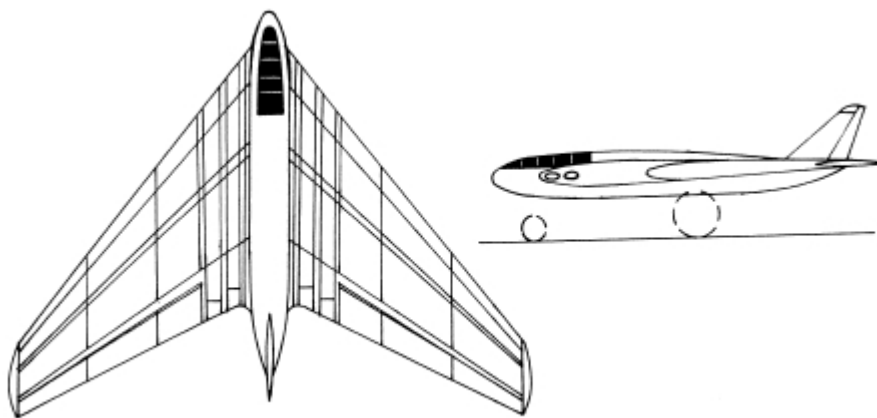
P.1108/IK-126 имел мотыльковое оперение и двигатели, попарно расположенные в районе середины длины консолей крыла.

Проект не реализовывался.

Характеристики Me P.1108/I: экипаж – 3 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 20,0 м и его площадь – 120 м², длина самолета – 14,6 м, высота – 4,5 м, взлетный вес – 30 660 кг, максимальная скорость – 980 км/ч, практический потолок – 10 000 м, дальность – 7000 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.



Me P.1108.I



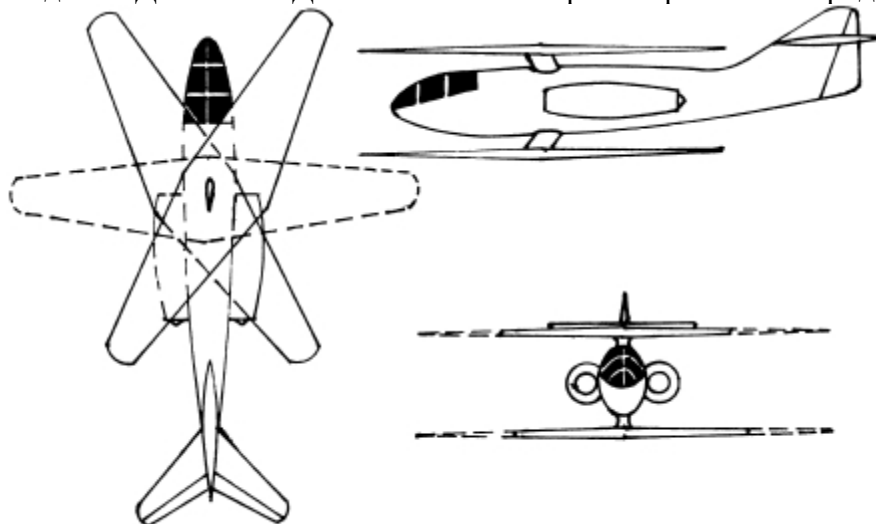
Me P.1108.II

Характеристики P.1108/IK-126: экипаж – 3 человека, силовая установка – 4 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 19,8 м и его площадь – 60 м², длина самолета – 18,2 м,

взлетный вес – 35 000 кг, максимальная скорость – 1030 км/ч, дальность – 7000 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.

Me P.1109

Проект реактивного самолета-биплана с поворотными крыльями разрабатывался в январе 1944 г. Крылья (верхнее над фюзеляжем и нижнее под фюзеляжем) в полете поворачивались, образуя в плане букву «X». По бокам фюзеляжа в его средней части устанавливались два ТРД HeS 011. Дальше эскизного проекта работы не продвинулись.



Me P.1109

Характеристики Me P.1109: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 x ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыльев (в нормальном положении) – 9,4 м, длина самолета – 9,4 м.

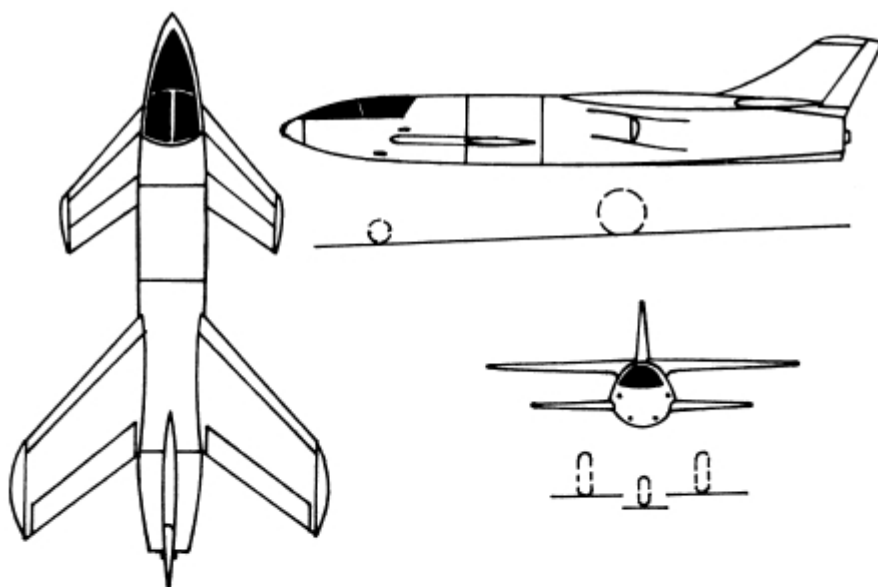
Me P.1110

Проект высотного одноместного истребителя с ТРД HeS 011, разрабатывавшийся в январе – феврале 1945 г., выполнялся в трех вариантах.

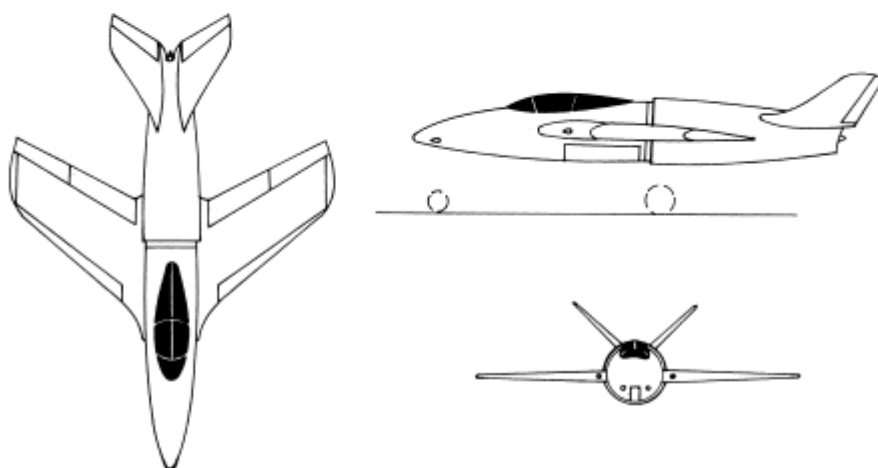
Первый вариант проекта, законченный 12 января 1945 г., представлял собой истребитель с V-образным хвостовым оперением, вооруженный тремя пушками МК 108. За кабиной летчика располагался кольцевой воздухозаборник двигателя.

Второй вариант Me P.1110, законченный 2 февраля 1945 г., отличался от предыдущего обычным хвостовым оперением, в носовой части фюзеляжа устанавливались три пушки МК 108, кроме того, предусматривалась возможность дополнительной установки еще двух пушек в корне крыла. Воздухозаборники двигателя располагались над крылом по бокам фюзеляжа за кабиной летчика.

Десятью днями позже был закончен третий вариант проекта, более известный как Me P.1110 Ente («Утка»), который выполнялся по схеме «утка» с передним горизонтальным оперением, воздухозаборники двигателя располагались по бокам фюзеляжа под крылом. Четыре пушки МК 108 установлены по бокам кабины летчика. Проект не реализовывался.



Me P.1110 Ente



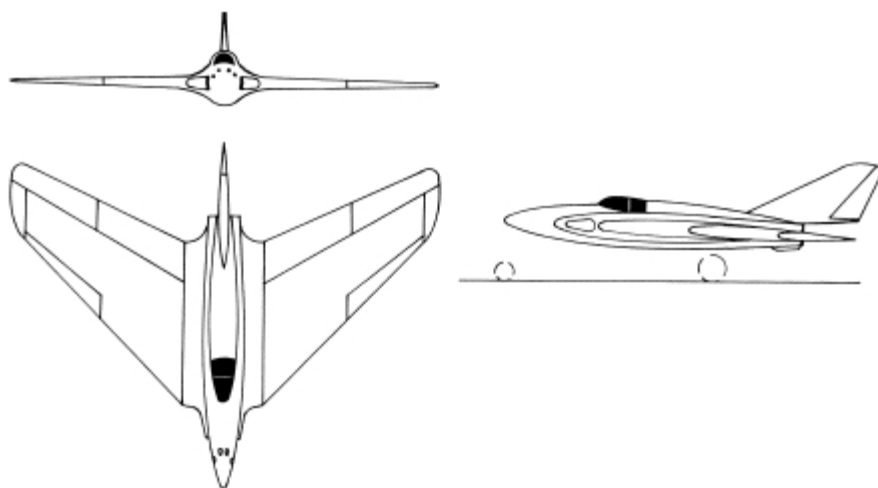
Me P.1110.II

Характеристики Me P.1110/2: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,25 м и его площадь – 15,85 м², длина самолета – 10,36 м, высота – 3,18 м, вес пустого – 2812 кг, взлетный вес – 4290 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 1000 км/ч, скороподъемность у земли – 21,5 м/с, практический потолок – 14 000 м, максимальная продолжительность полета – 1,8 часа, вооружение – 3 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Характеристики Me P.1110 Ente: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 6,65 м и его площадь – 13,2 м², длина самолета – 9,67 м, высота – 2,7 м, вес пустого – 2580 кг, взлетный вес – 4000 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 1000 км/ч, скороподъемность у земли – 26 м/с, практический потолок – 13 100 м, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Me P.1111

Проект истребителя-«бесхвостки» с ТРД HeS 011 разрабатывался в январе 1945 г. Воздухозаборники двигателя располагались в корневой части крыла. Вооружение – четыре пушки МК 108 (две в носовой части фюзеляжа и две в корнях крыла). Топливные баки общей емкостью 1500 л размещались в крыле. Проект не реализовывался.



Me P.1111

Характеристики Me P.1111: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 9,16 м и его площадь – 28,0 м², длина самолета – 8,92 м, высота – 3,06 м, вес пустого – 2740 кг, взлетный вес – 4280 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 995 км/ч, скороподъемность у земли – 23,7 м/с, практический потолок – 14 000 м, максимальная продолжительность полета – 1,8 часа, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм.

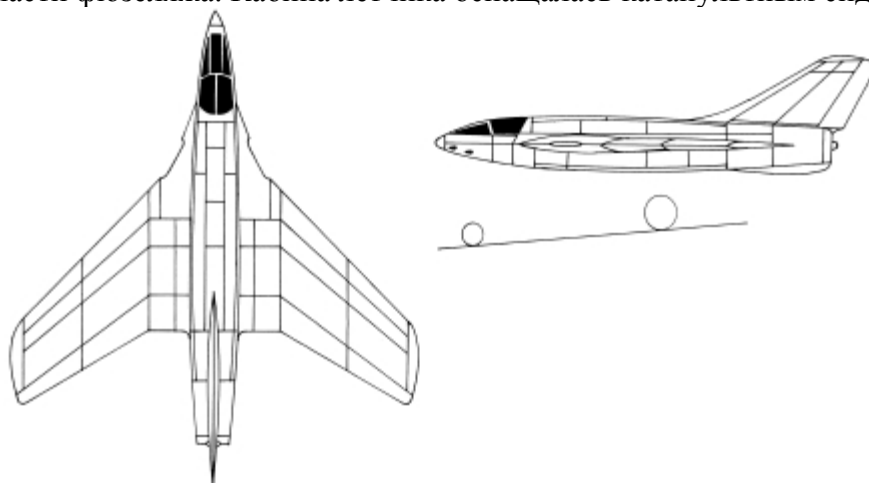
Me P.1112

К концу марта 1945 г. был закончен проект истребителя Me P.1112 с одним двигателем HeS 011, проект разрабатывался в трех вариантах:

P.1112/I (3 марта 1945 г.) – бесхвостый вариант истребителя. Воздухозаборники двигателя располагались над крылом по бокам фюзеляжа, четыре пушки – в носовой части фюзеляжа.

P.1112/II (27 марта 1945 г.) – то же, что и P.1112/I, но с удлинненным фюзеляжем и воздухозаборниками в корневой части крыла.

P.1112/III (30 марта 1945 г.) – истребитель с хвостовым оперением мотылькового типа. Воздухозаборники двигателя располагались над крылом по бокам фюзеляжа, четыре пушки – в носовой части фюзеляжа. Кабина летчика оснащалась катапультным сиденьем.



Me P.1112

В середине апреля находился в постройке полноразмерный деревянный макет самолета, на котором предполагалось оценить возможность установки различных вариантов пушечного вооружения – четырех МК 108, или одной 50-мм МК 214, или одной 55-мм МК 112. В конце апреля 1945 г. союзные войска, захватив завод в Оберраммергау, обнаружили

этот недостроенный макет самолета.

Характеристики Me P.1112/I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 9,15 м и его площадь – 24 м², длина самолета – 6,6 м, высота – 2,6 м, взлетный вес – 4674 кг, максимальная скорость – 1100 км/ч, вооружение – 4 пушки МК 108.

Характеристики Me P.1112/III: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,16 м и его площадь – 19,0 м², длина самолета – 9,24 м, высота – 2,84 м, вес пустого – 2290 кг, взлетный вес – 4673 кг, максимальная скорость на высоте 7000 м – 1000 км/ч, практический потолок – 14 000 м, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Me Libelle

Проект легкого истребителя Me Libelle («Стрекоза») с ТРД HeS 011, расположенным внутри короткого фюзеляжа, и оперением мотылькового типа на длинной хвостовой балке.

Самолет имел крыло размахом 7,0 м и длину 7,3 м.

Me Zerstorер

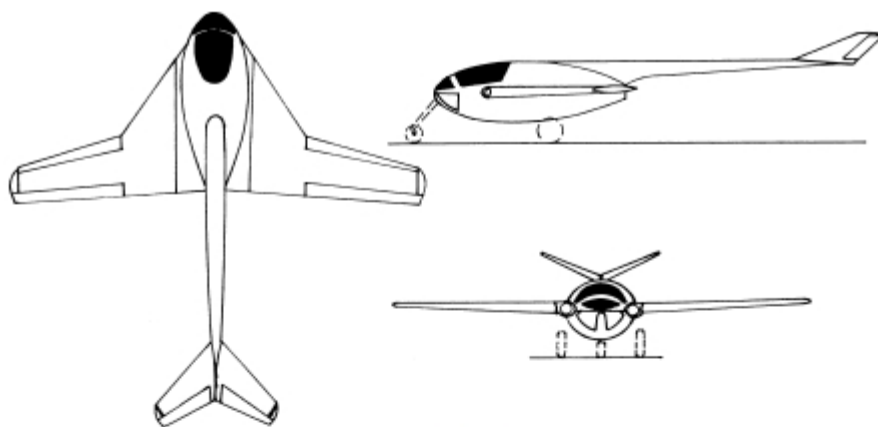
Эскизный проект тяжелого истребителя с двумя двигателями ТРД Jumo 004TL и Т-образным хвостовым оперением разрабатывался в 1941–1942 гг. Проект был выполнен в двух вариантах, отличавшихся расположением воздухозаборников и конфигурацией хвостовых частей. В первом варианте воздухозаборники располагались по бокам фюзеляжа под крылом, во втором варианте воздухозаборники располагались в корне крыла, а на законцовках крыла устанавливались два дополнительных топливных бака емкостью по 300 л.

В качестве вооружения должны были использоваться две пушки МК 108.

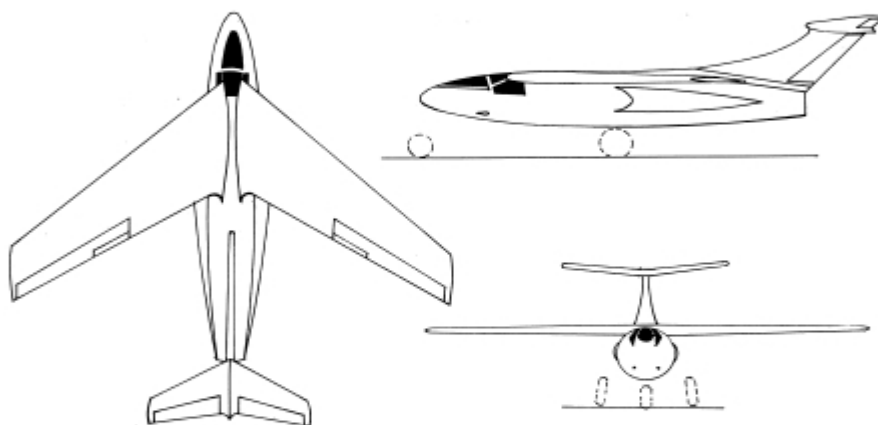
Характеристики Me Zerstorер-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Jumo 004TL тягой по 900 кгс, размах крыла – 11,8 м и его площадь – 28,0 м², длина самолета – 12,2 м, взлетный вес – 7000 кг, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Me Wespe

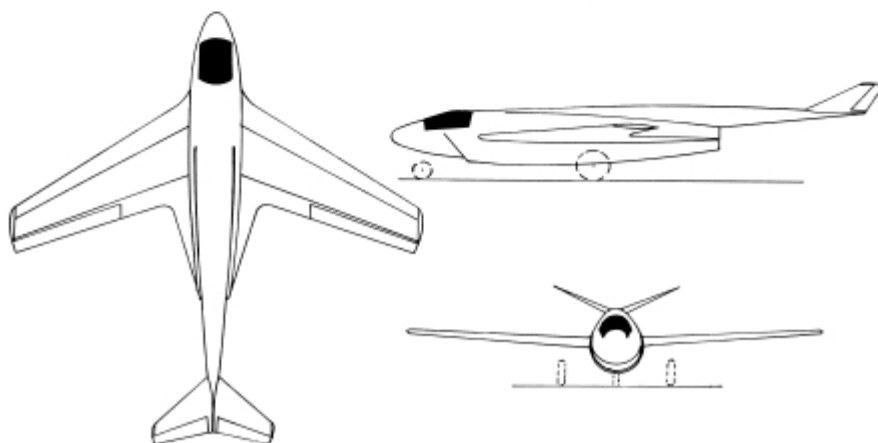
Эскизный проект самолета Me Wespe («Оса»), разработанный в самом конце войны, был выполнен в двух вариантах. В качестве силовой установки использовался ТРД Jumo 004C или HeS 011, установленный в хвостовой части фюзеляжа. Предполагалось вооружить самолет двумя пушками МК 108.



Me Libelle



Me Zerstörer (вариант 1)



Me Wespe

Первый вариант самолета имел мотыльковое хвостовое оперение, кабина, в которой летчик располагался лежа, находилась в носовой части фюзеляжа, воздухозаборник двигателя находился под фюзеляжем в районе кабины.

Второй вариант имел обычное хвостовое оперение, воздухозаборник в носовой части и кабину летчика в средней части фюзеляжа.

Характеристики Me Wespe: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 8,65 м и его площадь – 15,0 м², длина самолета – 10,0 м, высота – 2,3 м, взлетный вес – 3000 кг, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Аппараты А. Коанда

Анри Коанда, изучая эффект прилипания газа при его движении с высокой скоростью около изогнутой поверхности («эффект Коанда»), в 1938 г. запатентовал конструкцию

дискового реактивного аппарата (патент № 2108652). В 1940 г., после занятия немцами Парижа, А. Коанда под наблюдением СС был вынужден работать над проектами немецких летающих дисков.

Сведения о его разработках чрезвычайно скудны, но известно, что в результате им был разработан дископодобный аппарат диаметром 20 м. В составе силовой установки, которая была вписана в корпус диска, использовались двенадцать ТРД Jumo 004В. Эти ТРД устанавливались в радиальных каналах по периферии диска, реактивные сопла двигателей могли изменять угол вектора тяги в вертикальной плоскости, изменение направления полета осуществлялось дифференцированием тяги соответствующих двигателей. Однако аппарат не пошел в производство, так как требуемых для него ТРД Jumo 004В не хватало даже для комплектации серийных самолетов Me 262 и Ar 234. Кроме того, силовая установка аппарата потребляла большое количество топлива, которого в Германии к 1944 г. уже катастрофически не хватало. Поэтому работы над проектом были прекращены, а Коанда до конца войны по указанию немцев занимался разработкой беспилотного аппарата небольших размеров.

Самолеты с ВМСУ и ТРД

В Германии изучением характеристик серийных винтомоторных самолетов с дополнительными ТРД начали заниматься с 1939 г. Первым испытывался самолет He 112 V2 с дополнительным ТРД HeS 3А, затем в 1940 г. летал He 111Н-6 с одним дополнительным HeS 8А. Затем летали Ju 88А-4 и Bf 109 с дополнительным Jumo 004, Me 262 с двумя дополнительными BMW P.3302, Ju 88А-5 с дополнительным BMW 003А и др. Помимо этого специально разрабатывались проекты самолетов со смешанной силовой установкой.

Bv P.194

Проект самолета асимметричной схемы разрабатывался в вариантах пикирующего бомбардировщика, штурмовика, тяжелого истребителя и разведчика. В носовой части главного фюзеляжа располагался двигатель BMW 801D с тянущим винтом и бомбоотсек в средней части. В правом коротком фюзеляже длиной 6,4 м находилась бронированная стальными листами кабина летчика, с установленным под ее задней частью ТРД Jumo 004В или BMW 003А. Топливные баки размещались в крыле. Трехстоечное шасси монтировалось на главном фюзеляже, основные стойки убирались в крыло, хвостовое колесо – в фюзеляж. Вооружение – 2 пушки МК 103 и 2 пулемета MG 151/20 по бокам кабины, бомбовая нагрузка бралась в вариантах: 9 бомб SC 70, 2 бомбы SC 250, 1 бомба SC 500 или 1 бомба SC 1000.

Из-за его необычной схемы проект не был принят RLM, поэтому все работы по нему прекратились в 1944 г.

Характеристики, одинаковые для всех вариантов самолета: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД BMW 801D мощностью 1750 л. с. и один ТРД Jumo 004В тягой 900 кгс, вес пустого – 6500 кг, взлетный вес – 9350 кг, площадь крыла – 36,4 м², высота самолета (кроме версии 01–02) – 3,92 м, максимальная скорость на высоте 7200 м – 725 км/ч, практический потолок – 11 100 м, дальность – 1000 км, время подъема на высоту 9000 м – 15 минут.

Различались варианты следующими характеристиками:

- P.194.00-110 – размах крыла – 16,0 м, длина самолета – 12,75 м, двухместная версия, члены экипажа сидят спина к спине;
- P.194.01–02 – размах крыла – 15,3 м, длина самолета – 12,1 м, высота – 3,7 м, одна пушка МК 103 заменена 55-мм пушкой МК 412;
- P.194.02–01 – размах крыла – 15,3 м, длина самолета – 11,8 м;
- P.194.03–01 – размах крыла – 14,3 м, длина самолета – 11,94 м.

Bv P.203

В июне 1944 г. был разработан проект двухместного самолета Bv P.203, способного выполнять функции тяжелого истребителя или ночного истребителя.

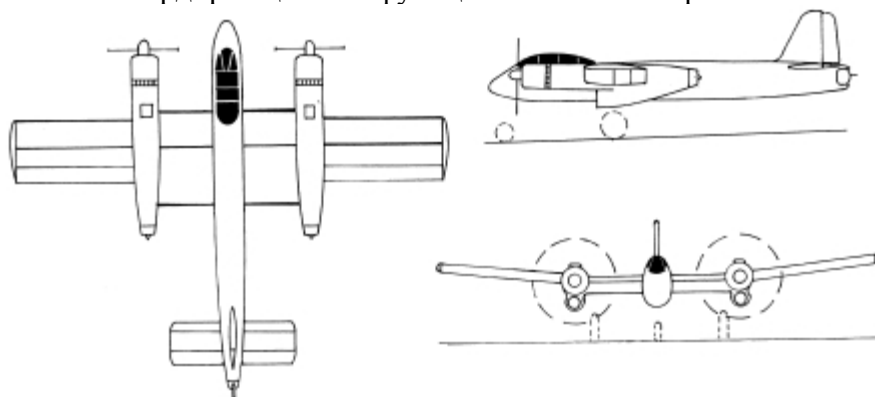
Были предложены три варианта самолета с разными силовыми установками. P.203.01 имел два ПД BMW 801J мощностью по 2300 л. с. плюс два ТРД HeS 011, P.203.02 имел два

BMW 801J и два Jumo 004, P.203.03 оснащался двумя BMW 801J и двумя BMW 003. Турбореактивные двигатели должны были размещаться под хвостовой частью мотогондол поршневых двигателей. Вооружение самолета состояло из двух пулеметов MG 131, двух пулеметов MG 151/20, двух дополнительных пушек МК 103 и хвостовой установки с двумя MG 131.

При разработке этого самолета конструкторы полагали, что комбинация поршневых и турбореактивных двигателей позволит:

- совершать атаки на большой скорости при включении ТРД, выполняя функции среднего бомбардировщика;

- при работе только одних ПД существенно увеличивать продолжительность полета во время воздушных дежурств, выполняя функции ночного истребителя, или при сопровождении своих бомбардировщиков в функции тяжелого истребителя.



Bv P.203

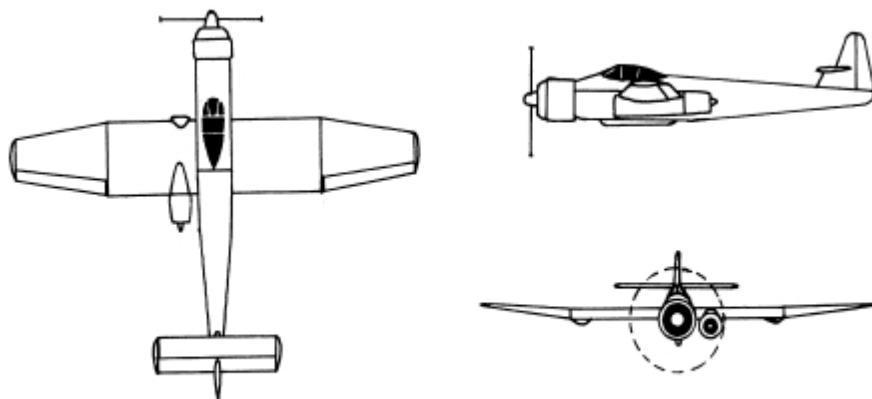
Однако RLM не приняло этот проект, посчитав, что топливная система самолета слишком сложна.

Характеристики Bv P.203.01: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ПД BMW 801J мощностью по 2300 л. с. и 2 х ТРД HeS 011 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 20,0 м и его площадь – 65,0 м², длина самолета – 16,6 м, высота – 5,4 м, вес пустого – 12 380 кг, взлетный вес – 18 400 кг, максимальная скорость на высоте 11 900 м – 920 км/ч, дальность – 2650 км, практический потолок – 14 300 м, вооружение – 2 пушки МК 103 калибра 30 мм, 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм, 2 пулемета MG 131 калибра 13 мм, одна спаренная хвостовая пулеметная установка FHL 131Z и 1000 кг бомб.

Bv P.204

В июне 1944 г. разрабатывался проект асимметричного штурмовика и пикирующего бомбардировщика с поршневым двигателем BMW 801D мощностью 1750 л. с. в носовой части фюзеляжа и ТРД BMW 003A тягой 800 кгс (или Jumo 004B тягой 900 кгс) под левой консолью крыла. ТРД предполагалось включать при отрыве от атакующих истребителей противника. Для балансировки самолета левая консоль была немного длиннее правой консоли. Основные стойки шасси убирались в крыло от фюзеляжа, хвостовое колесо убиралось в фюзеляж. Горизонтальное хвостовое оперение располагалось в передней части киля. Вооружение состояло из пулеметов MG 151/20, двух – перед кабиной и двух в крыле, и бомбовой нагрузки в бомбоотсеке. Предусматривалась возможность подвески под фюзеляжем планирующей бомбы Bv 246, а под крылом дополнительно двух пушек МК 103.

Проект не реализовывался.



Bv P.204

Характеристики Bv P.204: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД BMW 801D мощностью 1750 л. с. и один ТРД Jumo 004B тягой 900 кгс, размах крыла – 14,3 м и его площадь – 33,7 м², длина самолета – 12,45 м, высота – 4,1 м, взлетный вес – 8500 кг, максимальная скорость на высоте 8000 м – 755 км/ч, дальность – 800 км, практический потолок – 9700 м, вооружение – 4 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм и бомбовая нагрузка в вариантах – 9 бомб SC 70, 2 бомбы SC 250, 1 бомба SC 500 или 1 Bv 246.

Bv P.237

Проект асимметричного одноместного самолета Bv P.237, разработанный в начале 1943 г., по схеме был подобен самолету Bv P.194. Разрабатывался в двух вариантах – штурмовика и пикирующего бомбардировщика. Штурмовик оснащался одним поршневым двигателем

BMW 801D мощностью 1750 л. с. в носовой части фюзеляжа, а пикирующий бомбардировщик (Bv P.237 Stuka) в дополнение к ПД имел ТРД BMW 003A тягой 800 кгс (или Jumo 004B тягой 900 кгс) под кабиной летчика, установленной на правой консоли крыла. Проект не реализовывался.

Характеристики Bv P.237 Stuka: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД BMW 801D мощностью 1750 л. с. и один ТРД Jumo 004B тягой 900 кгс, размах крыла – 15,3 м и его площадь – 42,0 м², длина самолета – 11,45 м, высота – 5,2 м, взлетный вес – 6700 кг, максимальная скорость – 610 км/ч, вооружение – 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм для стрельбы вперед, 2 пулемета MG 131 калибра 13 мм для стрельбы назад и бомбовая нагрузка до 1000 кг.

Do P.232

В мае 1943 г. на фирме «Дорнье» разрабатывался проект одноместного самолета Do P.232 в вариантах скоростного бомбардировщика, тяжелого истребителя и штурмовика.

Конструктивно самолет напоминал Do 335. В состав силовой установки входили ПД DB 603G мощностью 1900 л. с., расположенный в носу, и ТРД Jumo 004C тягой 1200 кгс, установленный в хвостовой части фюзеляжа. Вариант Do P.232/2 (28 мая 1943 г.) имел входные устройства воздухозаборника ТРД по бокам фюзеляжа за кабиной летчика, Do P.232/3 (сентябрь 1943 г.) – сверху фюзеляжа за кабиной. Работы над проектом были прерваны в конце осени 1943 г. с целью концентрации усилий на разработке самолета Do 335.

Характеристики Do P.232/3: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД DB 603G мощностью 1900 л. с. и один ТРД Jumo 004C тягой 1200 кгс, размах крыла – 13,8 м и его площадь – 33,5 м², длина самолета – 13,8 м, высота – 5,6 м, вес пустого – 5100 кг, взлетный вес – 7750 кг, максимальная скорость на высоте 8700 м – 838 км/ч, практический потолок – 13 300 м, вооружение – 1 пушка МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм или 2 пушки МК 103, бомбовая нагрузка до 1000 кг.

Do P.254

Проект двухместного самолета P.254 в вариантах ночного и тяжелого истребителей разрабатывался на фирме «Дорнье» в январе 1945 г., по схеме напоминал Do 335. В качестве

силовой установки ночного истребителя Р.254/1 применялись ПД DB 603LA мощностью 2300 л. с. в носу и ТРД HeS 011 в хвосте, а тяжелого истребителя Р.254/2, соответственно, – ПД Jumo 213J мощностью 2200 л. с. и ТРД HeS 011. В обоих вариантах место второго члена экипажа располагалось перед ТРД, а входные устройства воздухозаборника находились по бокам фюзеляжа. Кресла членов экипажа были катапультными. Проект не получил дальнейшего развития.

Характеристики Do P.254/1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 х ПД DB 603LA мощностью 2300 л. с. и 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 15,45 м и его площадь – 41,0 м², длина самолета – 13,4 м, высота – 5,64 м, вес пустого – 7725 кг, взлетный вес – 10 640 кг, максимальная скорость на высоте 11 000 м – 865 км/ч, практический потолок – 13 300 м, вооружение – 3 пушки МК 108 калибра 30 мм (одна для стрельбы вперед и две для стрельбы вверх) и 2 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм в носу.

Do 435

Проект одноместного истребителя с силовой установкой из ПД Jumo 213J и ТРД HeS 011 разрабатывался в конце 1944 г. Представлял собой дальнейшую модернизацию самолета Do 335, у которого вместо заднего поршневого двигателя в хвосте установили ТРД, входные устройства его воздухозаборника располагались сверху по бокам задней части фюзеляжа.

Характеристики Do 435: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД Jumo 213J мощностью 2000 л. с. и 1 х ТРД HeS 011 тягой 1300 кгс, размах крыла – 13,8 м и его площадь – 38,5 м², длина самолета – 13,2 м, высота – 5,0 м. Проект не реализовывался.

Fw P.0310251

Проект ночного и всепогодного истребителя со смешанной силовой установкой: под крылом располагались два ТРД, а в фюзеляже – поршневой двигатель, приводивший во вращение с помощью удлиненного вала толкающий винт в хвостовой части фюзеляжа.

Экипаж самолета состоял из трех человек, размещенных в одной герметичной кабине. Вооружение состояло из четырех пушек МК 108 в носу и двух вертикально стреляющих МК 108 за кабиной. Под крылом могли подвешиваться две 500-кг бомбы. Время патрулирования с выключенными ТРД составляло около 8 часов.

Проект выполнялся в трех вариантах:

- Р.0310251-13 (два BMW 003 тягой по 800 кгс + один Jumo 222C/D мощностью 3000 л. с., вращавший один винт диаметром 3,4 м);
- Р.0310251-22 (два BMW 003 тягой по 800 кгс + один DB 603N мощностью 2830 л. с., вращавший один винт диаметром 3,4 м);
- Р.0310251-23 (два BMW 003 тягой по 800 кгс + один As 413 мощностью 4000 л. с., вращавший два соосных винта диаметром 3,1 м).

Разрабатывался также вариант ночного истребителя Р.0310251-51 реданной схемы с двумя ТРД HeS 011 с размахом крыла 17,3 м и взлетным весом 11 000 кг. Разработка вариантов велась между сентябрем 1944 г. и февралем 1945 г., однако проект ни в одном из вариантов не реализовывался.

Характеристики Р.0310251-13: экипаж – 3 человека, размах крыла – 21,0 м и его площадь – 55,0 м², длина самолета – 16,55 м, высота – 4,65 м, вес пустого – 9300 кг, взлетный вес – 14 000 кг, максимальная скорость на высоте 9500 м – 880 км/ч, скороподъемность у земли – 16,5 м/с, практический потолок – 14 000 м, вооружение – 4 пушки МК 108 калибра 30 мм.

Характеристики Р.0310251-22: экипаж – 3 человека, размах крыла – 20,4 м и его площадь – 52,0 м², длина самолета – 16,5 м, высота – 4,65 м, вес пустого – 8800 кг, взлетный вес – 13 000 кг, максимальная скорость на высоте 10 500 м – 850 км/ч, скороподъемность у земли – 15,6 м/с, практический потолок – 13 400 м, вооружение – 6 пушек МК 108 калибра 30 мм и 1000 кг бомб.

Характеристики Р.0310251-23: экипаж – 3 человека, размах крыла – 22,8 м и его площадь – 65,0 м², длина самолета – 16,75 м, высота – 5,1 м, вес пустого – 11 755 кг, взлетный вес – 19 000 кг, максимальная скорость на высоте 10 500 м – 850 км/ч,

практический потолок – 13 000 м, вооружение – 6 пушек МК 108 калибра 30 мм и 1000 кг бомб.

He 219

Фирма «Хейнкель» осенью 1943 г. изучала возможность установки дополнительного ТРД под фюзеляжем ночного истребителя He 219. Модернизированный самолет He 219 A-010 приступил к летным испытаниям 30 сентября 1943 г. К 11 ноября 1943 г. были выполнены четырнадцать полетов, во время одного из них была достигнута максимальная скорость 545 км/ч у земли. Двумя днями позже самолет получил сильные повреждения при выполнении аварийной посадки, поэтому было решено 2 февраля 1944 г. модифицировать второй экспериментальный самолет, He 219 V30, и передать его на испытания в летный центр люфтваффе в Рёхлине. Однако работы по модернизации затянулись, а летом 1944 г. по приказу RLM работы были прекращены.

Италия

Re.2007

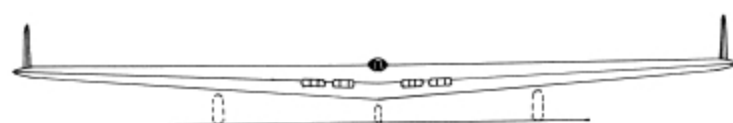
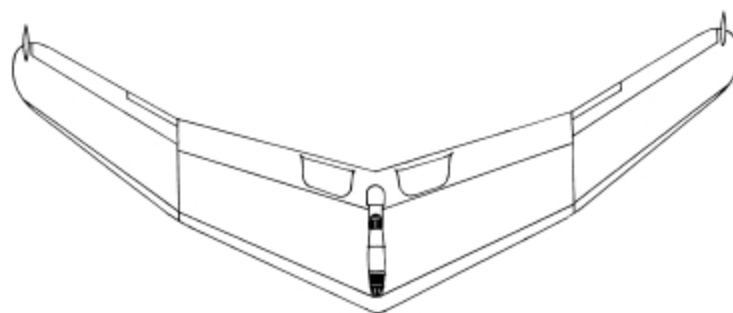
В октябре 1943 г. на итальянской фирме «Реджиане» началось проектирование одноместного реактивного истребителя Re.2007, в качестве силовой установки которого предполагалось использовать немецкий двигатель Jumo 004B. Летом 1944 г. приступили к изготовлению агрегатов опытного самолета, но двигатель из Германии на фирму так и не поступил. В октябре несобранный самолет перевезли на завод в Талиедо, где он хранился до окончания войны, а затем американцы в качестве трофея вывезли его в США.

Характеристики Re.2007: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Jumo 004B тягой 900 кгс, размах крыла – 9,5 м и его площадь – 17,0 м², длина самолета – 9,0 м, высота – 2,93 м, вес пустого – 2500 кг, взлетный вес – 3540 кг, максимальная скорость – 1050 км/ч, дальность – 1400 км, практический потолок – 15 000 м, вооружение – 4 пулемета MG 151/20 калибра 20 мм.

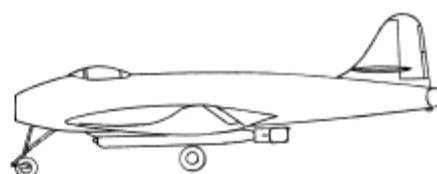
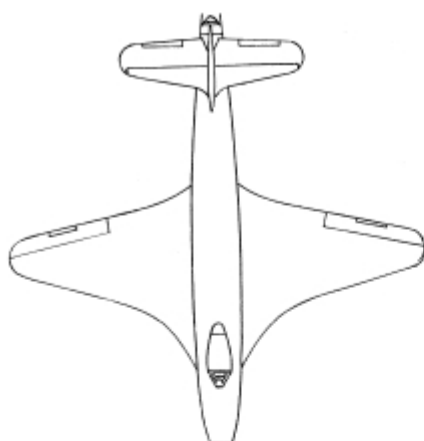
Англия

AW.50/AW.52

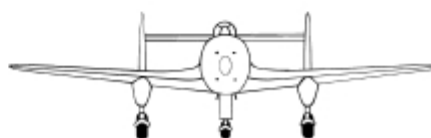
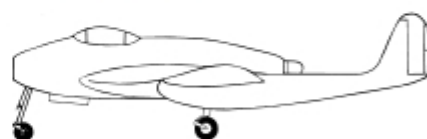
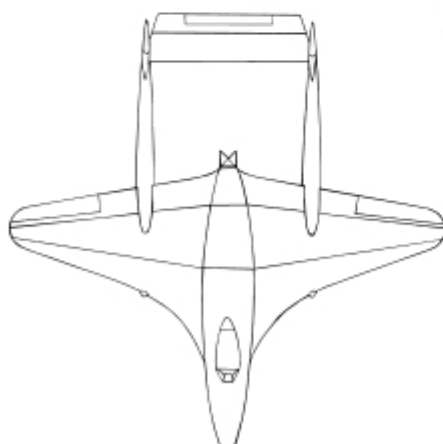
В середине декабря 1942 г. английская фирма Armstrong Whitworth приступила к разработке реактивного бомбардировщика AW.50, выполненного по схеме «летающее крыло». Силовая установка самолета состояла из четырех ТРД Metrovick («Метрополитен Виккерс») F-3 тягой по 1700 кгс, расположенных попарно с обеих сторон кабины экипажа. Бомбовая нагрузка размещалась во внутренних отсеках центроплана, оборонительное вооружение состояло из двух пушек в носовой части и задней сдвоенной турели, от которой впоследствии отказались.



AW.50



Blackburn B.50 (первый вариант)



Blackburn B.50 (второй вариант)

В рамках этих работ для изучения характеристик «летающего крыла» в 1943 г. разработали двухместный планер AW.51, который являлся геометрически подобной моделью бомбардировщика AW.50 в масштабе 1:3. Однако еще до окончания постройки планера фирме выдали новые спецификации E.9/44 на разработку экспериментального самолета AW.52, предназначенного для исследования концепции будущего реактивного «летающего крыла» двойного назначения: бомбардировщика и гражданского самолета. Поэтому все

работы по AW.50 и AW.51 были прекращены.

После получения спецификаций E.9/44 на фирме началась постройка двух опытных самолетов AW. 52. Вес самолета составлял приблизительно 15 500 кг, а силовая установка состояла из двух ТРД Nene тягой по 2268 кгс, которые устанавливались в центроплане с обеих сторон кабины экипажа из двух человек. Расчетная максимальная скорость составляла 800 км/ч, самолет также имел катапультное сиденье только для пилота, убирающееся трехколесное шасси, гермокабину и систему удаления льда с крыла, использующую выхлоп реактивных двигателей. Параллельно с постройкой опытных образцов самолета собирался также планерный вариант машины под обозначением AW.52G, выполнявшийся в масштабе 1:3, он изготавливался в основном из древесины. Планер впервые поднялся в воздух на буксире 2 марта 1945 г. Результаты летных испытаний AW.52G подтвердили правильность теоретических расчетов, выполненных в процессе проектирования AW.52.

Рулежные испытания первого опытного образца AW.52 начались в марте 1945 г., однако впервые в воздух он поднялся уже после окончания войны, 13 ноября 1947 г. Годом позже к летным испытаниям приступила вторая машина. В 1949 г. первая машина была потеряна во время испытаний, а дальнейшие работы были остановлены.

Характеристики AW.50: экипаж – 3 человека, силовая установка – 4 х ТРД Metrovick F-3 тягой по 1700 кгс, размах крыла – 36,6 м и его площадь – 186,0 м², длина – 13,7 м, взлетный вес – 24 577 кг, максимальная скорость на высоте 9144 м – 772 км/ч, скороподъемность – 17,0 м/с, вооружение – 2 пушки калибра 20 мм и 5443 кг бомб.

D. H.100 Vampire В конце апреля 1941 г. министерство авиационной промышленности Англии начало переговоры с фирмой De Havilland относительно постройки истребителя под двигатель Фрэнка Хэлфорда H.1 Goblin, который имел тягу больше, чем ТРД W2В Ф. Уиттла.

6 июня 1941 г. фирма представила на рассмотрение предложение по реактивному истребителю под обозначением D.H.99. Это был цельнометаллический самолет с двухбалочным хвостовым оперением и четырьмя пушками, установленными ниже кабины летчика. Оценочные характеристики при тяге двигателя 1290 кгс составляли: максимальная скорость – 716 км/ч на уровне моря, скороподъемность – 23,3 м/с, практический потолок – 13 838 м.

Предложенный проект был раскритикован и возвращен на доработку. К 11 ноября 1941 г. истребитель был доработан и представлен к рассмотрению, но под новым обозначением D. H.100. В итоге рассмотрения предложения 22 апреля 1942 г. фирме выдали контракт на постройку трех опытных образцов самолета под спецификацию E.6/41. Первый полет опытного образца (LZ548/G) под управлением сына главы фирмы De Havilland, Джеффри де Хэвилленда, состоялся 29 сентября 1943 г., вскоре к летным испытаниям присоединились еще две опытные машины (LZ551/G и MP838/G), причем самолет MP838/G нес запланированное вооружение из четырех 20-мм пушек Hispano в носовой части фюзеляжа. Во время летных испытаний у D.H.100, который в течение некоторого времени называли Spider Crab, выявили некоторые проблемы с устойчивостью в полете, что потребовало доработки хвостового оперения.

По результатам летных испытаний опытных машин 13 мая 1944 г. было принято решение заключить с фирмой English Electric Company контракт на производство 120 истребителей D. H.100 Vampire («Вампир») F.Mk 1 (позже увеличенный до 300 машин).

Первый серийный самолет (TG274/G) с ТРД Goblin производства фирмы De Havilland поднялся в воздух 20 апреля 1945 г. На вооружение английских ВВС истребитель D.H.100 Vampire F.Mk 1. был поставлен летом 1946 г.

Характеристики D.H.100: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД de Havilland Goblin DGn.2 тягой 1225 кгс, размах крыла – 12,19 м и его площадь – 24,71 м², длина самолета – 9,37 м, высота – 2,69 м, вес пустого – 2803 кг, максимальный взлетный вес – 4627 кг, максимальная скорость – 824 км/ч на высоте 10 365 м, скороподъемность у земли – 1235 м/мин, дальность – 1190 км, практический потолок – 12 620 м, вооружение – 4 пушки

Hispano калибра 20 мм.

English Electric Bomber В 1945 г. на фирме English Electric был разработан проект высотного скоростного бомбардировщика в двух вариантах.

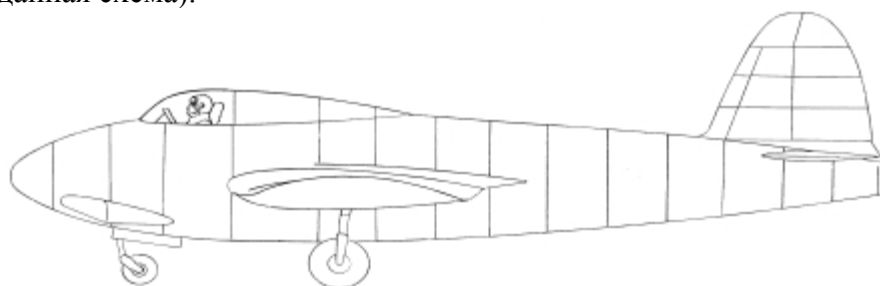
В первом варианте (Bomber 1) был разработан к 16 мая самолет с одним ТРД с двухступенчатым центробежным компрессором, установленным в средней части фюзеляжа. Входные устройства воздухозаборника располагались в передней кромке крыла ближе к фюзеляжу. Экипаж из двух человек располагался в гермокабине в носовой части фюзеляжа, шасси было трехпорным с носовым колесом, бомбовая нагрузка весом 2722 кг размещалась в большом бомбоотсеке. Оборонительное вооружение не предусматривалось.

Во втором варианте (Bomber 2), разработанном к 9 июля 1945 г., самолет оснащался двумя ТРД с осевыми компрессорами, установленными в корневой части крыла. Бомбовая нагрузка весом 3629 кг размещалась в бомбоотсеке, оборонительное вооружение не предусматривалось. С окончанием войны ни один из вариантов проекта не реализовывался.

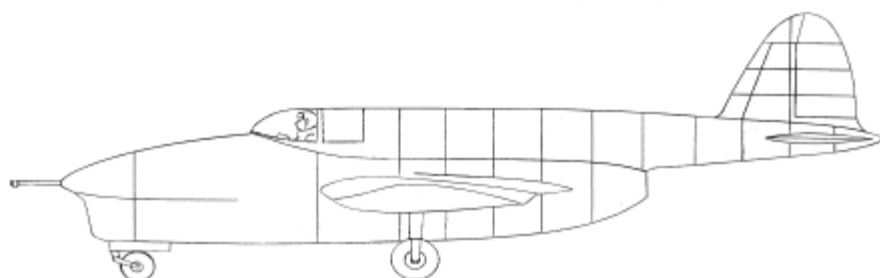
Характеристики Bomber 1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 х ТРД Rolls-Royce RB.43 тягой 5500 кгс, размах крыла – 22,9 м и его площадь – 96,7 м², длина самолета – 19,2 м, максимальный взлетный вес – 19 868 кг, максимальная скорость – 875 км/ч на высоте 3000 м, дальность – 2574 км, практический потолок – 14 783 м, скороподъемность – 22 м/с, бомбовая нагрузка – шесть 453-кг бомб, или одна 1814-кг бомба, или две 453-кг бомбы и восемь 227-кг бомб.

Характеристики Bomber 2: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД Rolls-Royce AJ.65 тягой по 2900 кгс, размах крыла – 20,7 м и его площадь – 88,4 м², длина самолета – 18,6 м, максимальный взлетный вес – 17 826 кг, максимальная скорость – 883 км/ч на высоте 3000 м, практический потолок – 15 331 м, скороподъемность – 26 м/с, бомбовая нагрузка – одна 3629-кг бомба или шесть 453-кг бомб.

G.40 Pioneer В начале февраля 1940 г. английская фирма Gloster Aircraft получила контракт от министерства авиации на постройку опытного реактивного самолета. Согласно техническому заданию Е. 28/39, опытная машина должна была стать основой для разработки скоростного истребителя-перехватчика, вооруженного четырьмя пулеметами «Браунинг» калибра 7,69 мм. В качестве силовой установки предполагалось использовать ТРД W.1 тягой 390 кгс с центробежным компрессором, двигатель разрабатывался фирмой Power Jets, которую возглавлял Фрэнк Уиттл. Разрабатывались три варианта самолета: два с расположением двигателя по оси фюзеляжа за кабиной летчика, различавшиеся конструкцией входного устройства воздухозаборника, и один с расположением двигателя ниже кабины (реданная схема).



Прототип Gloster Pioneer (вариант 1)



Прототип Gloster Pioneer (вариант 2)

8 апреля 1941 г. первая опытная машина, получившая обозначение Gloster G.40 Pioneer, уже совершала подлеты на аэродроме в Брокворт, а первый самостоятельный полет под управлением летчика-испытателя Д. Сейера состоялся 15 мая 1941 г. Всего за две недели испытаний, с 15 по 28 мая, машина выполнила семнадцать полетов суммарной продолжительностью 10 часов 28 минут.

Параллельно с летными испытаниями продолжалась доработка силовой установки. 4 февраля 1942 г. самолет, оснащенный более мощным двигателем W.1A тягой 526 кгс, начал пробежные испытания, но разрыв шины правой основной стойки шасси потребовал замены всего колеса. Только 16 февраля самолет с новым двигателем поднялся в воздух, но при посадке разрушился амортизатор стойки шасси. 22 февраля двигатель W.1A был возвращен на фирму Power Jets для доработки. После доработки реактивного сопла полеты возобновились 8 марта 1942 г., во время полета 6 июня на высоте 9000 м двигатель загорелся, но Д. Сейеру удалось благополучно посадить самолет.

Первый опытный самолет использовался для обучения летчиков-испытателей, он летал почти до окончания войны. Последний полет состоялся 20 февраля 1945 г., после чего машину отправили в Музей науки в Кенсингтоне, где она находится и в настоящее время.

Второй опытный образец самолета, который оснащался двигателем Power Jets W.2/500 тягой 771 кгс, позже повышенной до 798 кгс, впервые взлетел 1 марта 1943 г., а 19 апреля самолет продемонстрировали премьер-министру Англии У. Черчиллю. Между 3 мая и 30 июля самолет выполнил в Фарнборо 11 успешных полетов с разными летчиками. 30 июля 1943 г. испытательный полет совершал командир эскадрильи английских ВВС Дуглас Дейви.

На высоте примерно 11 000 м самолет вошел в перевернутый штопор вследствие заклинивания элеронов, загорелся двигатель. Летчик был выброшен из кабины через разрушившийся фонарь, при этом с него сорвало кислородную маску, летный шлем, ботинки и левую перчатку. Пролетев до высоты примерно 6000 м в свободном падении, Д. Дейви сумел схватить зубами конец трубки кислородного прибора, вдохнуть кислород, а затем раскрыл свой парашют. Найденного на месте приземления раненого летчика, который был в шоковом состоянии и с признаками обморожения, доставили в больницу.

Д. Дейви после выздоровления возвратился к активным полетам, но в январе 1944 г. он управлял третьим опытным образцом самолета G.41 Meteor, когда в полете разрушился двигатель. Д. Дейви покинул кабину, но был убит хвостовым оперением самолета. После этого министерство авиации Англии начало исследование безопасных методов катапультирования летчиков из реактивных самолетов.

Полученный во время работ с «Пионером» опыт фирма «Глостер» использовала при создании серийного реактивного истребителя G.41 Meteor.

Характеристики G.40 Pioneer: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Power Jets W.2/500 тягой 771 кгс, размах крыла – 8,84 м и его площадь – 13,61 м², длина самолета – 7,72 м, высота – 2,82 м, вес пустого – 1309 кг, максимальный взлетный вес – 1700 кг, максимальная скорость – 750 км/ч на высоте 3050 м, практический потолок – 9753 м.

G. 41 Meteor Еще шло проектирование опытного самолета G.40 Pioneer, а фирма Gloster Aircraft в соответствии с техническими требованиями E.9/40 министерства авиации Англии начала разработку реактивного тяжелого истребителя, вооруженного шестью 20-мм пушками. Это был ответ английских самолетостроителей на разработку немцами тяжелых истребителей He 280 и Me 263.

К 10 мая 1940 г. был готов эскизный проект двухдвигательной машины, детальная проработка проекта продолжалась до конца года, в декабре разрабатываемая машина получила обозначение G.41 Meteor. Силовая установка состояла из двух ТРД, подвешенных под крылом, в носовой части фюзеляжа располагались гермокабина летчика и пушечное вооружение. 12 января 1941 г. министр авиационной промышленности лорд Бивербрук дал указание фирме Gloster максимально ускорить темпы разработки и «достичь практического успеха вовремя, чтобы повлиять на войну».

7 февраля 1941 г. фирме выдали первый заказ на постройку двенадцати опытных самолетов и подготовку сборочных линий для обеспечения производства восьмидесяти самолетов в месяц. В августе пришел второй заказ на производство 300 самолетов. Планировалось первую машину собрать к февралю 1942 г., однако из-за проблем с двигателями смогли построить всего восемь опытных образцов. Все они оснащались разными типами двигателей:

- первая машина имела двигатели Rover W.2B с центробежным компрессором тягой по 454 кгс;
- вторая – двигатели Power Jets W.2/500 с центробежным компрессором тягой по 771 кгс;
- третья – двигатели Metrovick F.2 с осевым компрессором;
- четвертая – двигатели W.2B/23;
- пятая – de Havilland H.1 тягой по 680 кгс;
- шестая и седьмая – de Havilland Goblin тягой по 1225 кгс;
- восьмая – Rolls-Royce W.2B/37 Derwent I тягой по 907 кгс.

Первым в воздух поднялся пятый опытный образец самолета, это произошло 5 марта 1943 г. Все опытные машины в конечном счете прошли летные испытания между июнем 1943 г. и июлем 1945 г.

Первый серийный истребитель «Метеор» F.Mk I с двигателями Rolls-Royce W.2B/23 Weiland I с центробежным компрессором впервые взлетел в январе 1944 г., а поставки 20 самолетов этой серии начались в июле этого года. Десять машин поставили в 616-ю эскадрилью в Калмхэде, затем эту эскадрилью перевели в Мэнсон, где она занималась перехватом немецких крылатых ракет V1, которыми немцы обстреливали Южную Англию.

Первая ракета V1 была сбита во время перехвата 4 августа 1944 г. Эскадрилью позже переместили в Бельгию, где ее соединили с 504-й эскадрильей, воевавшей на самолетах Meteor F.Mk III, также оснащенных двигателями Weiland. Один из «Метеоров» варианта Mk I был отправлен в США в порядке обмена на американский истребитель Bell YP-59A.

Всего было построено около 3500 самолетов «Метеор» различных модификаций. «Метеор» IV, например, установил мировой рекорд скорости 975 км/ч 7 ноября 1945 г. В составе истребительной авиации BBC Англии «Метеоры» служили вплоть до середины 1950-х гг.

Характеристики G.41A Meteor F.Mk I: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Rolls-Royce W.2B/23 Weiland тягой по 771 кгс, размах крыла – 13,11 м и его площадь – 34,74 м², длина самолета – 12,57 м, высота – 3,96 м, вес пустого – 3692 кг, максимальный взлетный вес – 6257 кг, максимальная скорость – 668 км/ч на высоте 3050 м, практический потолок – 12 190 м, скороподъемность – 11,0 м/с, дальность – 1610 км, вооружение – 4 пушки Hispano калибра 20 мм.

Gloster E.5/42 Ace 31 января 1942 г. фирма Gloster предложила проект однодвигательного перехватчика Ace. Он был конструктивно подобен самолету E.28/39, но имел более длинный фюзеляж, Т-образное хвостовое оперение и воздухозаборники в корневых частях крыла. 30 июля проект вернули на фирму для доработки, которая продолжалась до конца сентября. Вес самолета был уменьшен, так же как и размах крыла, но скорость возросла до 837 км/ч, а практический потолок – до 14 630 м.

29 января 1943 г. фирме выдали контракт на постройку трех опытных образцов (номера 648, 651 и 655), оснащенных одним ТРД H.1. Макет самолета был представлен 23–24 февраля, а 26 марта для «Глостера» выпустили спецификацию E.5/42. Согласно этой спецификации самолет должен был иметь максимальную скорость не ниже 780 км/ч на высоте 9144 м. Сборка первой опытной машины E.5/42 Ace началась в ноябре 1943 г. на заводе фирмы в Бентхэме, в это же время модель масштаба 1:4,5 прошла испытания в аэродинамической трубе. Однако 2 февраля 1944 г. постройка опытных образцов была остановлена, а проект E.5/42 заменили проектом E.1/44 Ace.

Характеристики Gloster E.5/42 Ace: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД

Н.1 тягой 1300 кгс, размах крыла – 12,2 м и его площадь – 26,5 м², взлетный вес – 4082 кг, максимальная скорость – 788 км/ч на высоте 9144 м, практический потолок – 13 716 м, скороподъемность – 13,6 м/с, вооружение – 4 пушки калибра 20 мм.

Gloster F.1/44 Ace Новый проект, получивший обозначение E.1/44 Ace, разрабатывался в январе – марте 1944 г. в нескольких вариантах, отличавшихся в основном расположением горизонтального хвостового оперения относительно киля и типом двигателя.

Воздухозаборники двигателя размещались по бокам сразу же за кабиной летчика. В процессе разработки самолета обозначение проекта поменяли на F.1/44.

В начале декабря 1944 г. фирме Gloster назначили срок окончания постройки первого самолета – август следующего года. К маю 1945 г. было принято решение оснастить опытную партию самолетов двигателями двух типов – De Havilland Ghost («Призрак») 10 (два опытных образца) и Rolls-Royce B.41 Nene (четыре опытных образца). Однако летные испытания проходили только два опытных самолета TX145 и TX148 с ТРД Nene. С окончанием войны работы по проекту были прекращены.

Характеристики Gloster F.1/44 Ace (машина TX148): экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Nene RN.2 тягой 2200 кгс, размах крыла – 11,0 м и его площадь – 24,7 м², длина – 11,9 м, взлетный вес – 5203 кг, максимальная скорость – 1019 км/ч, вооружение – 4 пушки калибра 20 мм.

Gloster Rocket К концу августа 1943 г. фирма «Глостер» предложила проект двухдвигательного истребителя Gloster Rocket, который являлся дальнейшим развитием самолета E.5/42. Rocket имел боковые воздухозаборники, расположенные в задней части фюзеляжа двигателя Roll-Royce B.37 тягой по 980 кгс и Т-образное хвостовое оперение. Как ожидалось, самолет должен был иметь максимальную скорость 877 км/ч, скороподъемность 38,9 м/с, практический потолок 15 850 м и дальность 322 км. Однако проект не был принят.

Gloster P.109 Используя опыт разработки истребителя G. 41 Meteor, фирма «Глостер» начала разработку первого английского проекта реактивного бомбардировщика. К 12 августа 1941 г. был готов первый вариант машины с четырьмя ТРД W2B, размещенными под крылом (каждый в своей мотогондоле). Кабина экипажа располагалась в остекленном носу самолета, защитное вооружение отсутствовало.

К декабрю того же года был готов второй вариант бомбардировщика, который отличался тем, что двигатели устанавливались в крыле попарно, а кабина экипажа, закрытая одним фонарем, была сдвинута назад, ближе к крылу. По сравнению с первым вариантом были увеличены размеры самолета и его взлетный вес. Однако рассмотренный в феврале 1942 г. проект не был принят к реализации.

Характеристики Gloster P.109: экипаж – 2 человека, силовая установка – четыре ТРД W2B тягой по 890 кгс, размах крыла – 30,5 м и его площадь – 104,2 м², длина – 21,9 м, взлетный вес – 16 330 кг, максимальная скорость – 730 км/ч на высоте 10 973 м, вооружение – бомбовая нагрузка весом 2772 кг.

Hawker P.1040 В 1944 г. в рамках проекта P.1035 фирма Hawker начала разработку реактивного истребителя, который в соответствии со спецификацией F.2/43 должен был оснащаться ТРД Rolls-Royce B.41 Nene. Двигатель устанавливался в центре фюзеляжа с воздухозаборниками в корневой части крыла, выхлоп продуктов сгорания из двигателя осуществлялся через два реактивных сопла по бокам фюзеляжа сразу же за крылом. Эта конструкция истребителя была одобрена 22 декабря 1944 г., дальнейшие работы были продолжены под обозначением P.1040.

Первые проработки в рамках проекта P.1040 были выполнены в январе 1945 г., истребитель имел длину 11,3 м и размах крыла 11,1 м. Однако некоторые нарекания вызвала конструкция входных устройств воздухозаборника, которые пришлось перерабатывать до конца сентября 1945 г. В связи с окончанием войны планы ВВС изменились, поэтому они отказались от истребителя. Флот же увидел в нем палубный истребитель поддержки и предложил, чтобы проект был повторно переработан под более мощный ТРД Rolls-Royce AJ.65 с осевым компрессором (позже Avon).

21 февраля 1946 г. фирма получила заказ на постройку трех опытных образцов Р.1040 (многоцелевой истребитель, палубный истребитель дальнего действия и самолет-штурмовик). В соответствии с новой спецификацией F.7/46 первый опытный образец должен был приступить к летным испытаниям в феврале 1947 г., но из-за многочисленных задержек первый экземпляр, VP401, впервые взлетел только 2 сентября 1947 г. В январе 1949 г. истребитель был заказан для серийного производства под обозначением Sea Hawk («Морской ястреб») F.Mk.1. Всего было построено 95 машин.

Характеристики Hawker Sea Hawk F Mk.1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Nene 101 тягой 2200 кгс, размах крыла – 11,9 м и его площадь – 25,8 м², длина – 12,2 м, взлетный вес – 5988 кг, максимальная скорость – 951 км/ч на уровне моря, вооружение – 4 пушки калибра 20 мм.

Short S.A.4

Фирма Short 16 февраля 1945 г. получила от министерства авиации задание на разработку проекта дальнего бомбардировщика. Проект разрабатывался в двух вариантах, отличавшихся только количеством двигателей, расположенных в корневой части крыла. Шасси было трехстоечным с передней двухколесной стойкой. Герметичная кабина с четырьмя членами экипажа располагалась в носовой части фюзеляжа. Самолет нес бомбовую нагрузку и оборонительное вооружение из четырех пушек. В первом варианте (закончен в ноябре 1945 г.) самолет имел шесть ТРД Rolls-Royce AJ.65, а во втором (закончен в апреле 1946 г.) – четыре ТРД Rolls-Royce AJ.65. Из-за окончания войны проект не реализовывался.

Характеристики S.A.4 (1 вариант): экипаж – 4 человека, силовая установка – 6 х ТРД Rolls-Royce AJ.65 тягой по 2900 кгс, максимальный взлетный вес – 52 164 кг, максимальная скорость – 805 км/ч на высоте 12 190 м, практический потолок – 15 331 м, дальность – 8000 км, вооружение – 4 пушки калибра 20 мм.

Vickers-Armstrong Jet Bomber

В марте 1945 г. на фирме Vickers-Armstrong закончили проектирование дальнего реактивного бомбардировщика. Силовая установка бомбардировщика состояла из четырех ТРД Rolls-Royce тягой по 3500 кгс, установленных в фюзеляже перед крылом. Центральный воздухозаборник являлся общим для всех двигателей, реактивный выхлоп каждого двигателя осуществлялся через длинную трубу с выходом струи из хвостовой части фюзеляжа. Помимо этого с целью уменьшения длины реактивных сопел двигателей рассматривался вариант с реактивными выхлопами продуктов сгорания по бокам фюзеляжа за крылом.

Кабина экипажа из трех человек располагалась сверху в носовой части фюзеляжа и имела общий фонарь. Шасси включало в себя четыре основные шестиколесные стойки, убиравшиеся в подкрыльевые гондолы, и одну носовую шестиколесную стойку. В нижней части фюзеляжа имелся большой бомбоотсек, в котором можно было разместить две бомбы Grand Slam весом по 10 183 кг, или четыре бомбы Tallboy весом по 5897 кг, или бомбы более мелкого калибра (в нормальной загрузке – 10 886 кг). Оборонительное вооружение отсутствовало. Проект не реализовывался.

Характеристики Jet Bomber: экипаж – 3 человека, силовая установка – четыре ТРД Rolls-Royce тягой по 3500 кгс, размах крыла – 51,5 м и его площадь – 266,0 м², длина – 37,2 м, взлетный вес – 54 432 кг, максимальная скорость на высоте 13 760 м – 764 км/ч, скороподъемность – 17,3 м/с, дальность с максимальной нагрузкой – 2011 км, дальность с нормальной нагрузкой – 3218 км, вооружение – бомбовая нагрузка до 23 587 кг.

Westland Jet Fighter

Фирма Westland в январе 1941 г. начала разработку своего первого реактивного самолета. Им стал реактивный вариант поршневого истребителя Whirlwind, оснащенный двумя ТРД W2B. Предполагалось, что истребитель, расчетный вес которого составлял 4536 кг, размах крыла 13,7 м и площадь 23,3 м², должен развивать максимальную скорость 676 км/ч на высоте 9000 м. Однако дальнейшего развития этот проект не получил.

Следующим проектом стал начатый в июне 1942 г. истребитель J.8, который

предполагалось оснастить двумя ТРД W2B/700. J.8 выполнялся по схеме биплан-тандем с высоко поднятым задним крылом. По сравнению с первым проектом он при той же максимальной скорости имел увеличенные массогабаритные характеристики (размах крыла – 18,3 м, площадь крыла – 35,3 м², полетный вес – 7484 кг). В ноябре – декабре 1942 г. проводились испытания моделей J.8 в аэродинамических трубах, но дальнейшего развития эта работа не имела.

Параллельно разрабатывался высотный вариант истребителя под обозначением J.14 с низко расположенным задним крылом. Самолет оснащался двумя ТРД H.1 тягой по 1300 кгс, в качестве вооружения нес четыре пушки, установленные в носовой части фюзеляжа. Работы по этому варианту были также остановлены.

В октябре 1942 г. началась разработка истребителя J.15 с двухбалочным хвостовым оперением, коротким реактивным соплом и четырьмя пушками в носу. Он разрабатывался в соответствии со спецификацией E.5/42, поэтому конструктивно напоминал самолет D.H.100. В мае 1943 г. в соответствии со спецификацией N.7/43 была предложена более тяжелая версия – палубный истребитель, но ни одного опытного образца не было построено. Конечным вариантом военного времени стал разработанный в январе 1945 г. проект истребителя, подобного самолету Supermarine Attacker, но с носовым воздухозаборником, способный достичь скорости 805 км/ч, но проект не реализовывался.

Характеристики Westland J.14: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 x ТРД H.1 тягой по 1300 кгс, размах крыла – 15,5 м и его площадь – 27,0 м², взлетный вес – 5897 кг, максимальная скорость – 772 км/ч на высоте 12 192 м, вооружение – четыре пушки калибра 20 мм.

Характеристики Westland J.15: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 x ТРД H.1 тягой 1300 кгс, размах крыла – 14,0 м и его площадь – 22,3 м², взлетный вес – 4355 кг, максимальная скорость – 788 км/ч, вооружение – 4 пушки калибра 20 мм.

Westland P.1056/P.1061

В начале 1944 г. фирма Westland получила задание на разработку проекта высокоскоростного истребителя-бомбардировщика с двумя ТРД, получившего обозначение P.1056. Проработки первых вариантов были выполнены к 1 февраля 1944 г., в качестве вооружения рассматривались пушки (две, четыре или шесть 20-мм пушек, установленных под носовым воздухозаборником), бомбы (девять 227-кг, три 454-кг или две 907-кг бомбы в фюзеляжном бомбоотсеке) или 41-кг реактивные снаряды под крылом.

Первоначально в конструкции шасси P.1056 применялось хвостовое колесо (как и у всех поршневого самолетов), но позже было установлено шасси с носовым колесом (эта версия называлась P.1061). Силовая установка состояла из двух двигателей Metro Vick F.2/4 Beryl («Берилл») с осевым компрессором, установленных бок о бок в центре фюзеляжа, питались они от большого носового воздухозаборника. Чтобы избежать повреждения хвостового колеса, реактивный выхлоп в первых версиях самолета осуществлялся через сопла по бокам фюзеляжа перед хвостовым оперением. После перехода к конструкции с носовым колесом выхлоп продуктов сгорания осуществлялся с помощью единого реактивного сопла в хвостовой части фюзеляжа. Два члена экипажа располагались в кабине бок о бок.

Работы по самолету P. 1056 были прекращены на стадии постройки полномасштабного деревянного макета.

Характеристики P.1056: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 x ТРД Whittle F.2/4 Beryl тягой по 1400 кгс, размах крыла – 17,2 м и его площадь – 51,2 м², взлетный вес – 14 515 кг, максимальная скорость – 837 км/ч на высоте 7620 м, дальность – 2212 км (без бомбовой нагрузки) или 1271 км (с двумя 907-кг бомбами).

M.52 (E.24/43)

В октябре 1943 г. английская фирма Miles Aircraft (бывшая Phillips & Powis Aircraft Ltd) в соответствии со спецификацией E.24/43 приступила к проектированию сверхзвукового самолета M.52, оснащенного ТРД Whittle W.2/700 и рассчитанного на достижение

максимальной скорости 1600 км/ч. В декабре фирме выдали контракт на постройку опытного самолета.

После проведения испытания моделей в аэродинамических трубах началась постройка опытного образца самолета. С учетом рекомендаций аэродинамиков в конструкции самолета были применены конический нос, тонкое стреловидное крыло укороченного размаха с острыми передними кромками, цельноповоротный хвостовой стабилизатор и др., что по тем временам являлось новшеством. Натурное крыло разрабатываемого самолета установили на самолете Miles M.3B, который впервые взлетел с новым крылом 11 августа 1944 г. Помимо крыла, в полете испытывалась хвостовая часть M.52, установленная на самолет Supermarine Spitfire. В течение октября и ноября 1944 г. Spitfire в пикировании с большой высоты достигал скорости, соответствующей $M = 0.86$. Затем такая же хвостовая часть была поставлена на самолет M.3B и проверена в полетах на низких скоростях в апреле 1945 г.

В конце 1944 г. фирме Miles было предложено увеличить количество опытных образцов M.52 в постройке до трех, летные испытания первого образца предполагались в конце лета 1946 г. Однако в феврале 1946 г. программу отменили с мотивировкой, что летные испытания на сверхзвуковой скорости могут представлять смертельную опасность для летчика-испытателя, в связи с чем предпочтительнее подобные исследования проводить с помощью беспилотных летательных аппаратов. На момент прекращения программы первый из трех самолетов M.52 был построен на 82 %.

Весной 1946 г. фирму Miles Aircraft в обстановке строжайшей секретности посетили представители американской фирмы Bell, на которой шла разработка сверхзвукового самолета X-1. В результате этого посещения американцам предоставили копии документации на самолет M.52 с условием, что через две недели фирма Bell обеспечит доступ англичанам к документации по самолету X-1, но американцы это условие не выполнили. Насколько полезной оказалась информация по M.52 для американцев, остается темой для обсуждения среди историков авиации, но англичане, ничего не получив взамен, по официальному указанию сверху уничтожили всю документацию по M.52, а также опытные образцы самолетов и оборудование, созданное в рамках этой работы.

Характеристики M.52: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Whittle W.2/700 тягой 1400 кгс, размах крыла – 8,2 м и его площадь – 13,1 м², длина – 11,9 м, взлетный вес – 3517 кг, максимальная скорость – 1609 км/ч, практический потолок – 12 197 м, время полета на скорости 1126 км/ч – 30 минут.

Saunders-Roe SR.A.1

Проект летающей лодки с реактивным двигателем был предложен фирмой Saunders-Roe (Saro) 26 июля 1943 г. Характеристики самолета, получившего обозначение SR 44, были следующими: максимальная скорость с ТРД de Havilland H.I составляла 756 км/ч на высоте 6096 м и 837 км/ч на высоте 12 192 м, скороподъемность – 22,4 м/с. Однако проект после рассмотрения вернули на доработку.

В феврале 1944 г. доработанный проект вновь представили на рассмотрение, после чего в апреле вышла спецификация E. 6/44, в соответствии с которой фирме предписывалось построить три опытных образца летающей лодки. В процессе постройки опытных образцов название самолета SR 44 было изменено на SR.A.1

К концу 1945 г. первый опытный образец лодки был почти готов, но, так как война закончилась, Saro все свои силы бросила на работы по созданию огромной летающей лодки SR 5 Princess («Принцесса»). Поэтому первый образец SR.A.1, TG263, поднялся в воздух только 7 июля 1947 г., вскоре к летным испытаниям подключились оставшиеся две опытные машины, TG267 и TG271. Два из этих трех опытных образцов в конечном счете были потеряны во время испытаний, оставшийся образец закончил свою карьеру в 1951 г.

Характеристики SR.44: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД H.1 тягой по 1400 кгс, размах крыла – 12,2 м и его площадь – 25,1 м², длина самолета – 10,7 м, взлетный вес – 3497 кг, максимальная скорость – 837 км/ч на высоте 12 192 м.

Характеристики SR.A.1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Beryl MV.B.1

тягой по 1400 кгс, размах крыла – 14,0 м и его площадь – 38,6 м², длина самолета – 15,2 м, взлетный вес – 7373 кг, максимальная скорость – 830 км/ч, вооружение – 4 пушки калибра 20 мм.

Supermarine Attacker

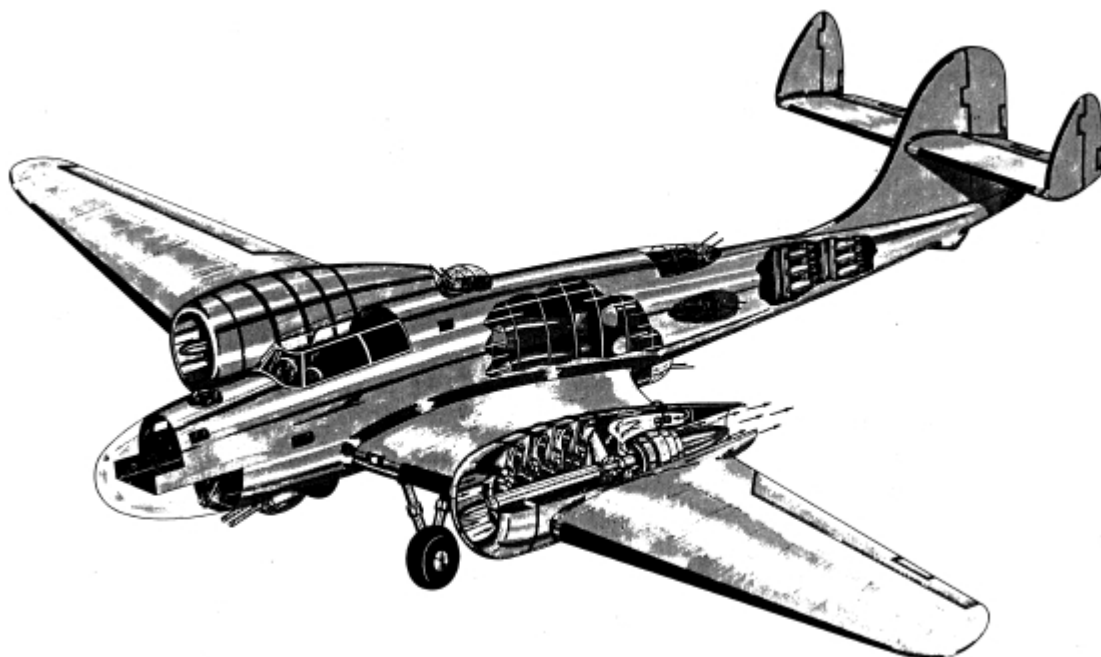
Фирма Supermarine в соответствии со спецификацией Е 10/44 начала разработку реактивного истребителя для ВМФ Англии. При разработке в качестве прототипа использовалась конструкция поршневого самолета Supermarine Spiteful, но в качестве силовой установки применялся ТРД Nene. Заказ на постройку трех опытных образцов фирма получила 30 августа 1944 г., из них второй и третий образцы должны были быть в морском варианте. 7 июля 1945 г. поступил заказ на 24 предсерийных самолета, из которых шесть предназначались для ВВС и восемнадцать для ВМФ.

Однако проблемы, возникшие во время разработки опытных самолетов, а также окончание Второй мировой войны привели к аннулированию заказа на 24 предсерийные машины. Тем не менее опытный образец в варианте для ВВС (тип 392, номер TS409) впервые взлетел 27 июля 1946 г. под управлением летчика-испытателя Джеффри Куилла, год спустя, 17 июня 1947 г., приступил к летным испытаниям второй опытный образец (тип 398, номер TS413) в варианте для ВМФ под управлением летчика-испытателя Майка Литгоу. На вооружение ВМФ первые самолеты Attacker F1 стали поступать в 1950 г.

Характеристики Attacker: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Rolls-Royce Nene 3 тягой 2200 кгс, размах крыла – 11,25 м и его площадь – 21,0 м², длина самолета – 11,43 м, высота – 3,02 м, вес пустого – 3826 кг, максимальный взлетный вес – 5539 кг, максимальная скорость – 950 км/ч, практический потолок – 13 716 м, скороподъемность – 32,3 м/с, дальность – 950 км, вооружение – 4 пушки Hispano калибра 20 мм.

США

В США работы по самолетам с ТРД начались довольно поздно. В марте 1941 г. был сформирован «Специальный комитет по реактивному движению» под председательством доктора У. Дюранда, бывшего председателя НАСА. В качестве участников в комитет входили представители армейской авиации, бюро аэронавтики ВМФ, Национального бюро стандартов, Университета Дж. Хопкинса, Массачусетского технологического института, а также двигателестроительных фирм Allis Chalmers, Westinghouse и General Electric. По рекомендации «комитета Дюранда» все три указанные фирмы занялись разработкой ТРД, ВМФ взял на себя финансирование и контроль программ Allis Chalmers и Westinghouse, а армия – программу фирмы General Electric.



В-17 с ТРД (проект)

По инициативе командующего авиацией США генерала Г. Арнольда, который в апреле 1941 г. посетил Англию и ознакомился с ТРД Уиттла и самолетом «Глостер» (Е. 28/39), 1 октября 1942 г. двигатель Уиттла вместе с рабочей документацией отбыл из Англии в США в бомбоотсеке американского самолета В-24, после чего группа английских специалистов приступила к постройке американской модификации ТРД Уиттла.

D-558

В 1945 г. BuAer (Бюро аэронавтики) ВМФ США и НАСА начали совместную программу разработки экспериментального околозвукового самолета. В рамках этой программы 22 июня 1945 г. фирме «Дуглас» выдали контракт на создание самолета D-558-I Skystreak и постройку шести опытных образцов.

Одноместный D-558-1 имел трапециевидное крыло и оснащался ТРД Allison J35-A-11 тягой 2200 кгс. Первоначальной компоновкой самолета предполагались боковые воздухозаборники за кабиной летчика, но затем пришли к центральному носовому воздухозаборнику. Шасси было трехопорным с носовым колесом.

27 января 1947 г. контракт с фирмой «Дуглас» был пересмотрен в сторону уменьшения количества опытных самолетов до трех. Первый полет первой опытной машины состоялся 15 апреля 1947 г., через минуту после взлета он был прерван из-за падения давления в топливной системе двигателя. Второй опытный самолет был потерян из-за отказа двигателя 3 мая 1948 г., в результате погиб летчик-испытатель. Испытания D-558-1 продолжались до 1953 г.

Характеристики D-558-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД Allison J35-A-11 тягой 2200 кгс, размах крыла – 7,62 м, длина самолета – 10,8 м, максимальный взлетный вес – 4583 кг, максимальная скорость – 918 км/ч.

FH-1

В начале 1943 г. фирма McDonnell («Макдоннел») приступила к разработке двухдвигательного реактивного истребителя для ВМФ США, а уже 30 августа 1943 г. была заказана постройка трех опытных образцов самолета под обозначением XFD-1. Самолет выполнялся по обычной схеме, двигатели располагались в корневой части крыла, вооружение состояло из четырех пулеметов в носовой части фюзеляжа и восьми ракет под крылом. Предусматривалась возможность установки стартовых ускорителей.

Когда первый XFD-1 (номер 48235) был закончен в январе 1945 г., только один двигатель Westinghouse 19XB-2B был доступен для установки. Поэтому наземные испытания

самолета пришлось проводить с одним двигателем, и, более того, первый полет самолет совершил 26 января 1945 г. только с одним турбореактивным двигателем. Во время летных испытаний он стал первым морским самолетом, который превысил скорость 805 км/ч. После завершения испытаний 7 марта 1945 г. был заключен контракт на постройку 100 самолетов под обозначением FD-1. С окончанием войны контракт был пересмотрен: сначала объем поставки уменьшили до 30 самолетов, но вскоре увеличили до 60 машин.

Первый опытный образец был потерян в катастрофе 1 ноября 1945 г., сборку второй опытной машины закончили в начале следующего года. 21 июля 1946 г. он стал первым боевым реактивным самолетом, который совершил четыре взлета и посадки на американский авианосец Franklin D. Roosevelt. Однако 26 августа 1945 г. и вторая машина была потеряна.

Первые же серийные истребители под обозначением FH-1 Phantom начали поступать в эскадрильи ВМФ США в августе 1947 г. Всего было построено 62 истребителя, после чего фирма переключилась на разработку самолета F2H.

Характеристики FH-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Westinghouse J30-WE-20 тягой по 700 кгс, размах крыла – 12,4 м и его площадь – 25,6 м², длина самолета – 11,35 м, высота – 4,32 м, вес пустого – 3031 кг, максимальный взлетный вес – 5459 кг, максимальная скорость – 771 км/ч, практический потолок – 12 525 м, скороподъемность – 21,5 м/с, дальность – 1120 км, вооружение – 4 пулемета калибра 12,7 мм и 8 ракет калибра 127 мм.

F2H

Палубный реактивный истребитель F2H Banshee фирмы McDonnell представлял собой дальнейшее развитие самолета FH-1, он должен был оснащаться более мощными двигателями, иметь увеличенный запас топлива, в качестве вооружения нес две пушки калибра 20 мм, бомбы, ракеты или крылатые ракеты.

Полноразмерный макет истребителя, получившего обозначение XF2D-1, был готов в апреле 1945 г., но проект завершился уже после окончания войны. Первый опытный образец самолета построили только к концу 1946 г., он впервые взлетел 11 января 1947 г. Под обозначением F2H-1 истребитель состоял на вооружении ВМФ США с 1951 по 1959 г. и ВМФ Канады с 1955 по 1962 г., всего было построено около 900 экземпляров разных модификаций.

Характеристики F2H-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Westinghouse J34-WE-20 тягой по 1400 кгс, размах крыла – 12,67 м, длина самолета – 12,24 м, высота – 4,41 м, вес пустого – 4452 кг, максимальный взлетный вес – 8609 кг, максимальная скорость – 940 км/ч, практический потолок – 14 783 м, дальность – 2045 км, вооружение – 2 пушки калибра 20 мм.

FR-1

Фирма Ryan Aeronautical получила 11 февраля 1943 г. контракт на разработку палубного одноместного истребителя со смешанной силовой установкой из поршневого и турбореактивного двигателей. Всего должно было быть построено три опытных образца для летных испытаний и один образец статических испытаний со сроком поставки двух первых летных образцов в апреле 1944 г. В декабре того же года был выдан контракт на постройку серийной партии самолетов, получивших обозначение FR-1 Fireball («Шаровая молния»), в количестве 100 экземпляров, 31 января 1945 г. количество заказанных машин увеличили до 700.

Опытные образцы, имевшие обозначение XFR-1, выполнялись по обычной схеме с трехколесным шасси, оснащались поршневым двигателем Wright R-1820-72W Cyclone в передней части фюзеляжа и ТРД General Electric I-16 (позднее переобозначенным в J-31) в хвостовой части, входные устройства воздухозаборника располагались в корневой части крыла. В качестве вооружения планировалось установить четыре пулемета в крыле, четыре ракеты под крылом и две бомбы под фюзеляжем.

Первый образец XFR-1 выполнил свой первый полет 25 июня 1944 г. без реактивного двигателя, который был установлен позже. Второй опытный образец приступил к летным

испытаниям 20 сентября этого же года. По результатам испытаний в конструкцию самолета внесли некоторые изменения, в частности модернизировали хвостовое оперение. Однако в процессе дальнейших испытаний все три опытных образца были потеряны – первый 13 октября 1944 г., второй и третий соответственно 25 марта и 5 апреля 1945 г.

До окончания войны построили всего 66 самолетов FR-1, на основе которых сформировали одну эскадрилью в составе ВМФ, однако в боевых действиях против японцев эти самолеты не принимали участия. Кроме этого разрабатывались другие варианты самолета под обозначением XFR-2, XFR-3 и XFR-4, но дальнейшего развития они не получили.

Характеристики FR-1: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД General Electric J31-GE-3 тягой 700 кгс и один ПД Wright R-1820-72W Cyclon мощностью 1350 л. с. (1060 кВт), размах крыла – 12,19 м и его площадь – 25,6 м², длина самолета – 10,6 м, высота – 4,24 м, вес пустого – 3488 кг, максимальный взлетный вес – 5285 кг, максимальная скорость – 650 км/ч (с ТРД), практический потолок – 13 137 м, скороподъемность – 9,0 м/с, дальность – 2610 км, вооружение – 4 пулемета Browning калибра 12,7 мм, 8 ракет калибра 127 мм и 2 бомбы весом по 454 кг.

F2R

Опытный истребитель фирмы Ryan F2R Dark Shark («Темная акула») являлся дальнейшей модернизацией самолета FR-1. Он также имел силовую установку смешанного типа, но только поршневой двигатель был заменен турбовинтовым, вращавшим четырехлопастной винт.

Несмотря на то что F2R имел характеристики лучше, чем у FR-1, флот к тому времени уже потерял интерес к самолетам со смешанной силовой установкой, поэтому дальше стадии создания опытного образца работа не продвинулась.

Характеристики XF2R: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД General Electric J31-GE-3 тягой 700 кгс и один ТВД General Electric J31-GE-3 мощностью 1760 л. с. (1310 кВт), размах крыла – 12,8 м и его площадь – 28,3 м², длина самолета – 10,97 м, высота – 4,27 м, максимальная скорость – 800 км/ч (с ТРД), практический потолок – 11 900 м, скороподъемность – 24,6 м/с, вооружение – 4 пулемета Browning калибра 12,7 мм.

P-59

Весной 1941 г. между США и Англией было достигнуто соглашение о помощи американской стороне в налаживании производства ТРД Ф. Уиттла, и уже 4 сентября командование армейской авиации предложило фирме «Дженерал электрик» контракт на производство американской версии двигателя. На следующий день фирма Bell Aircraft Corporation была отобрана для разработки истребителя под первый американский турбореактивный двигатель. В рамках этих работ предполагалось построить 15 двигателей и 3 двухдвигательных самолета.

Фирма «Белл» разработала самолет под обозначением «модель 27», которое позже было заменено обозначением XP-59A. Проектирование самолета закончилось к 9 января 1942 г., и сразу же началась постройка трех опытных образцов. В марте, хотя опытные образцы еще находились в сборке, «Белл» получила дополнительный заказ на тринадцать предсерийных самолетов YP-59.

12 сентября 1942 г. первый опытный самолет XP-59, оснащенный двумя ТРД General Electric I-A (американский аналог английского ТРД W2B Ф. Уиттла), был доставлен на авиабазу Мюрок (сейчас это авиабаза Эдвардс ВВС США) в Калифорнии для летных испытаний. Во время наземных испытаний самолет был оснащен фиктивным пропеллером, чтобы замаскировать его истинное назначение. Опытная машина впервые совершила полет во время скоростных пробежек по взлетной полосе 1 октября с летчиком-испытателем фирмы «Белл» Робертом Стэнли, первый же официальный полет был сделан полковником Лоуренсом Крейги на следующий день. В течение следующих месяцев испытания трех машин XP-59 выявилось множество проблем, среди которых главными были недостаточные характеристики двигателя, которые оказались ниже ожидавшихся.

Еще только началась постройка опытной партии из 13 самолетов YP-59, а в июне 1943 г. авиационное командование заказало предсерийную партию из 80 машин под обозначением

P-59A Airacomet с более мощными двигателями General Electric I-16 (J31). Эти самолеты предназначались прежде всего для испытаний и отработки новых модификаций ТРД. Вскоре последовал заказ на производство 100 серийных машин: 20 самолетов P-59A с ТРД J31-GE-3 и 80 самолетов P-59B с J31-GE-5. 30 октября 1943 г. заказ на производство был сокращен наполовину – 20 P-59A и 30 P-59B. Все заказанные самолеты были поставлены к концу мая 1945 г., многие из них попали в 412-ю специальную истребительную группу. Ни один из P-59 никогда не участвовал в боевых действиях, один YP-59 в конце 1943 г. был отправлен в Англию для оценочных испытаний. Английские пилоты по результатам испытаний пришли к выводу, что YP-59 в сравнении с английскими реактивными самолетами имеет неудовлетворительные характеристики, что в большой степени являлось следствием плохого качества двигателей американского производства. Три самолета P-59 были также поставлены американскому ВМФ, где они получили обозначение YF2L-1, но в результате испытаний их признали полностью неподходящими для действий с авианосцев.

Характеристики XP-59A: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД General Electric I-A с центробежным компрессором тягой по 556 кгс, размах крыла – 14,9 м, длина – 12,0 м, высота – 3,8 м, вес пустого – 3294 кг.

Характеристики P-59B: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД General Electric J31-GE-5 тягой по 907 кгс, размах крыла – 13,87 м и его площадь – 35,84 м², длина – 11,62 м, высота – 3,66 м, вес пустого – 3704 кг, взлетный вес – 6214 кг, максимальная скорость – 658 км/ч на высоте 10 670 м, дальность – 644 км, практический потолок – 14 040 м, скороподъемность – 916 м/мин, вооружение – 1 пушка калибра 20 мм и 3 пулемета калибра 12,7 мм.

ХВ-42

Армейская авиация США 25 июня 1943 г. выдала фирме «Дуглас» контракт на разработку бомбардировщика ХВ-42 с винтомоторной силовой установкой из двух двигателей Allison V-1710-125. Самолет, получивший обозначение Mixmaster, имел среднерасположенное крыло, крестообразное хвостовое оперение и трехстоечное шасси. Экипаж состоял из трех человек, штурман-бомбардир располагался в носу, первый и второй пилоты помещались бок о бок в кабине, каждый под индивидуальным фонарем. Двигатели, установленные в фюзеляже за кабиной, использовались для вращения через длинный вал и коробку передач двух трехлопастных толкающих винтов в хвосте самолета.

Первая машина взлетела 6 мая 1944 г., а вторая – спустя почти три месяца, 1 августа. Вскоре ее модифицировали, установив над кабиной пилотов единый фонарь, но в декабре того же года вторая машина была потеряна. К тому времени было принято решение прекратить этот проект, так как ожидалось более высокие характеристики от бомбардировщика с ТРД. В качестве временного шага, чтобы провести оценку характеристик реактивных двигателей, первому опытному образцу поставили смешанную силовую установку, включавшую два поршневых двигателя Allison V-1710-133, вращавшие воздушные винты, и два ТРД Westinghouse 19XB-2A, установленные в подкрыльевых гондолах. Этот самолет, получивший обозначение ХВ-42А, использовался для летных испытаний турбореактивных двигателей в течение нескольких месяцев, его списали в конце июня 1949 г.

Характеристики ХВ-42: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ПД Allison V-1710-133 мощностью по 1025 кВт и 2 х ТРД Westinghouse 19XB-2A тягой по 726 кгс, размах крыла – 21,49 м и его площадь – 51,56 м², длина самолета – 16,36 м, высота – 5,74 м, вес пустого – 9475 кг, взлетный вес – 16 193 кг, максимальная скорость 660 км/ч, практический потолок – 8960 м, дальность – 2897 км, вооружение – 4 пулемета калибра 12,7 мм и 3629 кг бомб.

ХВ-43

В конце войны фирма «Дуглас» получила контракт на разработку легкого реактивного

бомбардировщика, оснащенного двумя ТРД. Для ускорения работ при постройке первого опытного образца за основу взяли конструкцию опытного бомбардировщика ХВ-42, предназначенного для статических испытаний. На нем заменили поршневые двигатели двумя ТРД J35, которые установили внутри фюзеляжа с доработкой его хвостовой части. Входные устройства воздухозаборника расположили по бокам фюзеляжа за кабиной экипажа. Два члена экипажа сидели в кабине бок о бок, у каждого был свой фонарь кабины.

Несмотря на все попытки ускорить разработку, проблемы с реактивными двигателями стали причиной того, что опытная машина впервые взлетела уже после окончания войны, 17 мая 1946 г. К тому времени необходимость в таком легком бомбардировщике отпала. Поэтому программа была закончена поставкой второго опытного образца под обозначением YB-43 в мае 1947 г., который использовался для испытаний и доводки реактивных двигателей различных типов вплоть до конца 1953 г.

Характеристики ХВ-43: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД General Electric J35-G1-3 тягой по 1670 кгс, размах крыла – 21,69 м и его площадь – 52,3 м², длина – 15,6 м, высота – 7,39 м, вес пустого – 9877 кг, взлетный вес – 17 932 кг, максимальная скорость – 829 км/ч, дальность – 1770 км, практический потолок – 11 735 м, вооружение – 2 пулемета калибра 12,7 мм и 2722 кг бомб.

L-133

Инженеры фирмы Lockheed Aircraft К. Джонсон и Х. Хиббард в 1939 г. начали исследования в области реактивной авиации, разработав ряд проектов. В частности, в 1940 г. началась работа над одноместным реактивным истребителем, выполненным по схеме «утка» и оснащенным двумя турбореактивными двигателями L-1000 с осевым компрессором собственной разработки фирмы «Локхид». Двигатели устанавливались в хвостовой части фюзеляжа, входное устройство воздухозаборника располагалось в носу самолета.

Проект одного из вариантов проекта под обозначением L-133-02-01 30 марта 1942 г. был предложен армейской авиации США для изучения. Однако армия не проявила интереса к этому проекту и отказалась его финансировать.

Характеристики L-133-02-01: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД L-1000 тягой по 2300 кгс, размах крыла – 14,22 м и его площадь – 30,19 м², длина – 14,73 м, максимальная скорость – 985 км/ч, вооружение – 4 пушки калибра 20 мм в носовой части.

P-80

17 мая 1943 г. в штабе армейской авиации в Вашингтоне состоялось совещание с участием представителей Air Technical Service Command (Командование авиатехнического обслуживания) и фирмы Lockheed Aircraft. Во время этой встречи представители «Локхида» были проинформированы о положении в области развития боевой реактивной авиации (прежде всего в Англии), после чего им с учетом уже имевшегося некоторого опыта разработки проектов реактивных самолетов, в частности L-133-02-01, было предложено начать разработку истребителя на основе английского ТРД de Havilland H. 1B «Гоблин».

24 июня 1943 г. фирме Lockheed был уже выдан контракт на разработку нового одноместного истребителя в рамках проекта MX-409. Условиями контракта предусматривалась поставка трех опытных образцов, причем первый образец должен быть готовым через 180 дней, и опытной партии из 13 самолетов. Работа над первым опытным образцом под фирменным обозначением L-140 началась в августе 1943 г., а уже 8 января 1944 г. этот самолет, получивший официальное обозначение XP-80, впервые поднялся в воздух. Это был низкоплан с крылом ламинарного профиля, двигатель размещался в хвостовой части фюзеляжа, воздухозаборники по бокам фюзеляжа в корне крыла; шасси трехстоечное с носовым колесом. Вооружение состояло из пяти пулеметов калибра 12,7 мм, установленных в носовой части.

Следующие два опытных образца получили обозначение XP-80A и оснащались более мощным ТРД J33 тягой 1814 кгс, их испытания начались 10 июня 1944 г. Во время испытаний была достигнута максимальная скорость полета 898 км/ч, однако полеты

опытных машин сопровождалась катастрофами. Во время испытаний второй опытной машины 20 октября 1944 г. погиб главный летчик-испытатель фирмы «Локхид» Майло Берчэм. Кроме него, во время испытаний погиб Ричард Бонг, американский ас Второй мировой войны. Тринадцать опытных истребителей-перехватчиков YP-80A, оснащенных ТРД J33-GE-9 или J33-GE-11 и вооруженных шестью пулеметами в носу, начали поступать на войсковые испытания в октябре 1944 г. Два самолета этого типа прибыли в Италию в мае 1945 г., но в боевых действиях не участвовали.

Впоследствии P-80 (обозначение изменено на F-80 в 1948 г.) нес службу в послевоенных ВВС США, общее количество построенных самолетов различных модификаций составило 1715 экземпляров.

Характеристики P-80A Shooting Star («Метеор»): экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТРД General Electric J33-A-11 тягой 1814 кгс, размах крыла – 12,17 м и его площадь – 22,11 м², длина самолета – 10,52 м, высота – 3,43 м, вес пустого – 3593 кг, взлетный вес – 6577 кг, максимальная скорость – 933 км/ч, дальность – 870 км, практический потолок – 13 715 м, скороподъемность у земли – 1395 м/мин, вооружение – 6 пулеметов калибра 12,7 мм и две 450-кг бомбы.

XP-79B

Как уже говорилось выше, из-за неудовлетворительных характеристик опытных машин XP-79 и XP-79a, оснащенных ЖРД, американской фирме «Нортроп» выдали новое задание на переделку третьего опытного самолета под установку двух турбореактивных двигателей Westinghouse J30 тягой по 522 кгс. Эта машина получила обозначение XP-79B. Она полностью изготавливалась из магниевых сплавов и стали, что позволяло использовать ее для таранных атак вражеских бомбардировщиков.

Усиленное крыло самолета имело переменную толщину обшивки – от 19 мм у передней кромки до 3 мм у задней кромки крыла. Воздухозаборники двигателей имели прямоугольное сечение, в хвостовой части фюзеляжа установили два вертикальных киля, шасси было выполнено четырехстоечным с электрическим механизмом уборки и выпуска.

Опытный образец XP-79B привезли на авиабазу Мюрок в июне 1945 г. для подготовки к летным испытаниям. Первый полет XP-79B, состоявшийся 12 сентября 1945 г., не удался с самого начала. Во время начала разбега самолета одна из дежурных пожарных машин вдруг пересекла взлетно-посадочную полосу. Чтобы избежать столкновения с автомашиной, летчик-испытатель Г. Кросби сбросил тягу двигателей, затем повторно ускорился и взлетел на высоту 3000 м. Он сделал на этой высоте широкий круг на довольно большой скорости, которая, по оценке наблюдателей, была более 640 км/ч.

При втором проходе над аэродромом на высоте 2400 м Г. Кросби начал выполнять подъем с разворотом, но самолет неожиданно сорвался в штопор. Летчик сумел выпрыгнуть из кабины падающего самолета, но был убит вращавшимся фюзеляжем. Парашют летчика так и не раскрылся. Расследование причин катастрофы не дало никаких результатов из-за полного разрушения охваченной огнем машины. Сразу же после этой катастрофы программа XP-79B была прекращена.

Характеристики XP-79B: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Westinghouse Model B тягой по 635 кгс, размах крыла – 11,6 м и его площадь – 25,8 м², длина самолета – 4,3 м, высота – 2,1 м, взлетный вес – 3932 кг, максимальная скорость – 880 км/ч, дальность – 1600 км, практический потолок – 12 200 м, вооружение – 4 пушки калибра 50 мм.

XF15

ВМФ США 7 апреля 1944 г. заключил контракт с фирмой Curtiss на разработку и постройку трех опытных образцов палубного истребителя, получившего обозначение XF15. Смешанная силовая установка самолета состояла из поршневого двигателя Pratt & Whitney R-2800-34W мощностью 2100 л. с. и ТРД Allis-Chalmers J36 тягой 1225 кгс. Предполагалось, что применение такой силовой установки позволит уменьшить время взлета с палубы авианосца и увеличить дальность действия истребителя. В качестве вооружения самолет

должен был нести четыре крыльевые пушки калибра 20 мм.

Первый опытный образец приступил к летным испытаниям с одним только установленным поршневым двигателем, свой первый полет он совершил 27 февраля 1945 г. В процессе испытаний оценивались летные характеристики самолета, ТРД установили месяц спустя. Было выполнено несколько полетов с обоими работающими двигателями, однако 8 мая 1945 г. самолет при заходе на посадку разбился из-за отказа поршневого двигателя. Второй самолет поднялся в воздух 9 июля 1945 г., вскоре к испытаниям приступил и третий самолет с Т-образным хвостовым оперением. Испытания продолжались до октября 1946 г., когда программа была отменена.

Характеристики XF15: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД Pratt & Whitney R-2800-34W мощностью 2100 л. с. и 1 х ТРД Allis-Chalmers J36 тягой 1225 кгс, размах крыла – 14,63 м и его площадь – 40,0 м², длина самолета – 13,41 м, высота – 4,65 м, вес пустого – 5739 кг, взлетный вес – 7543 кг, максимальная скорость – 755 км/ч, скороподъемность – 25,5 м/с, дальность – 2228 км, вооружение – 4 пушки калибра 50 мм.

XP-81

В 1943 г. фирма Convair (Consolidated-Vultee Aircraft) начала разработку дальнего эскадронного истребителя XP-81, предназначенного для боевых действий на Тихоокеанском театре военных действий. Самолет должен был оснащаться смешанной силовой установкой из ТВД, вращавшего четырехлопастной винт в носу самолета, и ТРД в хвостовой части.

Опытный образец самолета XP-81 был закончен в январе 1945 г., но турбовинтовой двигатель TG-100, разрабатывавшийся фирмой General Electric, был еще не готов. Поэтому для начала наземных испытаний самолета вместо ТВД поставили ПД Merlin V-1650-7. После того как наземные испытания были закончены, самолет перевезли в испытательный центр Мигос, где он выполнил свой первый полет. Десять часов летных испытаний показали, что XP-81 имеет хорошие характеристики управляемости. Опытный образец возвратился обратно на фирму, там поршневой двигатель заменили турбовинтовым TG-100.

Однако к тому времени ситуация на Тихом океане изменилась, и, хотя были заказаны 13 предсерийных самолетов YP-81, проект был в конечном счете отменен незадолго до окончания войны. YP-81 отличался от XP-81 тем, что имел более легкий турбовинтовой двигатель TG-110.

Летные испытания опытного образца были возобновлены 21 декабря 1945 г., но вскоре были прекращены по причине того, что ТВД TG-100 теоретически должен был иметь мощность 2300 л. с., но практически имел не более 1400 л. с. (для сравнения: ПД Merlin имел мощность 1490 л. с.). Проект был прекращен.

Характеристики XP-81: силовая установка – 1 х ТРД Allison J33-GE-5 тягой 1705 кгс и 1 х ТВД General Electric XT31-GE-1 (TG-100) мощностью 2300 л. с., размах крыла – 15,15 м и его площадь – 38,25 м², длина машины – 13,45 м, высота – 4,2 м, вес пустого – 5791 кг, взлетный вес – 8853 кг, максимальная скорость – 812 км/ч, дальность – 4000 км, практический потолок – 10 590 м, вооружение – 6 пулеметов калибра 12,7 мм или 6 пушек калибра 20 мм, 2 бомбы весом по 726 кг.

XP-83

Весной 1944 г. фирма «Белл» получила задание на разработку дальнего реактивного истребителя XP-83, который должен был оснащаться двумя ТРД и в качестве вооружения нести шесть пулеметов калибра 12,7 мм. Конструктивно новый истребитель походил на своего предшественника P-59, двигатели установили в корневых частях крыла, установили внутренние топливные баки увеличенной емкости, помимо этого предусмотрели возможность подвески под крылом двух дополнительных баков. 31 июля 1944 г. фирме выдали контракт на постройку двух опытных образцов самолета.

Первая машина поднялась в воздух 25 февраля 1945 г., а вторая – 25 октября того же года. Испытания показали недостаточную тягу двигателей, да и очень близкое расположение двигателей создавало при взлете угрозу перегрева и деформации хвостовой части фюзеляжа, поэтому при разбеге самолет сопровождала сбоку аэродромная пожарная машина, с которой

струей воды охлаждали хвост самолета. Хотя самолет доработали, решив проблему перегрева хвостовой части, но война уже закончилась и армейская авиация от него отказалась. Первая опытная машина в дальнейшем использовалась в качестве летающей лаборатории для исследования характеристик прямоточных воздушно-реактивных двигателей.

Характеристики XP-83: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД Westinghouse J33-GE-5 тягой по 1814 кгс, размах крыла – 16,15 м и его площадь – 40,0 м², длина – 13,67 м, высота – 4,65 м, вес пустого – 6400 кг, максимальный взлетный вес – 10 930 кг, максимальная скорость на высоте 4775 м – 840 км/ч, дальность – 2785 км, практический потолок – 13 715 м, скороподъемность – 28,7 м/с, вооружение – 6 пулеметов Browning калибра 12,7 мм, или 4 пушки Hispano калибра 20 мм, или 1 пушка калибра 37 мм.

Франция

SO.6000 Triton

В 1943 г. на фирме SNCASO в оккупированной немцами Франции началась разработка проекта первого французского самолета с ТРД. Самолет, получивший обозначение SO.6000 Triton, разрабатывался втайне от немцев под руководством Люсьена Серванти. Проект был закончен уже после окончания войны, французское правительство распорядилось построить пять опытных образцов самолета.

Первый опытный образец должен был быть двухместным и оснащаться французским ТРД Rateau-Anxionnaz GTS-65. Но из-за задержек в разработке этого двигателя приняли решение оснастить самолет немецким ТРД Jumo 004-B2. Самолет с этим двигателем, получивший обозначение SO.6000J Triton, впервые взлетел 11 ноября 1946 г. под управлением летчика-испытателя Даниеля Растеля. Второй опытный образец использовался для статических испытаний, следующие три образца оснащались лицензионными двигателями Rolls-Royce Nene, они имели обозначение SO.6000N Triton. Вскоре работа по самолету была прекращена.

Характеристики SO.6000N Triton: экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 х ТРД Nene 101 тягой 2200 кгс, размах крыла – 9,96 м и его площадь – 15,0 м², длина – 10,41 м, максимальный взлетный вес – 4560 кг, максимальная скорость – 955 км/ч, практический потолок – 12 000 м.

Япония

МХУ7 (модели 33, 43 и 53)

Среди разработанных вариантов японского самолета для камикадзе МХУ7 «Ока» были и варианты с ТРД.

«Ока» модель 33 представляла собой увеличенный вариант модели 22, оснащенный турбореактивным двигателем He-20 с осевым компрессором и 800-кг боеголовкой. Для этого варианта предполагалось использовать в качестве самолета-носителя бомбардировщик G8N1. Но задержки с разработкой носителя стали причиной прекращения работ по модели 33.

Для запуска с катапульт разрабатывалась в двух вариантах «Ока» модель 43, оснащенная ТРД He-20. Модель 43А, предназначенная для запуска с катапульт подводных лодок, должна была иметь складные консоли крыла для размещения в ангаре лодки. Модель 43В была похожа на модель 43А, но предназначалась для частей береговой обороны. В отличие от предыдущих моделей модель 43В была полностью металлической, имела подфюзеляжную лыжу и могла оснащаться ракетным ускорителем. После запуска с катапульты модель 43В для достижения максимальной скорости могла сбрасывать законцовки крыла.

Проектирование модели 43 было закончено 26 апреля, полноразмерный деревянный

макет построили в мае 1945 г. Подготовка производства началась в Йокосуке и на заводах фирмы «Айчи» в Гифу и Ойяки, но все было разрушено во время налетов американских бомбардировщиков В-29. Строительство первой катапультной площадки для запуска аппаратов началось в июле 1945 г. на полуострове Миура, в планах значилась постройка в разных районах Японии к середине октября 1945 г. семи площадок, в составе которых должны были быть 41 пусковая установка и 245 подземных убежищ. Площадка для катапульт готовилась и в Такеяме около Йокосуки, она предназначалась для тренировки пилотов на учебных вариантах аппарата – модели 43 К-1 Каи «Вакасакура» («Свежая вишня»). На этой машине боевая часть заменялась второй кабиной, устанавливались закрылки и посадочная лыжа, в хвостовой части фюзеляжа монтировался один стартовый ускоритель. Первое испытание катапульты с запуском учебного аппарата «Вакасуры» состоялось 27 июня. Деревянный макет модели 43В был проверен на катапulte в августе 1945 г.

Принимая во внимание, что весь предыдущий ряд моделей, за исключением моделей 43А и 43В, потребовали изменений в конструкции носителей-бомбардировщиков, была разработана модель 53 с ТРД Не-20, она предназначалась для доставки в зону атаки на буксире. Теперь любой самолет, дополненный системой буксировки и имеющий достаточную мощность двигателя, мог использоваться, чтобы буксировать модель 53 в воздух. Однако окончание войны прервало все работы по МХУ7.

Характеристики «Ока» модель 33: силовая установка – 1 х ТРД Не-20 тягой 475 кгс, размах крыла – 5,0 м и его площадь – 6,0 м², длина – 7,2 м, высота – 1,15 м, вес боеголовки – 800 кг, полетный вес – 2300 кг, максимальная скорость на высоте 4000 м – 643 км/ч, дальность – 212 км.

Характеристики «Ока» модель 43А: силовая установка – 1 х ТРД Не-20 тягой 475 кгс, размах крыла – 9,0 м и его площадь – 13,0 м², длина – 8,16 м, высота – 1,12 м, вес боеголовки – 800 кг, полетный вес – 2520 кг, максимальная скорость на высоте 4000 м – 596 км/ч, дальность – 200 км.

Характеристики «Ока» модель 43В: силовая установка – 1 х ТРД Не-20 тягой 475 кгс плюс один РДТТ тягой 256 кгс, размах крыла – 9,0 м и его площадь – 13,0 м², длина – 8,16 м, высота – 1,12 м, вес пустого – 1150 кг, вес боеголовки – 800 кг, полетный вес – 2270 кг, максимальная скорость на высоте 4000 м – 556 км/ч, дальность – 272 км.

Характеристики «Ока» модель 53: силовая установка – 1 х ТРД Не-20 тягой 475 кгс плюс один РДТТ тягой 267 кгс, размах крыла – 6,43 м и его площадь – 9,0 м², длина – 7,77 м, высота – 1,43 м, вес боеголовки – 600 кг, дальность – 277 км.

Ј9У/Ки-201

В сентябре 1944 г. фирма «Накадзима» получила заказ от ВМФ Японии на разработку реактивного самолета, аналогичного по конструкции немецкому самолету Ме 262. Согласно техническому заданию самолет должен был иметь складывающиеся законцовки крыла для удобства размещения в укрытиях и туннелях, а также иметь укороченную взлетную дистанцию для действий с береговых аэродромов, подвергавшихся массированным бомбардировкам американской авиации. В производстве самолет должен быть предельно простым, так как предполагалось, что он будет собираться рабочими низкой квалификации.

Конструкторы фирмы под руководством Казуо Оно и Кеничи Мацумуры выполнили проект очень быстро, но японская промышленность не смогла сразу же поставить требуемые реактивные двигатели. Первоначально опытный образец самолета, получивший обозначение Ј9У1 «Кикка» («Цветок апельсина»), был оснащен парой ВРДК Цу-11 тягой по 200 кгс. Однако такая низкая тяговооруженность машины не устраивала заказчика, поэтому был разработан более мощный двигатель Не-12 с тягой 340 кгс. Этот двигатель также не удовлетворял требованиям технического задания, поэтому для ускорения разработки приняли решение закупить в Германии два образца самолета Ме 262 и скопировать его конструкцию вместе с двигателем. Разобранные машины погрузили на борт немецкой подводной лодки U-234, которая вышла из Германии в марте 1945 г. и направилась в

Японию. Однако подводная лодка с ее грузом была, по одним данным, захвачена американским флотом, а по другим данным – потоплена 13 мая 1945 г., это событие вновь изменило планы фирмы «Накадзима».

Вскоре японское посольство в Берлине прислало фотокопии чертежей двигателя BMW 003В, которым оснащались реактивные истребители He 162. Японская копия двигателя, получившая обозначение He-20, развивала тягу до 475 кгс (против 800 кгс у немецкого оригинала), но этого было уже достаточно, чтобы самолет соответствовал параметрам технического задания.

Первая опытная машина приступила к заводским рулежкам 30 июня 1945 г. В следующем месяце самолет был разобран и поставлен на авиабазу флота в Кисарацу, где его вновь собрали и подготовили к летным испытаниям. «Кикка» совершил свой первый полет 7 августа 1945 г. под управлением капитан-лейтенанта С. Такаоки. Самолет во время 11-минутного полета хорошо управлялся, единственное беспокойство доставил длинный разбег при взлете.

Для второго полета, который состоялся четырьмя днями позже, 11 августа, самолет оснастили стартовыми ускорителями. Однако вследствие неправильного угла установки стартовых ускорителей при взлете самолет слишком сильно задрал нос, а хвост стал касаться взлетной полосы, в этой ситуации летчик был вынужден прервать взлет, отключив двигатели. В результате самолету при торможении не хватило длины взлетной полосы, он выкатился на грунт, при этом сломалось шасси и были повреждены двигатели. Повреждение было настолько серьезным, что самолет не мог быть восстановлен.

Постройка второго опытного образца тем временем приближалась к завершению, и началось изготовление еще 22 самолетов. Планировалось производство разных версий самолета, включая двухместную учебно-тренировочную версию, разведчика и истребителя-перехватчика для армии под обозначением Ki-201 «Карю» («Огненный дракон») и самолета для самоубийственных атак. Версия самолета для камикадзе должна была нести 250-кг или 500-кг бомбу, самолет, не имевший шасси, должен был взлетать на стартовой тележке, оборудованной стартовыми ускорителями, с рельсовых направляющих длиной 200 м. Первая стартовая установка этого типа должна была быть готова в сентябре, однако 15 августа программа была остановлена.

После окончания войны второй опытный экземпляр самолета был отправлен в США, он изучался и испытывался на авиабазе ВМФ в Патуксенте, штат Мэриленд.

Характеристики J9Y1 (начальная версия – перехватчик): экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД He-20 тягой по 490 кгс, размах крыла – 10,0 м и его площадь – 13,2 м², длина самолета – 9,23 м, высота – 3,04 м, вес пустого – 3920 кг, взлетный вес – 4152 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 698 км/ч, дальность – 608 км, практический потолок – 12 100 м, вооружение – 1 пушка тип 5 калибра 30 мм.

Характеристики J9Y1 (версия – камикадзе): экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД He-20 тягой по 490 кгс, размах крыла – 10,0 м и его площадь – 13,2 м², длина самолета – 9,23 м, высота – 3,04 м, вес пустого – 2300 кг, взлетный вес – 4080 кг, максимальная скорость на высоте 6000 м – 676 км/ч, дальность – 583 км, практический потолок – 12 100 м, вооружение – одна 250-кг (или 500-кг) бомба или 2 пушки тип 99 калибра 20 мм.

Характеристики Ki-201: экипаж – 1 человек, силовая установка – 2 х ТРД He-130 тягой по 960 кгс или He-230 тягой по 885 кгс, размах крыла – 13,7 м и его площадь – 24,0 м², длина самолета – 11,5 м, высота – 4,05 м, вес пустого – 4495 кг, максимальный взлетный вес – 8492 кг, максимальная скорость на высоте 10 000 м – 845 км/ч (He-130) и 812 км/ч (He-230), дальность – 987 км, практический потолок – 12 000 м, вооружение – 2 пушки тип 5 калибра 30 мм или 2 пушки тип 99 калибра 20 мм.

Ки-162

В конце 1944 г. армейская авиация начала исследования возможности создания однодвигательного реактивного истребителя, аналогичного немецкому истребителю He 162, эти исследования проводились на фирме «Тачикава».

Разрабатывались два варианта. В первом варианте самолет имел двигатель, установленный в хвостовой части фюзеляжа, входное устройство воздухозаборника располагалось в носу. Во втором варианте двигатель устанавливался сверху фюзеляжа, а самолет в целом очень напоминал немецкий He 162.

В качестве двигателя сначала рассматривался ТРД He-12, однако он оказался слишком тяжелым для такого истребителя. Более легкая модель, He-12В, уже производилась в то время, но в ограниченных количествах. В марте 1945 г. прошли первые испытания двигателя He-20, который по всем параметрам превосходил He-12В. Помимо этого шли разработки дальнейших модификаций ТРД – «Исикавадзима» He-130, «Накадзима» He-230 и «Мицубиси» He-330, которые, как ожидалось, будут обладать большей тягой, чем He-20.

На просьбы японцев оказать им техническое содействие в создании легкого реактивного истребителя командование люфтваффе 15 апреля 1945 г. дало разрешение ознакомить японских представителей с документацией на He 162, а также разрешило ознакомиться с процессами сборки самолета на поточных линиях завода «Хейнкеля» в Ростке. Полученные в результате ознакомления технические данные японские представители передали в Японию по радиосвязи.

К августу 1945 г., когда военные действия прекратились, ни один из вариантов истребителя не вышел из начальной стадии проектирования.

К-200

Во время войны на вооружении морской авиации Японии состояла четырехмоторная летающая лодка H8K разработки фирмы «Каваниси». Первые лодки под обозначением H8K1 приняли участие в боевых действиях в марте 1942 г., когда два самолета из кокутая «Йокогама» в ночь на 5 марта взлетели с одного из атоллов Маршалловых островов для бомбардировки Перл-Харбора, дозаправившись в пути с подводной лодки. Однако, достигнув американской базы, японские экипажи из-за плохих погодных условий атаку выполнили неудачно. Тем не менее как дальний морской разведчик H8K1 (кодовое обозначение у союзников Emily) с его большой дальностью полета и мощным вооружением (две 20-мм пушки, четыре 7,7-мм пулемета и две 800-кг торпеды или восемь 250-кг бомб) вызывал уважение у союзников.

С 1943 г. появился улучшенный вариант H8K2, оснащенный поршневыми двигателями «Касей»-22 и еще более мощным вооружением, всего до конца войны построили 112 самолетов этой версии. Такие машины, оснащенные радаром, потопили по крайней мере три американские подводные лодки к северу от Филиппин в течение последних полутора лет войны. Дополнительно к версии морского разведчика было построено 36 летающих лодок под обозначением H8K2-L, они применялись в качестве штабных и транспортных самолетов. Один такой самолет мог перевозить 29 офицеров штаба или 64 полностью экипированных десантника. Ухудшавшаяся с каждым месяцем военная ситуация для Японии привела к снижению численности лодок H8K, у которых максимальная скорость составляла 467 км/ч, и потребовала разработки более скоростных машин.

В этой ситуации фирма «Каваниси» обратилась к идее создания реактивной летающей лодки, которая получила обозначение К-200. Конструктивно новая лодка походила на H8K, но силовая установка состояла из шести ТРД, установленных по три двигателя (каждый на своем пилоне) над каждой консолью крыла. По всей видимости, при разработке самолета ориентировались на ТРД He-330, суммарная тяга которых составила бы 7800 кгс, что позволяло превысить максимальную скорость H8K. Характеристики К-200 неизвестны, но предполагается, что максимальный вес самолета составлял около 25 000 кг.

Вооружение самолета состояло из 20-мм пушек тип 99, установленных в хвостовой башенке и верхней башенке перед крылом, а также 7,7-мм пулеметов в двух боковых установках в носовой части фюзеляжа. Кроме того, в бомбоотсеке могли подвешиваться обычные бомбы, глубинные бомбы или торпеды. В связи с окончанием войны работа над самолетом не продвинулась дальше начальной стадии проектирования.

В 1942 г. флот выдал задание на разработку дальнего скоростного разведчика. Первоначально I морской арсенал разрабатывал проект самолета R1Y1 «Сеюн» («Голубое облако») под новый поршневой двигатель фирмы «Мицубиси» мощностью 2500 л. с. Однако проблемы с разработкой двигателя заставили отказаться от него и остановиться на двигателе На-70, представлявшем собой спарку из двух ПД «Ацута»-30 фирмы «Айчи», работавших на один винт. Этот вариант самолета получил обозначение R2Y1 «Кеюн» («Перистое облако»).

После нескольких поражений японцев в Тихом океане необходимость в дальнем морском разведчике отпала, поэтому в конце 1944 г. было предложено создать на базе R2Y1 реактивный бомбардировщик R2Y2 «Кеюн-Каи». Для этого спарку двигателей в фюзеляже планировалось заменить топливным баком, а два ТРД Не-330 тягой по 1320 кгс установить под крылом. Самолет должен был нести под фюзеляжем одну 800-кг бомбу. Было принято решение до готовности реактивных двигателей проводить испытания опытного образца самолета R2Y1 с поршневыми двигателями. Первый полет этой машины состоялся 8 мая 1945 г., но был прерван из-за перегрева двигателей. Прежде чем успели доработать силовую установку, самолет был разбит во время налета союзных бомбардировщиков. До конца войны в сборке находился второй образец R2Y1, а к постройке опытного образца реактивной машины R2Y2 так и не успели приступить.

Разрабатывались варианты установки двух ТРД в фюзеляже с носовым воздухозаборником или в корневой части крыла.

Характеристики R2Y1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 х двигатель На-70 мощностью 3400 л. с. (2635 кВт), размах крыла – 14,0 м и его площадь – 34,0 м², длина самолета – 13,05 м, высота – 4,24 м, вес пустого – 6015 кг, максимальный взлетный вес – 9400 кг, максимальная скорость – 715 км/ч на высоте 10 000 м, крейсерская скорость – 460 км/ч на высоте 1000 м, дальность – 3600 км, время набора высоты 10 000 м – 10 минут, практический потолок – 11 700 м.

Характеристики R2Y2: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТРД Не-330 тягой по 1320 кгс, размах крыла – 14,0 м и его площадь – 34,0 м², длина самолета – 13,04 м, высота – 4,23 м, вес пустого – 5700 кг, максимальный взлетный вес – 9950 кг, максимальная скорость – 797 км/ч, дальность – 1269 км, время набора высоты 10 000 м – 7 минут, практический потолок – 10 700 м, вооружение – пушки и 800-кг бомба.

R1Y

В 1940 г. I морской арсенал получил заказ на разработку торпедоносца и пикирующего бомбардировщика R1Y «Гинга» («Млечный Путь») с двумя двигателями. Серийное производство самолета планировалось организовать на заводе фирмы «Накадзима» в Каизуми. Первый опытный самолет с двигателями «Хомаре-11» мощностью по 1820 л. с. был построен в августе 1943 г. Спустя год самолет был принят на вооружение под обозначением R1Y1 (бомбардировщик морской тип 4 модель 11) с двигателями «Хомаре»-12, у союзников он получил обозначение Frances. Из-за проблем с надежностью двигателя поставки серийных машин в войска начались весной 1945 г.

Истребительный вариант самолета R1Y разрабатывался на фирме «Каваниси». Двигатель «Хомаре» заменили двигателем «Касей»-25а, а вместо носовой пушки поставили две 20-мм пушки для стрельбы под углом к горизонту. Этот вариант машины, получивший обозначение R1Y2-S «Кьёкко» («Утренняя заря») (ночной истребитель морской), впервые взлетел в июне 1944 г., после чего было решено запустить его в серийное производство. Однако боевые качества нового истребителя оказались невысокими, поэтому большинство из 96 построенных машин этой версии использовались в качестве бомбардировщиков R1Y2. До конца войны в разработке находились различные варианты R1Y3, R1Y4, R1Y5, R1Y6 и др., среди которых был вариант под обозначением «Тенга», у которого вместо поршневых двигателей предусматривалась установка ТРД Не-30. Однако времени на реализацию этих проектов уже не оставалось.

Характеристики R1Y1: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ПД «Хомаре»-12 мощностью по 1825 л. с. (1361 кВт), размах крыла – 20,0 м и его площадь – 55,0 м², длина

самолета – 15,0 м, высота – 4,3 м, вес пустого – 7265 кг, максимальный взлетный вес – 13 300 кг, максимальная скорость – 550 км/ч на высоте 5900 м, дальность – 1900 км, время набора высоты 3000 м – 4,25 минуты, практический потолок – 9400 м, вооружение – 2 пушки калибра 20 мм и до 1600 кг бомб.

Характеристики «Тенга»: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТРД He-30 тягой по 850 кгс, размах крыла – 20,0 м и его площадь – 55,0 м², длина самолета – 15,0 м, высота – 4,5 м, вооружение – 2 пушки калибра 20 мм в носу, до 1500 кг бомб или 800-кг торпеда.

J1N

В мае 1941 г. впервые взлетел опытный образец дальнего истребителя сопровождения J1N1. Испытания двух опытных машин флотом показали, что J1N1 уступает истребителю A6M2 по всем параметрам, за исключением дальности полета. В октябре 1941 г. фирме было предложено переделать машину в вариант разведчика берегового базирования. Модифицированный самолет успешно прошел летные испытания в июле 1942 г., после чего он был запущен в серию под обозначением J1N1-C (разведчик морской тип 2 модель 11C) и стал с апреля 1942 г. поставляться в войска. Когда союзники впервые столкнулись с J1N1-C у Соломоновых островов, они идентифицировали его как истребитель и присвоили ему кодовое название Irving.

Как только американцы усилили ночные бомбардировки Японии, командир 251-го кокутая Ясуна Козоно предложил использовать самолет J1N в качестве ночного истребителя, установив две 20-мм пушки в кабине наблюдателя под углом 30° для стрельбы вперед-вверх и две пушки для стрельбы вперед-вниз. Когда оборудованный таким образом истребитель сбил два американских бомбардировщика B-24, штаб ВМФ заинтересовался этим предложением и разместил на фирме «Накадзима» заказ на производство ночного истребителя J1N1-S «Гекко» («Лунный свет»). Производство истребителя началось на заводе в Коизуми в августе 1943 г. Истребитель J1N1-S отличался от более ранней версии разведчика уменьшенным до двух человек экипажем и установкой дополнительных пушек для стрельбы вверх и вниз. Кроме того, в носовой части фюзеляжа устанавливался радар, а на некоторых машинах поисковый прожектор. Позднее от стреляющих вниз пушек отказались по той причине, что истребителям редко удавалось оказаться над строем бомбардировщиков, кроме того, возникали трудности с прицеливанием. Ночные истребители J1N1-S из 251, 302 и 322-го кокутаев доказали эффективность применения против американских бомбардировщиков B-24, которые были не очень хорошо приспособлены к ночным атакам. С появлением новых самолетов B-29 японские ночные истребители, не обладавшие достаточно высокой скоростью, оказались не в состоянии совершать более одной атаки на строй бомбардировщиков.

Много самолетов J1N было потеряно в последние месяцы войны, когда их, оснащенных двумя 250-кг бомбами, начали использовать для атак камикадзе. Поэтому было предложено срочно модифицировать самолет, одновременно заменив поршневые двигатели двумя ТРД He-20 или He-230. В качестве вооружения предполагалось использовать два 13-мм пулемета (по одному в носовой и хвостовой части) и две бомбы весом по 250 кг (в варианте самолета-камикадзе). Однако проектирование реактивной версии самолета J1N было прервано окончанием войны, характеристики ее неизвестны.

8. Самолеты с турбовинтовыми двигателями

В турбовинтовом двигателе (ТВД) большая часть тяги создается воздушным винтом, приводимым во вращение газовой турбиной, но меньшая часть (до 10–12 %) тяги – за счет истечения газов из сопла двигателя. Основными элементами ТВД являются: входное устройство, компрессор, камера сгорания, газовая турбина, реактивное сопло, редуктор и воздушный винт.

Идея применить реактивный двигатель для вращения воздушного винта самолета

появилась еще на заре развития авиации. Такое предложение выдвигал, например, в 1914 г. русский инженер М.Н. Никольский, спустя почти десять лет в этом направлении работал В.И. Безеров.

В Советском Союзе исследования по авиационным газотурбинным двигателям начались с 1930 г. во Всесоюзном теплотехническом институте под руководством В.В. Уварова. Как уже говорилось выше, в 1934 г. была создана и прошла длительные испытания первая отечественная высокотемпературная газотурбинная установка ГТУ-1, ставшая прообразом будущих турбовинтовых двигателей. Установка состояла из одноступенчатого центробежного компрессора, кольцевой камеры сгорания и одноступенчатой газовой турбины. В 1938–1939 гг. под руководством профессора В.В. Уварова для самолета ТБ-3 были впервые построены опытные газотурбинные установки ГТУ-3 мощностью по 1150 л. с., выполненные по схеме турбовинтового двигателя. Под его же руководством с 1943 г. в ЦИАМ разрабатывался летный образец экспериментального ТВД Э-3080, развивавшего мощность на валу 625 л. с. и создававшего дополнительную тягу 160 кгс.

В МАИ в 1936–1938 гг. под руководством профессора А.В. Квасникова спроектировали и построили паровую двигательную установку мощностью 180 л. с. для привода воздушного винта. У парового двигателя, в отличие от ТВД, отсутствуют камера сгорания и реактивное сопло, пар из парогенератора под большим давлением подводится к турбине, вращая ее, а та, в свою очередь, через редуктор вращает воздушный винт. Отработавший пар превращается в воду в конденсаторе, и вода снова подается в парогенератор. С этим экспериментальным двигателем успешно проходил летные испытания самолет У-2, в конструкции которого спустя полвека была реализована идея Ф.Р. Гешвенда о постройке «паролета».

В самом начале войны работы в этом направлении активизировались и в Германии. С 1940 г. на фирме «Юнкерс» под руководством фон Шлиппе разрабатывался авиационный паровой двигатель мощностью 3000 л. с., а в Высшей технической школе (Вена) под руководством профессора Лозеля – авиационный паровой двигатель мощностью 4000 л. с. К концу войны фирмы «Даймлер-Бенц» и BMW освоили выпуск опытных образцов ТВД (DB 021 и BMW 028).

В США также к концу войны были разработаны и изготовлены опытные образцы ТВД, они устанавливались в опытных самолетах F2R и XP-81 (см. выше).

Rochen

В 1939 г. Генрих Фокке, один из основателей фирмы «Фокке-Вульф», в рамках проекта Schnellflugzeug («Быстрый самолет»), разработал и запатентовал конструкцию летательного аппарата, представлявшего собой гибрид реактивного самолета и вертолета, который в качестве силовой установки использовал ТВД. Аппарат, получивший обозначение Rochen, представлял собой дископлан с треугольной в плане хвостовой частью корпуса, на задней кромке располагались элероны, закрылки и киль с рулем направления. Внутри корпуса были установлены два соосных двухлопастных винта противоположного вращения, приводившиеся во вращение газотурбинным двигателем разработки фирмы «Фокке-Вульф». Передача вращения к винтам осуществлялась через удлиненный вал и редуктор. Выходное сопло двигателя соединялось двумя каналами с двумя дополнительными камерами сгорания (прототипами форсажных камер), продукты сгорания через выхлопные сопла камер выбрасывались наружу. На нижней поверхности корпуса имелись открывающиеся створки, кабина летчика размещалась в носовой части, трехстоечное шасси после взлета убиралось в корпус.

Взлет Rochen осуществлялся с полностью открытыми створками за счет вращения винтов (наподобие вертолета), подачей топлива в дополнительные камеры сгорания достигалось увеличение горизонтальной скорости полета. При этом створки на нижней поверхности фюзеляжа прикрывались так, чтобы поток отбрасываемого винтами воздуха отклонялся к хвосту и увеличивал горизонтальную скорость. Путевое управление на малых скоростях осуществлялось дифференцированной подачей топлива в дополнительные камеры сгорания. Данных о том, что аппарат строился во время войны, нет, но в 1950-х гг. была построена

модель в масштабе 1:10 для продувки в аэродинамической трубе.

Me 321

В 1940 г. фирма «Мессершмитт» разработала гигантский планер Me 321 для перевозки бронетехники и подразделений десантников. Машина выполнялась целиком из древесины, загрузка фюзеляжа осуществлялась через откидывавшуюся вверх носовую часть. Взлет планера должен был осуществляться на сбрасываемой тележке, посадка производится на лыжи. В воздух планер поднимал самолет He 111Z или тройка самолетов Bf 110. Для облегчения взлета планеры часто оснащались стартовыми ускорителями.

Первый полет состоялся в марте 1941 г., серийные планеры Me 321A и Me 321B, имевшие колесное шасси, поступили на вооружение в июне того же года в специально сформированные эскадрильи тяжелых планеров, которые действовали на советско-германском фронте – в Прибалтике, Белоруссии и на Украине. Me 321 осуществляли снабжение немецкой авиации и сухопутных войск, перевоза боеприпасы, топливо и личный состав. Опыт эксплуатации планеров показал, что для снабжения воинских частей передней линии требуется использование транспортных аппаратов, способных самостоятельно осуществить взлет. Поэтому было предложено рассмотреть возможность оснащения Me 321 двигателями, при этом рассматривались два варианта оснащения – поршневыми двигателями и паровыми двигателями.

В первом варианте на основе планера Me 321 создали тяжелый транспортный самолет Me 323 Gigant («Гигант»), оснащенный четырьмя поршневыми двигателями Gnome-Rhone 14N, первый полет которого состоялся в 1941 г., взлет осуществлялся с помощью тройки буксировщиков Bf 110.

Заказ на разработку самолета второго варианта, предназначенного для снабжения немецких подводных лодок в Северной Атлантике и выполнения разведки, поступил на фирму «Мессершмитт» 12 апреля 1941 г., работы должны были вестись под самым высоким приоритетом, присвоенным техническим отделом СС. Важными факторами в пользу применения паровых двигателей были: более высокая величина отношения мощности к весу силовой установки по сравнению с поршневыми двигателями, более высокий ресурс (4000–6000 часов) по сравнению с 500 часами для поршневых двигателей. Для сравнения – ресурс серийных ТРД Jumo 004 и BMW 003 не превышал 20–25 часов, а HeS 8, с которыми летал самолет He 280, никак не мог достичь ресурса в 10 часов. Вопрос выбора топлива для парового двигателя остро не стоял, так как он мог работать на тяжело воспламеняющихся топливах, таких как мазут и угольная пыль, в противоположность высокооктановым топливам, необходимым для двигателей внутреннего сгорания. Однако работы по паровому двигателю были прекращены, так как 21 августа 1942 г. RLM отменило свой заказ.

Характеристики Me 321B-1: экипаж – 1 человек, размах крыла – 55,0 м и его площадь – 300,0 м², длина планера – 28,2 м, высота – 10,2 м, вес пустого – 12 400 кг, максимальный взлетный вес – 39 500 кг, максимальная скорость – 160 км/ч, скорость планирования – 140 км/ч, вооружение – 2 пулемета MG 15.

Me 264

В августе 1944 г. RLM выдало задание фирме Osermaschinen GmbH, основанной профессором Лозелем, на проектирование и изготовление парового двигателя для одного из опытных образцов дальнего самолета Me 264 (см. выше). В рамках этой работы был спроектирован двигатель мощностью 6000 л. с., который мог приводить во вращение воздушный винт, выполненный в двух вариантах: первый диаметром 5,3 м и скоростью вращения 400–500 об/мин, а второй диаметром 2,0 м и скоростью вращения 6000 об./мин. Двигатель должен был работать на смеси, состоящей на 65 % из угольной пыли и на 35 % из какого-либо жидкого топлива (бензин, керосин, мазут и т. д.). В конце войны многие компоненты двигателей были закончены и подготовлены к окончательной сборке, однако самолет Me 264, предназначенный под эти двигатели, был разрушен во время воздушного налета на завод фирмы «Мессершмитт».

Ar E.560/7

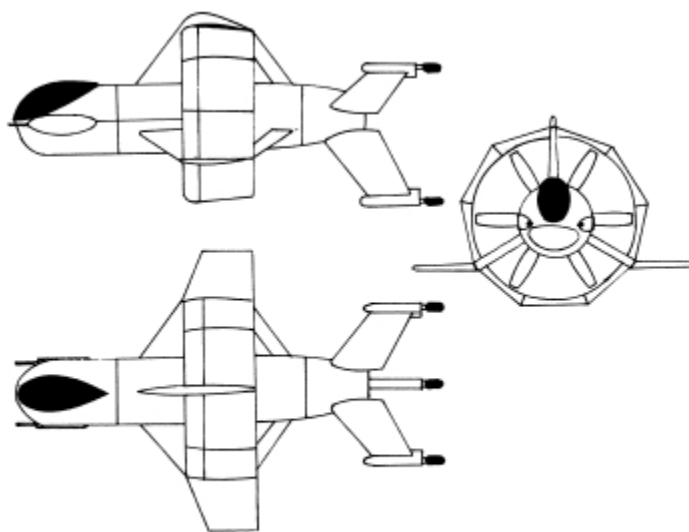
Проект двухместного среднего бомбардировщика с двигателями разных типов на крыле разрабатывался в 1943–1944 гг. (см. выше – Ar E.560). Один из вариантов, Ar E.560/7, имел силовую установку из двух ТВД BMW 028 (турбовинтовая версия ТРД BMW 018) мощностью по 2650 кВт, установленных над крылом, каждый двигатель вращал два соосных винта. Проект не реализовывался.

Характеристики Ar E.560/7: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТВД BMW 028 мощностью по 2650 кВт, размах крыла – 19,1 м и его площадь – 75,0 м², длина самолета – 16,8 м, максимальная скорость – 920 км/ч, дальность – 3400 км, бомбовая нагрузка – 4000 кг.

He Wespe

Проект перехватчика вертикального взлета и посадки He Wespe («Оса») с кольцевым крылом вокруг средней части фюзеляжа был разработан к марту 1945 г. Крыло крепилось к фюзеляжу при помощи трех пилонов. В задней части фюзеляжа устанавливался турбовинтовой двигатель DB 021 мощностью 3300 л. с. и дополнительной тягой реактивного сопла 1100 кгс, вращавший шестилопастный винт, располагавшийся внутри крыла. ТВД DB 021 представлял собой турбовинтовую модификацию ТРД HeS 011.

Входное устройство воздухозаборника двигателя находилось в носовой части фюзеляжа. Летчик располагался в кабине сидя во время горизонтального полета, поэтому при взлете и посадке он оказывался лежащим на спине. По бокам кабины устанавливались две пушки МК 108. Шасси трехстоечное, расположенное на концах трехкилевого хвостового оперения. Самолет взлетал вертикально. В горизонтальном полете дополнительная подъемная сила создавалась отогнутыми законцовками двух пилонов. Проект не был реализован.



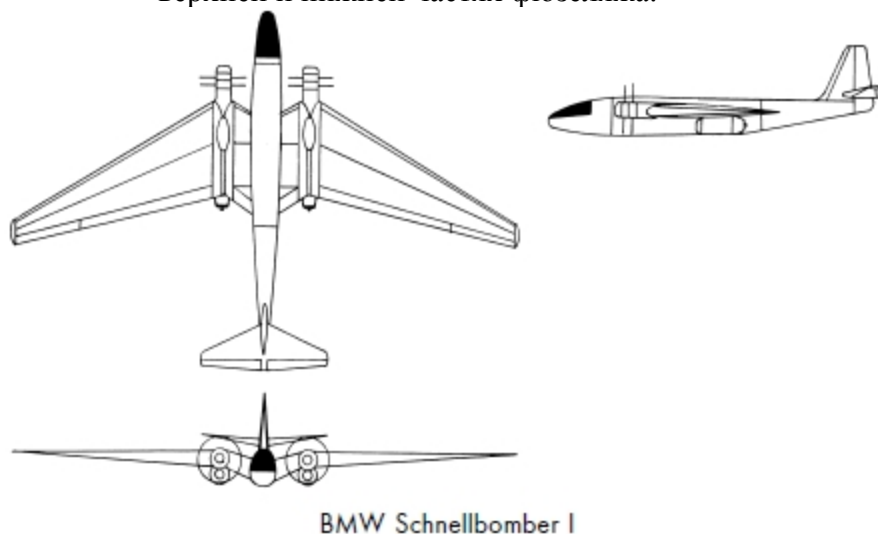
He Wespe

Характеристики He Wespe: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТВД DB 021 мощностью 3300 л. с., внешний диаметр крыла – 6,2 м и его площадь – 29,7 м², длина самолета – 6,2 м, взлетный вес – 3690 кг, максимальная скорость – 860 км/ч на высоте 8000 м, скороподъемность у земли – 50,0 м/с, вооружение – 2 пушки МК 108 калибра 30 мм.

BMW Schnellbomber I

Проект скоростного бомбардировщика с крылом в виде буквы W в плане и четырьмя двигателями – расположенными в крыле двумя ТВД BMW 028 мощностью по 2650 кВт с соосными винтами и расположенными под ними двумя ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс. На взлете, а также при отрыве от истребителей противника использовались все двигатели, на крейсерском режиме – только турбовинтовые двигатели. Шасси имело три расположенные друг за другом фюзеляжные стойки и две крыльевые стойки. Экипаж бомбардировщика состоял из трех человек и размещался в герметичной кабине. В качестве оборонительного

оружия применялись две дистанционно управляемые турели со спаренными пушками в верхней и нижней частях фюзеляжа.

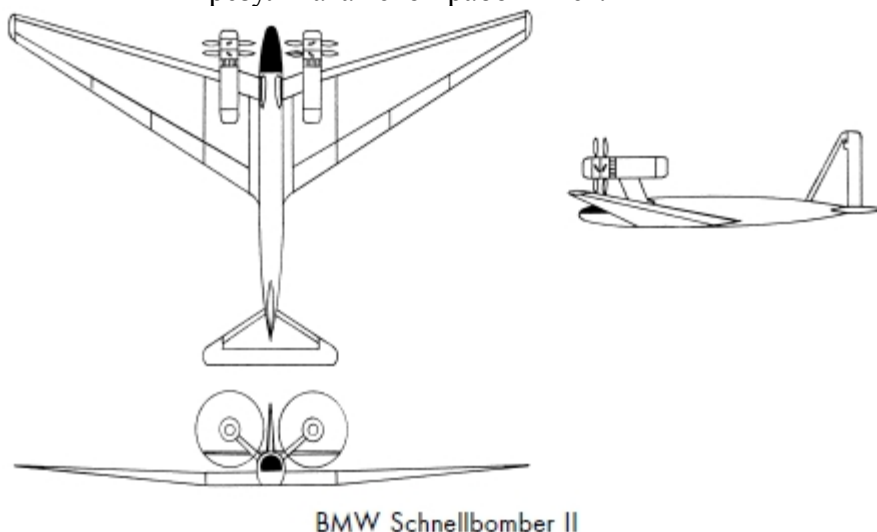


Характеристики BMW Schnellbomber I: экипаж – 3 человека, силовая установка – 2 х ТВД BMW 028 мощностью по 2650 л. с. и 2 х ТРД BMW 018 тягой по 3450 кгс, размах крыла – 50,5 м, длина самолета – 34,6 м, высота – 9,0 м, взлетный вес – 78 800 кг, запас топлива – 35 120 л, крейсерская скорость: с двумя BMW 028–620 км/ч, максимальная скорость с двумя BMW 028 и двумя BMW 018–870 км/ч, практический потолок – 11 000 м, дальность – 4000 км, бомбовая нагрузка – 3000 кг.

BMW Schnellbomber II

В 1943 г. был разработан проект скоростного бомбардировщика с крылом обратной стреловидности и двумя ТВД BMW 028 с соосными винтами. Двигатели устанавливались над фюзеляжем на пилонах. Экипаж из двух человек размещался в гермокабине в носовой части фюзеляжа, оборонительное вооружение состояло из двух неподвижных пушек, стреляющих назад.

Осенью 1944 г. на BMW без контракта от RLM начались работы по исследованию влияния на характеристики самолета пилонного крепления двигателей, сведений о результатах этой работы нет.



Характеристики BMW Schnellbomber II: экипаж – 2 человека, силовая установка – 2 х ТВД BMW 028 мощностью по 2650 л. с., размах крыла – 32,5 м, длина самолета – 28,0 м, высота – 6,5 м, диаметр винта – 4,1 м, максимальная скорость – 870 км/ч, дальность – 2800 км, бомбовая нагрузка – 2000 кг.

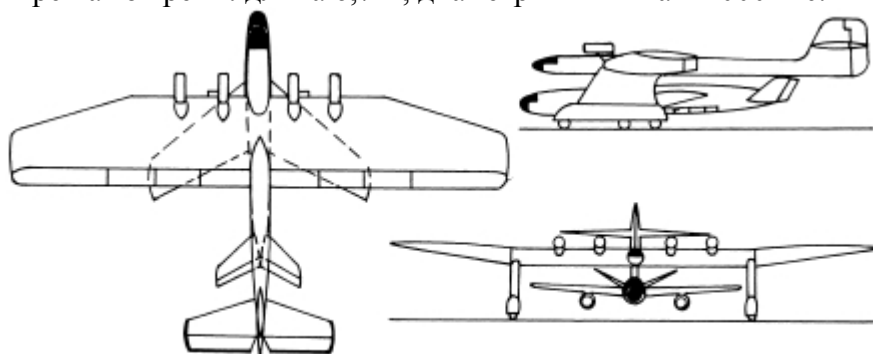
DB Schnellbombertrager (P.A/P.B)

В 1942–1943 гг. фирма «Даймлер-Бенц» совместно с фирмой «Фокке-Вульф» разрабатывала проект скоростного самолета-носителя Schnellbombertrager. Предполагалось применить этот самолет для бомбардировок промышленных районов на территории Восточного побережья США и Уральского региона Советского Союза.

Самолет-носитель (P.A I) имел прямое крыло, на котором располагались четыре турбовинтовых двигателя DB 021 каждый мощностью на валу винта 3300 л. с. и дополнительной тягой сопла 1100 кгс. Неубираемое высокое двухстоечное шасси имело на каждой стойке по три расположенных друг за другом колеса, закрытые обтекателями.

Экипаж из 3–4 человек располагался в кабине в носовой части фюзеляжа.

Под фюзеляжем между стойками шасси самолета-носителя подвешивался бомбардировщик (P.A II), который выполнялся в двух вариантах. В первом варианте бомбардировщик имел мотыльковое хвостовое оперение и два ТРД DB 016 под стреловидным крылом, во втором варианте – разнесенное хвостовое оперение и один ТРД DB 016 на спине. DB 016 был разработан в марте 1945 г., он имел самые большие габариты в мире на то время: длина 6,7 м, диаметр 2 м и тяга 12 000 кгс.



DB P.A

Бомбардировщик оснащался трехстоечным шасси, в бомбоотсеке размещалось до 30 000 кг бомб, экипаж из 2 человек располагался в герметичной кабине в носовой части фюзеляжа. Было задумано, что после отцепки от носителя в районе предполагаемой атаки бомбардировщик продолжит полет самостоятельно, а после выполнения задания ляжет на обратный курс.

В варианте P.B, разработанном в начале 1945 г., самолет-носитель имел двухбалочное хвостовое оперение. Силовая установка – из шести двигателей DB 603G: четыре двигателя вращали тянущие винты, а два, располагавшиеся соосно с крайними двигателями, – толкающие винты. Самолет-носитель мог нести под крылом 5 пилотируемых самолетов-снарядов DB P.E, или 6 пилотируемых самолетов-снарядов DB P.F. (см. выше), или управляемые бомбы.

Ни в одном из вариантов проект не реализовывался.

Характеристики самолета-носителя P.A I: экипаж – 3 (4) человека, силовая установка – 4 x ТВД DB 021 мощностью по 3300 л. с., размах крыла – 54,0 м и его площадь – 500 м², длина самолета – 35,0 м, высота – 11,2 м, вес пустого – 48 500 кг, взлетный вес – 122 000 кг, максимальная скорость – 500 км/ч, дальность – 17 000 км.

Характеристики бомбардировщика P.A II: экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 x ТРД DB 016 тягой 12 000 кгс, размах крыла – 22,0 м, длина самолета – 30,75 м, высота – 8,5 м, полетный вес – 70 000 кг, максимальная скорость – 1000 км/ч, практический потолок – 10 000 м, бомбовая нагрузка – 30 000 кг (60 бомб SC 500 или 30 бомб SB 1000).

Fw P.0310226-127

Проект одноместного истребителя Fw P.0310226-127, оснащенного ТВД DB 021, разработан в сентябре 1944 г. Воздушный винт в носовой части фюзеляжа приводился во вращение от двигателя, расположенного в хвостовой части, через длинный вал. Входные

устройства воздухозаборника двигателя располагались в корневых частях крыла под передней кромкой, шасси трехстоечное. Проект не реализовывался.

Характеристики Fw P.0310226-127: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТВД DB 021 мощностью 3300 л. с., размах крыла – 8,2 м и его площадь – 17,2 м², длина самолета – 10,8 м, высота – 3,15 м, вес пустого – 3585 кг, взлетный вес – 5000 кг, максимальная скорость на высоте 10 000 м – 910 км/ч, практический потолок – 12 500 м, скороподъемность – 40,0 м/с, дальность – 1460 км, максимальная продолжительность полета – 70 минут, вооружение – 1 пушка МК 103 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 213 калибра 20 мм.

Fw Jager PTL

В ноябре 1944 г. один из вариантов проекта двухбалочного самолета Fw P.VII был выполнен в виде истребителя Fw Jager PTL с нормальным хвостовым оперением. В качестве силовой установки использовали ТВД DB 021, выхлоп из реактивного сопла двигателя осуществлялся под хвостовым оперением. Однако проект развития не получил.

Характеристики Fw Jager PTL: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ТВД DB 021 мощностью 3300 л. с., размах крыла – 8,2 м и его площадь – 17,5 м², длина самолета – 10,8 м, высота – 3,1 м, вес пустого – 3396 кг, взлетный вес – 4900 кг, максимальная скорость на высоте 9000 м – 900 км/ч, скороподъемность – 39,0 м/с, дальность – 1020 км, максимальная продолжительность полета – 1,17 часа, вооружение – 1 пушка МК 108 калибра 30 мм и 2 пулемета MG 213 калибра 20 мм.

9. Реактивные вертолеты и автожиры

В реактивных вертолетах силовая установка может приводить во вращение его несущий воздушный винт тремя способами. Первый способ, механический привод, заключается в том, что вращение на винт передается через редуктор от вала турбины двигателя, этот способ реализуют турбовинтовые двигатели. Второй способ, газовый привод, заключается в том, что сжатый воздух или газ из силовой установки по трубопроводам подается к концам лопастей винта. Там он истекает из специальных насадок и создает реактивную тягу, раскручивая винт. Третий способ, непосредственный привод, заключается в том, что реактивные двигатели непосредственно устанавливаются на концах лопастей несущего винта и приводят его во вращение.

В 1921 г. советский ученый и авиаконструктор профессор Б.Н. Юрьев, который разработал свои первые вертолеты еще в 1909–1914 гг., впервые в мире предложил принципиальную схему вертолета с дискообразным корпусом. Известны схемы его двух аппаратов, представлявших собой осесимметричные тела с внутренним расположением по вертикальной оси двигателей и несущих винтов, которые засасывали воздух через расположенный на оси сверху воздухозаборник и вместе с выхлопом двигателя выбрасывали его вниз под аппарат, создавая реактивную струю под ним. Внутри корпуса располагался отсек для экипажа. Конечно, имевшиеся в то время маломощные авиационные двигатели способны были создать только воздушную подушку под аппаратом. В нашей стране аппараты подобной схемы накануне и во время войны считались экзотикой, поэтому работы в области создания дископодобных вертолетов не финансировались.

Совсем другая картина наблюдалась в Германии в конце 1930-х – начале 1940-х гг., где идею создания дископодобных летательных аппаратов сначала подхватили отдельные энтузиасты, а затем начались работы в некоторых фирмах. Так, например, в Институте гидроаэродинамики (Геттинген) исследованиями в этой области занимался директор института профессор Л. Прандтль и его сотрудники В. Киннер и М. Хансен. К 1941 г. доктор А. Липпиш, работая на фирме «Мессершмитт», также экспериментировал с круглыми крыльями, модели его проекта J1253 испытывались в аэродинамических трубах Геттингена. С появлением у немцев мощных поршневых, а затем и реактивных двигателей, помимо работ по вертолетам обычных схем, начались исследовательские работы по созданию вертикально взлетающих летательных аппаратов дископодобной формы – дисковых автожиров и

дисковых вертолетов (с внешним или внутренним расположением ротора), которые предполагалось использовать в качестве штурмовиков. Все эти работы велись в условиях строжайшей секретности.

Wn 342

В самом начале Второй мировой войны немецкий ВМФ выпустил спецификацию на одноместный разведывательный вертолет для малых кораблей и подводных лодок. Одно из предложений, в основу которого был положен принцип непосредственного привода несущего винта с помощью реактивных струй продуктов сгорания, истекающих из маленьких камер сгорания на концах лопастей, поступило от австрийца доктора Фридриха фон Добльхоффа, вместе с которым работали инженеры Лауфер и Штефан. Это предложение было принято, а разработчикам предоставили производственные мощности фирмы WNF (Wiener Neustadter Flugzeugwerke) в Целле-ам-Зе. Так как никто из разработчиков не имел опыта в конструировании вертолетов, то общее руководство проектом осуществлял профессор Г. Фокке.

Постройка первой опытной машины, получившей обозначение Wn 342, началась в октябре 1942 г. В качестве силовой установки использовался двигатель Walter Micron мощностью 60 л. с., который приводил во вращение компрессор. Сжатый компрессором воздух вместе с топливом, подогретым выхлопными газами двигателя, вводился в полые лопатки несущего винта, образовавшаяся топливовоздушная смесь сжигалась в камерах на концах лопастей, а истекающие реактивные струи продуктов горения приводили несущий винт во вращение. Первые летные испытания (взлет-посадка) успешно проводились в заводском цеху в 1943 г.

Испытания показали большое преимущество выбранной схемы – несложность конструкции и экономия веса из-за отсутствия передаточного механизма для вращения несущего винта, а также отсутствие крутящего момента. Однако был выявлен и существенный недостаток – очень высокий расход топлива при выполнении полета. Это побудило Добльхоффа предусмотреть возможность совершать горизонтальный полет в режиме автожира, для чего на второй опытный образец поставили толкающий воздушный винт, включавшийся с помощью сцепления, и двигатель мощностью 90 л. с.

Взлетал Wn 342 вертикально как вертолет, в режиме висения над взлетной площадкой летчик включал сцепление, с помощью которого ПД приводил во вращение воздушный винт, и аппарат далее переходил в горизонтальный полет, выполняя его как автожир. На третьей и четвертой опытных машинах поставили ПД BMW-Bramo Sh 14A мощностью 160 л. с., до конца войны общий налет Wn 342V4 составил около 25 часов. В самом конце войны четвертая машина была захвачена американцами и вывезена в США, где и испытывалась.

Характеристики Wn 342V4: экипаж – 1 человек, силовая установка – 1 х ПД Sh 14A мощностью 160 л. с., диаметр ротора – 9,96 м, вес пустого – 430 кг, максимальный взлетный вес – 640 кг, максимальная скорость – 40 км/ч.

Fa 283

Проект вертолета Fa 283 обычной схемы был разработан на фирме «Фокке-Ахгелис» в середине войны. В качестве силовой установки использовался ТВД, установленный в задней части фюзеляжа и приводивший во вращение трехлопастный несущий винт, реактивное сопло двигателя находилось в хвосте. Вертолет имел самолетное хвостовое оперение, воздухозаборники двигателя располагались по бокам фюзеляжа, кабина экипажа размещалась в носу вертолета. Проект не реализовывался, характеристики вертолета неизвестны.

Ka-1

В 1939 г. для японской армии был закуплен в США двухместный автожир KD-1A разработки фирмы «Келлет». Этот автожир, оснащенный двигателем L-4M4 мощностью 225 л. с., предназначался для использования в качестве артиллерийского корректировщика. Во время летных испытаний автожир был разбит, после чего его передали фирме «Каяба сейсакусо» с целью создания аналогичного японского аппарата.

Первый аппарат, выпущенный фирмой под названием Ка-1 и оснащенный немецким поршневым двигателем «Аргус» As 10с, взлетел 26 мая 1941 г. После успешных испытаний автожира, во время которых он продемонстрировал возможность взлетать с полосы длиной всего 30 м, было принято решение о запуске его в серию. Серийные аппараты стали поступать на вооружение артиллерийских частей. Вскоре начался выпуск одноместных противолодочных аппаратов, которыми вооружались гражданские суда, переоборудованные для военных целей. Морской вариант автожира мог нести две 60-кг глубинные бомбы.

«Каяба» использовала немецкий опыт, полученный при разработке реактивного вертолета Wn 342, для модернизации своего автожира. Один из экспериментальных образцов под обозначением Ка-1 Каи оснащался небольшими РДТТ на законцовках лопастей несущего винта для его принудительной раскрутки во время взлета, в то время как другой аппарат под обозначением Ка-2 оснащался двигателем Jacobs L-2МА-7 мощностью 240 л. с. и небольшими ПВРД на концах лопастей несущего винта.

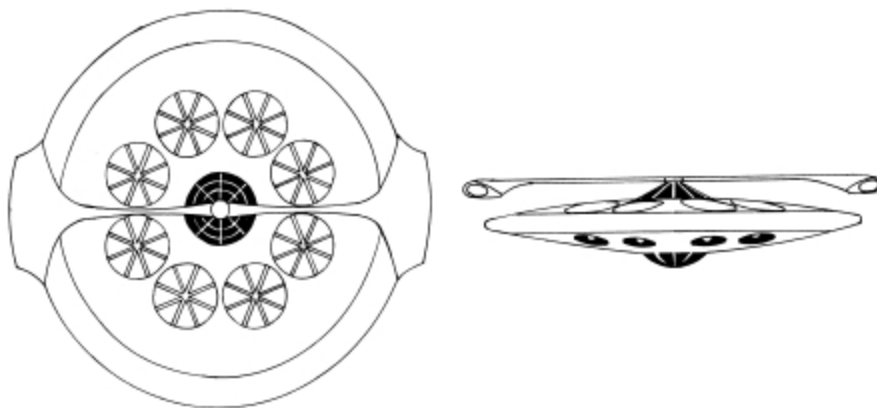
Характеристики Ка-1: экипаж – 2 человека, силовая установка – 1 х ПД As 10с мощностью 240 л. с., длина – 9,2 м, диаметр ротора – 12,2 м, вес пустого – 775 кг, максимальный взлетный вес – 1170 кг, максимальная скорость – 165 км/ч, крейсерская скорость – 115 км/ч, время набора высоты 2000 м – 7,5 минуты, практический потолок – 3500 м, вооружение – две 60-кг глубинные бомбы.

Helioplane

В 1939 г. А. Эпп, служивший авиационным механиком в одной из строевых частей люфтваффе, разработал роторно-реактивный летательный аппарат, который он назвал Helioplane. Helioplane имел несущий ротор с лопастями, приводившийся во вращение двумя двигателями Пабста, закрепленными на его ободе. Маленький пропеллер на вершине куполообразной кабины обеспечивал управление аппаратом, а поступательное движение аппарата обеспечивали два ТРД, установленные в нижней части корпуса под ротором. Фактически аппарат Эппа представлял собой вертолет с безмоментным несущим ротором. Но этот проект не мог быть реализован из-за того, что реактивные двигатели в то время были еще только на стадии разработки. Тогда он, воспользовавшись помощью и влиянием своего покровителя генерала Э. Удета, предложил эту модель летающего диска министерству авиации Германии, однако дальнейшего продолжения работа не имела.

Omega Diskus

К 1943 г. А. Эпп разработал новый проект дискового вертолета Omega Diskus, который он предлагал использовать в качестве штурмовика. Аппарат имел корпус в виде диска диаметром 19 м, в центре которого размещалась круглая кабина экипажа диаметром 4 м. На оси диска сверху над корпусом располагался двухлопастный винт диаметром 22 м с двумя ПВРД на законцовках лопастей. Винт крепился на оси жестко, как у автожира. В корпусе аппарата имелись восемь дополнительных двигателей As 8А мощностью по 80 л. с. с четырехлопастными винтами, каждый двигатель устанавливался в вертикальном канале диаметром 3 м.



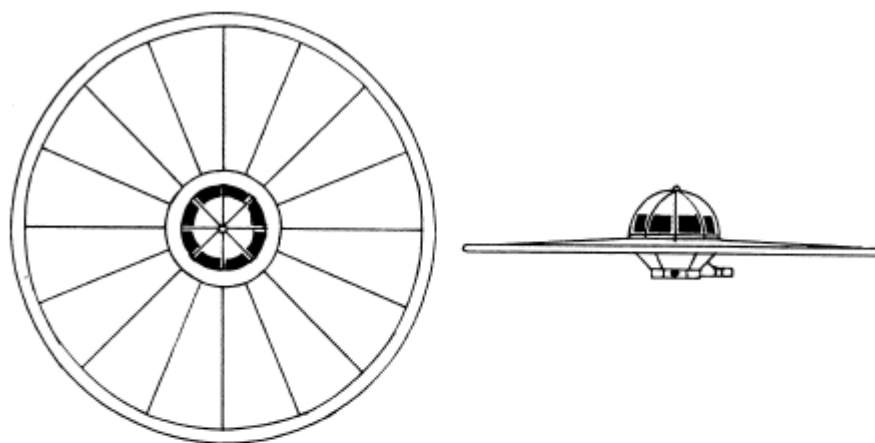
Omega Diskus

Изменив угол установки лопастей во вспомогательных двигателях, можно было создать поток воздуха вверх для первоначальной раскрутки несущего винта. ПВРД вступали в работу при достижении скорости вращения винта 220 об/мин, после чего пилот изменял направление подачи воздуха вспомогательными двигателями, а несущий винт начинал создавать подъемную силу, достаточную для безопасного взлета. Изменяя тягу отдельных дополнительных двигателей, можно было наклонять машину в нужном направлении и осуществлять горизонтальный полет. В случае выхода из строя одного из дополнительных двигателей машина сохраняла управление, достаточное для завершения полета. При остановке одного из ПВРД автоматически прекращалась подача топлива во второй ПВРД, а летчик сажал машину в режиме авторотации. На низкой высоте машина летала, используя дополнительный эффект воздушной подушки.

К концу войны было построено четыре модели в масштабе 1:10 для аэродинамических испытаний, однако опытный образец аппарата никогда не строился.

Flugkreisel

Флюгкапитан Рудольф Шривер с 1940 г. работал летчиком-испытателем в отделении фирмы «Хейнкель» в Мариенехе около Росток на побережье Балтийского моря. Параллельно с испытательной работой он занимался и разработкой летательных аппаратов. Весной 1941 г. Шривер разработал проект своей первой модели V1 (V означало «Versuch» – «опытный»). Это был аппарат вертикального взлета и посадки, который на фирме называли «летающей крышкой». Аппарат имел в диаметре не более одного метра, в качестве силовой установки использовался электродвигатель или двигатель внутреннего сгорания. К июню 1942 г. модель Шривера уже летала, результаты считались достаточно интересными, что гарантировало финансирование от RLM. К постройке полноразмерной версии аппарата V2 приступили в начале 1943 г. Аппарат V2, который был известен как Flugkreisel («Летающий волчок»), имел диаметр около 7,5 м, в качестве силовой установки использовались один или два реактивных двигателя фирмы «Хейнкель». Возможно, летные испытания проводил сам Шривер, но из-за проблем с двигателями конструкцию аппарата вскоре пересмотрели. Затем Шривера и его команду перевели в Чехословакию, где они приступили к созданию большого и в целом более сложного прототипа V3, работы по «Летающему волчку» велись на принадлежавшем фирме BMW предприятию, расположенном недалеко от Праги. Аппарат Flugkreisel V3 предполагалось оснастить пятью ТРД BMW 003: три двигателя располагались на ободе ротора для его вращения и создания подъемной силы, два двигателя крепились в нижней части корпуса по его бокам для создания горизонтальной тяги. К осени 1944 г. испытания V3, представлявшего собой реактивный вертолет с безмоментным ротором, закончились, но характеристики аппарата оказались неудовлетворительными, так как он совершал только полеты на небольшой высоте, а в воздухе держался неустойчиво.



Fliegende Scheibe



Flugkreisel V7

Однако руководство СС, в чьем ведении уже находилась разработка, приказало продолжить работу над проектом Flugkreisel, но уже с помощью трех крупных специалистов – К. Хабермоля, доктора Р. Мите и профессора Д. Беллуццо, переведенного из секретного завода фирмы «Фиат», расположенного в Riva Del Garda (Италия). Помимо них были подключены еще шесть высококвалифицированных инженеров, имена которых до сих пор неизвестны. В рамках проекта были задействованы: филиалы фирмы Skoda в Праге и в Летове, филиалы фирмы Junkers в Ошерлебене и Бамбурге, фирма Wilhelm Gustloff в Веймаре и фирма Kieler Leichtbau в Нойбранденбурге.

Клаус Хабермоль, ранее работавший в BMW, вошел в группу Шривера, где его назначили ответственным за доводку силовой установки. Окончательной версией Flugkreisel стал седьмой опытный образец V7, рассчитанный на экипаж из 2–3 человек. Аппарат, который еще называют «диском Шривера– Хабермоля», имел корпус диаметром 3,6 и высотой 3,2 м с полусферической остекленной кабиной сверху, вокруг корпуса вращался многолопастный ротор диаметром 14,4 м. В нижней части корпуса, которая могла поворачиваться вокруг вертикальной оси, по бокам крепились два маршевых ТРД с отклоняющимися дефлекторами. Несущий ротор приводился во вращение с помощью ПВРД, установленных на его внешнем ободе. Взлет аппарата осуществлялся путем первоначальной раскрутки ротора выхлопными струями дефлекторов маршевых ТРД. По достижении ротором определенного числа оборотов в работу вступали ПВРД, а дефлекторы маршевых двигателей поворачивались в горизонтальное положение. Величина подъемной силы регулировалась путем изменения угла установки лопастей ротора, горизонтальный полет осуществлялся при помощи маршевых двигателей. Путевое управление аппаратом осуществлялось поворотом нижней части корпуса с ТРД в ту либо другую сторону. Прототип последнего варианта аппарата начал испытываться в январе – феврале 1945 г. на аэродроме Прага-Кбеле. Работы над проектом продолжались до 15 апреля 1945 г., когда к Праге уже подходили советские войска, поэтому немцы перед отступлением уничтожили опытный образец Flugkreisel.

Параллельно с группой Шривера фирма BMW вела собственные разработки дисковых аппаратов. Работа началась в 1943 г. с опытным образцом BMW Flugelrad I («Летающее колесо»), который представлял собой одноместный реактивный автожир. Конструктивно Flugelrad имел центральный корпус, в котором размещалась кабина пилота, закрытая полусферическим куполом, корпус аппарата окружался ротором диаметром 6 м с 16 лопастями изменяемого угла установки. Под ротором в нижней части корпуса размещался ТРД BMW 003 с реактивным дефлектором, топливные баки и четырехколесное шасси без тормозов и амортизаторов. Первый полет аппарат, весивший 3000 кг, выполнил на аэродроме в Прага-Кбеле в августе – сентябре 1943 г. Аппарат выехал из ангара собственным ходом, после чего ротор начал раскручиваться с помощью дефлектора двигателя. Поднявшись на высоту 1 м, автожир пролетел около 300 м и совершил жесткое приземление.

Этот состоявшийся полет подтвердил один свидетель, курсант-летчик, обучавшийся в то время на аэродроме Прага-Кбеле. После войны он заявил, что «блюдец было от 5 до 6 м в диаметре и высотой в рост человека, толщина аппарата по внешнему контуру составляла 30–40 см. Аппарат был «алюминиевого» цвета и опирался на четыре тонкие и длинные опоры. Наблюдаемая дальность полета была приблизительно 300 м на высоте около одного метра».

В 1944 г. началась работа над вторым опытным образцом первой версии, получившим обозначение Flugelrad I V2. На сей раз кабину увеличили, чтобы разместить в ней двух пилотов, сзади кабины установили киль с рулем направления, фиксированное шасси заменили полувыдвигающимся шасси. Диаметр ротора увеличился до 8 м, но количество лопастей осталось прежним – 16. Эта машина была окрашена желтой краской и выполнила первый полет в конце осени 1944 г. на аэродроме завода BMW в Нойбиберге. Серьезные проблемы со стабильностью преследовали машину, и руль направления оказался бесполезным. В 1945 г. был построен первый опытный образец второй версии аппарата, получивший обозначение BMW Flugelrad II V1, который сохранил тот же самый корпус, но отверг неудавшийся руль. Диаметр ротора диска был увеличен до 12,6 м. Первый испытательный полет аппарата состоялся на аэродроме Прага-Кбеле в феврале 1945 г., при этом аппарат фактически не летал, а только совершил разбег с подскоком на небольшую высоту.

Второй опытный образец этой версии, BMW Flugelrad II V2, впервые взлетел в апреле 1945 г. Аппарат имел кабину для экипажа из четырех человек, диаметр ротора увеличился до 14,4 м, а количество лопастей увеличилось до 24. Силовая установка состояла из двух ТРД BMW 003, расположенных в нижней части корпуса бок о бок. Третий опытный образец, BMW Flugelrad II V3, был в стадии окончания разработки и отличался от второго образца этой версии наличием 21 лопасти в роторе. До конца войны успели начать проектирование автожира третьей версии – BMW Flugelrad III. Аппарат имел кабину для экипажа из 6 человек, диаметр ротора составлял 24 м, количество лопастей увеличили до 32. Силовая установка состояла из двух ТРД BMW 018 (один двигатель сверху над ротором, другой под ротором) с двумя реактивными соплами на каждый двигатель, шасси выполнили убирающимся. Однако вся работа прекратилась с подходом советских войск к Праге. Все опытные образцы и документацию при отступлении уничтожили специальные команды СС.

Проекты Р. Мите

О Рихарде Мите сохранилось крайне мало биографических сведений, однако некоторые источники утверждают, что он был близким другом фон Брауна и участвовал в разработке ракеты Фау-2. С начала 1940-х гг. Р. Мите работал над созданием дисковых аппаратов в Пенемюнде, именно здесь и был разработан его первый проект горизонтально взлетающего реактивного дископлана. Аппарат оснащался двенадцатью реактивными двигателями, которые устанавливались по периметру на его нижней поверхности. Кабина летчика размещалась в хвостовой части аппарата, за кабиной находилось двухкилевое оперение с горизонтальной поверхностью управления между киллями. Аппарат имел фиксированное шасси в виде двух лыж. Помимо этой версии Мите прорабатывал и другие варианты

аппарата: с двигателями, установленными внутри корпуса, аппарат без хвостовых килей и пр.

После налета союзных бомбардировщиков 17 августа 1943 г. Мите перевели в Бреслау, где он собрал новую конструкторскую группу. Здесь он в рамках Projekt Amerika работал над созданием диска с большой дальностью полета. Напомним читателю, что целью этого проекта было создание летательного аппарата с большой дальностью полета, способного осуществить атаку на Нью-Йорк с территории Германии. Как известно, для этой цели фон Брауном разрабатывалась двухступенчатая ракета A9/A10, а О. Зенгер разрабатывал свою концепцию ракетного бомбардировщика. Судя по послевоенным заявлениям Г. Кляйна, который курировал разработку дисковых аппаратов, Мите удалось создать беспилотную версию диска. Этот аппарат, опять же по утверждению Г. Кляйна, в апреле 1944 г. успешно взлетел с побережья Балтийского моря в районе Пенемюнде, совершил полет в район Шпицбергена, но там разбился. О полете диска руководство СС доложило Гитлеру.

Существует предположение, что Мите опробовал в конструкции этой модели разновидность радиального ТРД большого диаметра, изобретенную до войны французом Рене Ледюком и доставшуюся немцам во время оккупации Франции. В отличие от обычного (осевого) ТРД, у которого все его элементы располагаются по продольной оси самолета последовательно друг за другом (компрессор, камеры сгорания, турбина, реактивное сопло), у этой разновидности радиального двигателя компрессор (ротор) вращается непосредственно вокруг кабины летчика, установленной на оси аппарата. Именно поэтому аппарат мог иметь только одну форму, в которую вписывался такой двигатель, – форму диска или тарелки. Если смотреть на такой аппарат снаружи, то у него не видно никаких вращающихся частей. У этого типа двигателя выхлоп продуктов сгорания осуществлялся вниз по периферии диска, создавая вертикальную тягу, при переходе аппарата в горизонтальный полет продукты сгорания перепускались в хвостовые сопла, производя горизонтальную тягу.

Летом 1944 г. руководство СС перевело Мите в Прагу, чтобы он совместно со Шривером приступил к работе над проектом Flugkreisel. Мите через некоторое время предложил собственную конструкцию этого аппарата, в которой несущий ротор приводился во вращение с помощью десяти небольших ПВРД, для горизонтального движения в хвосте были установлены четыре ТРД (два над ротором и два под ротором). Взлет аппарата осуществлялся путем первоначальной раскрутки ротора при помощи стартовых ускорителей, подвешенных под ПВРД. По достижении определенного числа оборотов в работу вступали ПВРД, а стартовые ускорители сбрасывались. Величина подъемной силы регулировалась путем изменения угла установки лопастей ротора, в горизонтальном полете лопасти выставлялись в нулевой угол, путевое управление осуществлялось дифференцированием тяги маршевых ТРД или отклонением их выхлопных сопел. Однако этот аппарат не пошел в дальнейшую разработку, а Мите вместе с профессором Беллуццо приступил к разработке вертикально взлетающего диска.

Аппарат, известный в литературе как V7 (седьмой опытный), был рассчитан на экипаж из 2–3 человек и имел круглый в плане корпус диаметром 18–21 м без каких-либо движущихся частей снаружи. Вертикальная тяга создавалась большим винтом, приводимым во вращение двигателем, установленным по оси аппарата. По периметру диска внутри корпуса устанавливались небольшие реактивные двигатели, сопла которых могли поворачиваться на 90° (от вертикального положения до горизонтального), обеспечивая управление аппаратом в полете. По утверждению Г. Кляйна, прототип последнего варианта аппарата взлетел 14 февраля 1945 г. на аэродроме в Прага-Кбеле, при подходе советских войск к Праге он был уничтожен эсэсовцами.

Dusenscheibe

О том, что во время войны в Пенемюнде разрабатывались дисковые аппараты, впервые стало известно из статьи в газете Augsburgische Neue Presse от 2 мая 1980 г., в которой инженер Генрих Флейсснер рассказал о разработках дискообразной машины, известной под обозначением Dusenscheibe («Диск с реактивными соплами»).

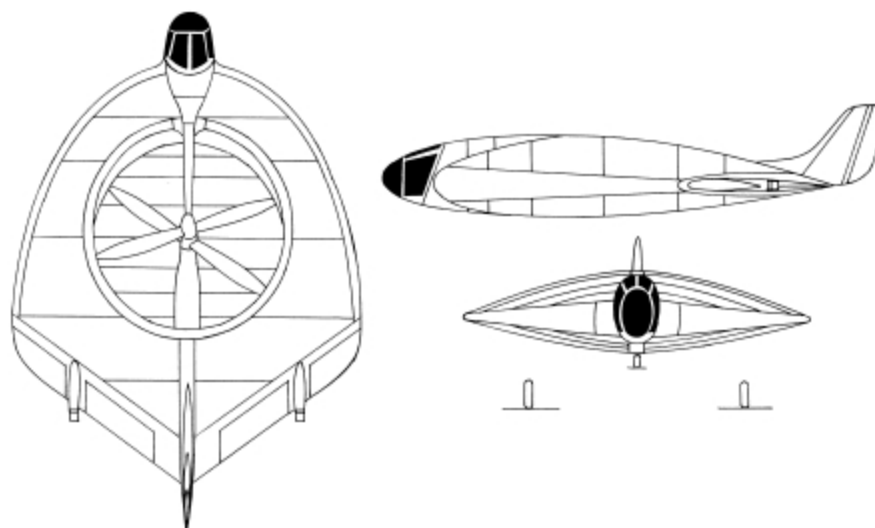
Флейсснер, родом из Аугсбурга, работал во время войны в Пенемюнде инженером-гидравликом в составе группы, занимавшейся созданием реактивного диска для люфтваффе. По утверждению Флейсснера, работа проводилась под непосредственным руководством Г. Геринга, для которого и предназначалась эта машина. Компоненты и агрегаты для машины втайне изготавливались в разных областях рейха, в Пенемюнде осуществлялась сборка и ее испытания. Там диск и оставался до тех пор, пока его не затребовали в Берлин. Последний полет аппарата состоялся 24 апреля 1945 г. в Берлин-Лихтенфельде, дальнейшая его судьба неизвестна. В этой же статье Флейсснер утверждал, что он знает очевидца, наблюдавшего взлет четырех дисков такой же конструкции.

То, что в Пенемюнде велись секретные разработки дисковых аппаратов, подтверждается показаниями бывшего заключенного концлагеря, которые были опубликованы в 1995 г. в журнале UFO Magazine. В сентябре 1943 г. этот человек, занимаясь вместе с другими заключенными строительными работами недалеко от взлетно-посадочной полосы в зоне ответственности люфтваффе в Пенемюнде, стал случайным свидетелем испытаний необычного аппарата. По его словам, четыре человека выкатили из ангара на бетонную полосу странно выглядевший аппарат. Он был круглой формы, имел каплеобразную кабину в центре и стоял на маленьких надувных колесах, подобно перевернутой «вверх дном ванне». После того как был дан сигнал, этот аппарат серебристого цвета начал издавать шипящий звук, а затем взлетел, паря на высоте приблизительно 5 м непосредственно над полосой. Внезапно аппарат резко подпрыгнул и стал набирать высоту по беспорядочной траектории. В какой-то момент порывом ветра со стороны Балтийского моря аппарат перевернуло вверх колесами, он упал на землю и загорелся, пилот погиб.

В 1955 г. Флейсснер подал в патентное ведомство США заявку на конструкцию дискового аппарата, аналогом которому был, по всей видимости, Dusen Scheibe, и получил в 1960 г. патент № 2939648, но этот аппарат никогда не строился. Dusen Scheibe представлял собой диск с куполообразной кабиной, несущий ротор расположен внутри корпуса и имел несколько небольших ПВРД, установленных снизу на ободе и приводивших его во вращение. При работе ротор засасывал воздух через щели в верхней обшивке корпуса аппарата и отбрасывал его вниз, создавая подъемную силу. Для горизонтального движения служили два маршевых ТРД, установленные снизу корпуса аппарата.

Fw 500

К концу войны на фирме «Фокке-Вульф» разрабатывался дископодобный вертолет-штурмовик Fw 500. Под кабиной по периметру аппарата был установлен несущий ротор, представлявший собой силовое кольцо с закрепленными на нем лопастями. Ротор приводился во вращение небольшими двигателями Пабста, установленными на кольце. Для горизонтального полета предназначались ТРД, установленные в корпусе аппарата, два воздухозаборника располагались в передней части корпуса в верхней и нижней его частях. Предполагалось оснастить штурмовик шестью пушками МК 213, четырьмя ракетами R100BS и автоматической системой Oberon для стрельбы вверх. Сведений о характеристиках аппарата и его дальнейшей судьбе нет, в литературе только встречается упоминание о том, что подобный аппарат видели в последний месяц войны взлетающим из укрытия в лесу около шоссе Берлин – Гамбург.



Rothen Focke Wulf Project

«Летающий треугольник» М. Вибо Мишель Вибо родился в Лилле (Франция). Вскоре после окончания Первой мировой войны он основал фирму Societe des Avions недалеко от Парижа. Хотя в то время в ходу были бипланы, Вибо разработал несколько проектов истребителей и транспортных самолетов схемы моноплан, кроме того, в конструкциях своих самолетов он использовал дюралюминий. Его транспортный самолет WP-282, сопоставимый с немецким самолетом «Юнкерс» Ju 52, эксплуатировался во Франции с начала 1930-х гг. В 1922 г. Вибо стал работать консультантом в английской авиакомпании «Виккерс» и, очевидно, поддерживал связи с британской промышленностью в течение многих лет. Во время Второй мировой войны Вибо жил в США и работал консультантом в различных авиационных фирмах, в частности Republic Aircraft.

Практически нет информации относительно деятельности М. Вибо в США в период с 1945 по 1955 г., однако некоторые обстоятельства заставляют предположить, что он работал над дисками. Так, например, журнал Look опубликовал в начале 1950-х гг. рисунок дископодобного самолета, разработанного в Republic Aircraft, где работал Вибо, а 15 июля 1953 г. Вибо получил патент США на конструкцию дископодобного аппарата, который он назвал Gyropter.

Помимо этого М. Вибо после войны запатентовал конструкцию треугольного «летающего крыла» вертикального взлета и посадки. Самолет, имевший обозначение Gyroptere, содержал внутри корпуса большой центробежный ротор. Воздух из окружающей среды забирался через кольцевой воздухозаборник, располагавшийся вокруг кабины экипажа, сжимался в рабочем колесе ротора и выбрасывался в виде кольцевой струи снизу по периметру корпуса аппарата. Рабочее колесо ротора вращалось с помощью четырех камер сгорания, которые фактически являлись аналогами двигателя О. Пабста. Применив это техническое решение, Вибо устранил сложную трансмиссию привода ротора, обычно применяющуюся в вертолетах и использующую валы и коробки передач, а также свел к минимуму крутящий момент от ротора. При переходе аппарата в горизонтальный полет продукты сгорания перепускались в хвостовые сопла, производя горизонтальную тягу. Управление самолетом в режиме зависания осуществлялось с помощью системы из четырех связанных между собой балластных баков. Перекачивая, например, воду из бака в бак, можно было изменять координаты центра тяжести аппарата и тем самым управлять полетом аппарата. В горизонтальном полете работали обычные аэродинамические средства управления.

Имеется предположение, что Вибо работал над этим проектом еще до войны, а во время оккупации Франции на фирме S.A. Wibault, принадлежавшей братьям Вибо, под наблюдением немцев был построен прототип этого аппарата. По свидетельству бывшего

немецкого солдата, который в конце мая – начале июня 1944 г. находился в районе французского побережья пролива Ла-Манш, он наблюдал таинственный «летающий треугольник», который «летел низко и медленно». Это, по всей видимости, и был прототип аппарата М. Вибо.

10. Летательные аппараты с электрическими ракетными двигателями

Электрический ракетный двигатель (ЭРД) – это двигатель, в котором источником энергии для создания тяги является электрическая энергия бортовой энергоустановки летательного аппарата (обычно в этом качестве используют солнечные или аккумуляторные батареи). По принципу действия ЭРД разделяются на электротермические, электростатические и электромагнитные ракетные двигатели.

Одними из первых появились электростатические РД, опыты с ними в 1916–1917 гг. проводил американец Р. Годдард, возможность их создания рассматривал в 1923 г. немец Г. Оберт в своей книге «Путь в мировое пространство». В электростатическом РД, например ионном, вначале производится ионизация рабочего тела двигателя, после чего положительные ионы при помощи системы электродов ускоряются в электростатическом поле и, истекая из реактивного сопла, создают тягу (для нейтрализации заряда реактивной струи в нее необходимо инжектировать электроны).

В СССР начало работ по ЭРД относится к 1929 г., когда в составе ГДЛ было организовано подразделение по разработке электрических и жидкостных ракетных двигателей и ракет. В 1928–1929 гг. В.П. Глушко, будущий генеральный конструктор ракетных двигателей, академик, работая над своим студенческим дипломом, предложил конструкцию «гелиоракетоплана» – космического корабля с ЭРД, питаемыми от солнечных батарей. «Гелиоракетоплан» представлял собой диск, поверхность которого покрывалась солнечными батареями, а в центре располагались куполообразная кабина и блок электротермических ракетных двигателей.

В электротермическом РД электрическая энергия, полученная от солнечных батарей, применяется для нагрева рабочего тела с целью превращения его в газ высокой температуры, который, истекая из реактивного сопла, создает тягу. В 1929–1930 гг. в ГДЛ теоретически и экспериментально была доказана работоспособность таких ЭРД, использующих в качестве рабочего тела, например, непрерывно подаваемые металлические проволоки, взрывающиеся с заданной частотой электрическим током в камере с соплом.

В Германии к работам по созданию ракет с силовой установкой на основе электроракетных двигателей, использующих энергию солнечных батарей, приступил в начале 1930-х гг. доктор Франц Филипп. Сведения о его работах очень скудны, известно лишь то, что с 1934 г. он сконцентрировал свои усилия на исследованиях в достижении Луны с помощью так называемой солнечной ракеты, в этом ему оказывал покровительство сам Гитлер, с которым Филипп вместе служил во время Первой мировой войны. Были предприняты попытки запуска ракеты, конструктивно походившей на ранние ракеты фон Брауна из А-ряда, но покрытой плоскими солнечными батареями. Хотя в своей послевоенной книге «Немецкий космический полет начиная с 1934: Очень неприятная книга» Филипп утверждал, что запуск прошел успешно, но этому нет никаких документальных подтверждений.

Перед войной доктор Филипп разработал ряд проектов летательных аппаратов под названием Frali. Первый из них, Frali I, был предложен в сентябре 1938 г., конструктивно он представлял собой дирижабль с хвостовым килем, напоминавшим рыбий хвост, но его корпус был покрыт панелями солнечных батарей. Последний из этого ряда, Frali VI, имел цилиндрическую форму корпуса с коническим носом и квадратным хвостовым килем, аппарат по всей поверхности корпуса был покрыт панелями солнечных батарей.

Во время войны Филипп разработал два проекта дископодобных аппаратов. Первый из

аппаратов назывался Greif («Грифон») и оснащался четырьмя ЭРД, установленными по периметру корпуса. Двигатели использовали энергию, получаемую от панелей солнечных батарей. Последний аппарат, Sonnenflieger («Солнечный летчик»), представлял собой диск большого диаметра с куполообразной кабиной в центре. Корпус аппарата был покрыт панелями солнечных батарей, на земле аппарат стоял на телескопических опорах. Однако до конца войны ни один из проектов аппаратов Филиппа не был доведен до реализации.

Параллельно с Ф. Филиппом проблемой создания летательного аппарата с ЭРД занимался австрийский физик доктор Карл Новак. В марте 1943 г. он получил немецкий патент № 905847 на двигатель, работающий на основе реакции взаимодействия атмосферных кислорода и азота при высоких температурах. Суть заключалась в том, что в камере сгорания двигателя создавалась череда высоковольтных разрядов, приводящих, по расчетам автора изобретения, к повышению температуры в камере до нескольких тысяч градусов Цельсия. Этот процесс напоминал процесс, происходящий при ударе молнии в атмосфере. Однако такую высокую температуру не может выдержать ни один из конструкционных материалов, поэтому стенки камеры сгорания должны были охлаждаться жидким гелием, который в результате нагревания испарялся и вместе с образовавшимся оксидом азота подавался в реактивное сопло, увеличивая тягу двигателя.

Двигатель подобной конструкции запатентовал уже после войны Бруно Швентайт, участник работ по созданию немецких дископодобных летательных аппаратов. Он же утверждал, что исследования такого типа двигателя велись в рамках проектов дисков, над которыми работали Мите, Шривер, Хабермоль и др. (см. выше). Однако сведений о практической реализации ЭРД в качестве силовой установки летательного аппарата в военный период нет.

Тем не менее исследования ЭРД в довоенный и военный периоды позволили определить область их эффективного применения – для полетов в космосе. После войны двигатели этого класса нашли практическое применение в космических аппаратах для обеспечения ориентации и коррекции траектории полета. Впервые в мире Советским Союзом в реальных условиях полета по космическим орбитам были применены ионные и плазменные ЭРД на корабле «Восход» и автоматической станции «Зонд-2» в 1964 г. В ряде стран разрабатываются образцы ЭРД, предназначенные для использования в качестве основных двигателей для дальних межпланетных полетов.

11. Летательные аппараты с ядерными силовыми установками

Идея использовать энергию атома для приведения в движение летательных аппаратов возникла практически сразу же после появления первых самолетов и задолго до открытия цепной реакции урана и первых оценочных расчетов высвобождаемой при этом энергии. Первым эту идею высказал Р. Эсно-Пельтри, опубликовавший в 1913 г. статью о возможности полета на Луну в космическом корабле, двигатель которого использовал в качестве рабочего вещества радий. Примерно в то же самое время возможность использования атомной энергии для создания тяги в космическом пространстве была рассмотрена Р. Годдардом.

В 1927 г. на Выставке межпланетных аппаратов в Москве инженер Александр Федоров представил модель и описание своего космического корабля, двигатель которого использовал атомную энергию. Корабль представлял собой крылатый аппарат обтекаемой формы с тремя воздушными винтами и реактивными соплами. При полете в пределах земной атмосферы двигатель работал в режиме ТВД, вращая винты и частично создавая тягу реактивными соплами. После выхода за пределы атмосферы винты и крыло убирались в фюзеляж, а корабль продолжал движение за счет реактивной тяги. Общая длина ракеты составляла 60 м, диаметр фюзеляжа – 8 м, полетный вес – 80 т, максимальная развиваемая скорость – 25 км/с. Экипаж корабля состоял из шести человек.

В декабре 1938 г. немецкому физику профессору Отто Гану вместе с его сотрудником

Штрассманом удалось открыть процесс расщепления урана. Через некоторое время результаты исследований были переданы Лизой Майтнер, сотрудницей Гана, датскому профессору Нильсу Бору. На V конференции по теоретической физике, состоявшейся 26 января 1939 г. в Вашингтоне, Н. Бор выступил с докладом, в котором сообщил о работах немецких ученых. После этого в США начались интенсивные исследования, в результате которых, как было объявлено, Энрико Ферми из Колумбийского университета открыл новый физический процесс – расщепление атомов урана. В марте того же года в журнале Nature была опубликована статья французских физиков Жолио-Кюри, Халбана и Коварски, в которой они изложили результаты своих экспериментов по осуществлению ядерной реакции.

В середине апреля 1939 г. в Германии профессор В. Ханле предложил схему «тепловой машины» (атомного реактора), использующей энергию, которая выделяется при расщеплении урана. Это предложение обсуждалось 29 апреля на заседании Научно-исследовательского совета при рейхсминистерстве образования, на котором сформировали рабочую группу ученых под руководством профессора Абрахама Эзау, основной задачей этой группы являлась разработка атомного реактора.

Примерно в это же время профессор П. Хартек и доктор В. Грот обратились с письмом к начальнику отдела вооружений сухопутных войск генералу Беккеру. В письме они сообщали о том, что новые открытия в области ядерной физики сулят огромные перспективы, и в том числе позволят создать взрывчатку громадной мощности. Ссылаясь на то, что американские, французские и английские ученые ведут работы по ядерной физике, Хартек и Грот предложили начать соответствующие исследования. Ответом было немедленное создание под эгидой военного министерства двух групп ученых (около 50 человек), которым предписывалось изучить возможности использования атомной энергии для военных целей. Приоритет отдавался разработке технологии получения изотопа урана-235 и создания технологического оборудования, исследованиям по выбору замедлителя для реактора, разработке конструктивных вариантов силовых установок на основе реакторов и т. д. Общее руководство группами возложили на доктора Курта Дибнера.

26 февраля 1942 г. в Германии на конференции, организованной Научно-исследовательским советом, рассматривались промежуточные результаты практической работы по «урановому проекту» обеих рабочих групп. Первой группой, занимавшейся вопросами создания атомной бомбы, было отмечено, что для ее создания, вероятно, потребуется от 10 до 100 кг урана. Вторая группа, занимавшаяся вопросами создания атомных силовых установок, считала, что урановыми генераторами энергии можно оснащать боевые корабли, подводные лодки, крупные танки и большие самолеты. В июне того же года руководство всеми работами по «урановому проекту» принял на себя рейхсмаршал Г. Геринг, который назначил своим уполномоченным профессора Эзау.

В июне 1943 г. техническая конференция под председательством министра вооружения Шпеера решила, что нужно приостановить дальнейшие работы по атомной бомбе, а продвигать только работы по атомному реактору. В декабре 1943 г. Геринг освободил Эзау от обязанностей уполномоченного по «урановому проекту», назначив вместо него профессора Герлаха, который работал до этого времени по заказам военноморского флота.

В конце мая 1944 г. Герлах доложил командованию, что первый реактор с критической массой ядерного топлива будет построен в ближайшее время. В июле для установки реактора выбрали место – в пещере у деревушки Хайгерлох недалеко от швейцарской границы. После того как пещера была соответствующим образом подготовлена и оборудована, в конце февраля 1945 г. в Хайгерлох прибыл эвакуированный из Берлина реактор В VIII. Он представлял собой цилиндр из легкого металла с расположенным внутри графитовым отражателем весом 10 т. В активную зону залили 1,5 т тяжелой воды и установили 664 кубика урана общим весом 1525 кг. 23 марта профессор Герлах позвонил из Хайгерлоха в Берлин: «Реактор заработал!» Но это было преждевременно – немецкий урановый реактор В VIII не сумел достичь критической точки. После пересчета оказалось, что загрузку реактора необходимо увеличить почти на 50 %. 23 апреля Хайгерлох был занят 1279-м

разведывательным батальоном американских войск, хотя Хайгерлох и находился в зоне ответственности французов. На следующий день американцы обнаружили урановый реактор, после чего они демонтировали и вывезли все оборудование, а пещеру взорвали.

Однако американцы вывезли в 1945 г. из Германии не только оборудование научно-исследовательских институтов и фирм, сразу же после окончания войны они начали вывозить в США ведущих немецких специалистов. Первой стала группа специалистов ракетного центра в Пенемюнде во главе с генералом Дорнбергером и фон Брауном (всего 127 человек), которую перевезли в США и в сентябре 1945 г. разместили недалеко от Форт-Блисса в Техасе, где был построен ракетный полигон с испытательными стендами, стартовой позицией, жилыми помещениями и пр. И уже 1 октября 1945 г. Военный департамент выпустил пресс-релиз, в котором сообщалось о начале проекта ввоза в страну немецких ученых и инженеров для участия в работах армии и ВМФ США по созданию новых видов оружия. Причем ввозиться должны были не рядовые специалисты, а только специалисты, игравшие в своей области доминирующую роль. В сентябре 1946 г. американский президент Г. Трумэн разрешил начать операцию «Скрепка». Составление списка специалистов, подлежащих вывозу в США в рамках этой операции, американцы доверили принятому на работу в Бюро стратегических служб (БСС – предшественник ЦРУ) немцу В. Розенбергу, который при нацистском режиме возглавлял научный отдел в техническом управлении СС. На основании этого списка, в котором на 2 января 1947 г. числилось 1600 немецких и австрийских ведущих научных работников и инженеров, Объединенное разведывательное агентство Военного департамента США (Joint Intelligence Objectives Agency – ИОА) сразу же начало работу по составлению досье на отобранных для вывоза людей.

Среди отобранных для работы в США специалистов, в частности, были все ведущие физики-ядерщики, из них – 12 профессоров (Р. Гейгер, В. Гейзенберг, Ф. Кирхнер, Г. Ортер, Р. Поль, Р. Рамзауэр, К. Филлипп и др.) и 30 докторов (Ф. Беркеи, Г. Бойте, Ф. Бопп, О. Ган, К. Гентер, К. Дибнер, В. Германн, А. Фламмерсфельд, З. Флюгге, Э. Фунтер, О. Хаксель, Х. Хильш, Х. Эвальд и др.). Еще более многочисленным был список специалистов по реактивным двигателям: профессора Д. Бишер, Ляйст, доктора Р. Амманн, Бентеле, Б. Брукманн, Ваничек, К. Вигардт, О. Зенгер, Каспари, Г. Корбахер, Д. Кюхеманн, Ленш, Х. Мейер, Г. Моня, В. Мюллер, Х. фон Охайн, О. Пабст, А. Франц, П.Шмидт, М. Шойрмейер, В. Энке и еще более 70 инженеров высшей квалификации.

Все они, в том числе и те, кто работал над созданием атомных силовых установок, тщательно допрашивались. В частности, стало известно, что к концу войны разрабатывался макет ядерного ракетного двигателя (ЯРД) для одного из вариантов самолета Р.1073 фирмы «Мессершмитт». Этот двигатель имел диаметр 20 см и длину 60 см, в качестве рабочего тела использовался азот. Жидкий азот, хранившийся в сосуде Дьюара, подавался в активную зону реактора, где он испарялся, нагревался до высокой температуры и выбрасывался через сопло двигателя, создавая реактивную тягу. При разработке двигателя большое внимание уделялось вопросам радиационной защиты, этим занимался доктор Ф. Нойгебауэр, работавший с 1924 по 1943 г. в двигателестроительном отделении фирмы «Юнкерс», а затем до конца войны возглавлявший отдел двигателестроения в Авиационном научноисследовательском центре (Мюнхен). Этот макет ядерного ракетного двигателя был уничтожен эсэсовскими командами на экспериментальной базе под Мекленбургом при отступлении немцев под натиском союзников.

Информация по этим немецким разработкам до сих пор крайне скудна, потому что всех вывезенных в США специалистов в условиях строжайшей секретности подключили к работам по созданию новых американских видов оружия, используя полученный ими во время войны опыт.

В январском номере американского журнала Popular Mechanics от 1941 г. появилась статья доктора Р. Лангера об использовании урана-235 в качестве топлива для транспортных средств. Описывавшаяся в статье конструкция самолета – «летающего крыла» с атомной

силовой установкой – тогда была воспринята читателями и многими специалистами как научная фантастика. Однако уже в следующем, 1942 г. Энрико Ферми, один из создателей ядерной физики, обсуждал со своими коллегами по ядерному проекту «Манхэттен» практические проблемы, связанные с использованием атомной энергии для осуществления полета самолета. В самом конце войны эту проблему уже обсуждало командование ВВС США. Следствием этих обсуждений стало заключение соглашения между ВВС и Комиссией по атомной энергии (АЕС) о начале весной 1946 г. программы NEPA (Nuclear Energy for the Propulsion of Aircraft). Целью этой программы было изучение проблем, которые могли бы возникнуть при разработке самолета с ядерной силовой установкой (ЯСУ). Считалось, что такой самолет мог бы использоваться в качестве стратегического бомбардировщика или разведчика, способного нести боевое дежурство в воздухе без дозаправки в течение нескольких суток. Разработка ЯСУ велась в трех направлениях: на основе ТРД, на основе ПВРД и на основе ЖРД.

Одной из первых к работам по созданию самолета с ЯСУ подключилась авиационная корпорация «Фэрчайлд» (Fairchild Engine and Airplane Corporation). К концу 1948 г. расходы ВВС США на программу NEPA составили около десяти миллионов долларов. 27 апреля 1949 г. на совещании представителей ВВС и АЕС было принято решение об отказе от NEPA и принятии новой программы ANP (Aircraft Nuclear Propulsion). Для дальнейших работ в рамках конкурсной программы подключили четыре фирмы: «Дженерал электрик» совместно с «Конвэр» должны были разрабатывать самолет с ЯСУ разомкнутого цикла, а «Пратт и Уитни» совместно с «Локхид» – самолет с ЯСУ замкнутого цикла. Результатом этих исследований стала разработка в первой половине 1950-х гг. проектов самолетов Х-6 и NB-36Н.

Среди ученых, занятых в проекте «Манхэттен», был поляк Станислав Улам, с 1930-х гг. работавший в США и участвовавший в создании первой атомной бомбы. В начале 1944 г. Улам начал изучать довольно экзотический способ использования ядерной энергии в авиакосмической технике – для создания ускорения ракеты серией последовательных взрывов ядерных зарядов. В основу этого способа создания тяги была положена идея немца Германа Гансвиндта, который еще в 1893 г. предложил использовать заряды динамита для обеспечения движения космической ракеты.

Суть идеи С. Улама заключалась в следующем. Продукты взрыва воздействуют на специальную, воспринимающую силовую нагрузку массивную платформу ударно-импульсного двигателя, которая через систему водоохлаждаемых телескопических амортизаторов соединяется с корпусом ракеты, передавая ему импульсные тяговые усилия. Платформа покрыта (с внешней, обращенной к зоне проведения взрывов стороны) специальным материалом, тонкий слой которого испаряется под воздействием мощных потоков тепловой энергии при каждом взрыве, и реакция образующихся при сублимации газов создает тягу. Еще один компонент тягового усилия создается за счет механического воздействия на платформу генерируемых взрывом корпускулярных частиц.

Концепция Улама была положена в основу секретных работ по ядерным двигателям космических аппаратов, проводившихся в 1950-х гг. ВВС США, и работ по программе «Орион», серьезной попытке NASA создать подобный космический аппарат для межпланетных перелетов. К началу 1960-х гг. фирма General Atomic в рамках программы «Орион» изучала возможность создания транспортного средства, способного доставить экспедицию на Марс. Это транспортное средство имело размеры в диаметре, сравнимые с диаметром ракеты «Сатурн» V. Оно должно было выводиться на околоземную орбиту по частям и там собираться. Планировался полет на Марс продолжительностью несколько месяцев с экипажем из восьми человек. Посадка на Марс должна была выполняться при помощи перспективного аппарата с несущим корпусом.

В ноябре 1959 г. General Atomic успешно испытала миниатюрный летающий прототип аппарата «Орион», который совершил полет на высоту приблизительно 100 м при помощи нескольких обычных зарядов, взорванных вне аппарата в определенной последовательности

и с небольшими интервалами во времени.

12. Крылатые ракеты

С.П. Королев в одной из своих статей, опубликованной в журнале «Техника воздушного флота», дал такое определение крылатой ракеты: «Крылатая ракета – летательный аппарат, приводимый в движение двигателем прямой реакции и имеющий поверхности, развивающие при полете в воздухе подъемную силу. Полет может преследовать достижение наибольшей высоты подъема с последующим планированием и посадкой или дальности, то есть покрытия наибольшего расстояния по прямой или по заданному маршруту».

Предшественниками крылатых ракет являются ракеты военного преподавателя Михайловской артиллерийской академии генерал-майора М.М. Поморцева. Проводя в 1902–1907 гг. эксперименты с осветительными ракетами, он впервые применил в их конструкции крылья, длинный деревянный хвост заменил стабилизаторами (кольцевым, крестообразным или звездообразным). Помимо этого М.М. Поморцев практически подошел к изобретению жидкостного ракетного двигателя, представив в октябре 1905 г. проект «пневматической» ракеты, использующей в своем двигателе в качестве окислителя сжатый воздух, а в качестве горючего – бензин или эфир, которые образовывали со сжатым воздухом взрывчатую смесь. Правда, М.М. Поморцев включал жидкое топливо с целью повысить давление в камере сгорания, так как в его двигателе происходила реакция преобразования потенциальной энергии сжатого до 200 атмосфер воздуха в кинетическую энергию истекающей струи. У его ракет тяга создавалась двигателем в течение 25–30 секунд по сравнению с 2–3 секундами у осветительных ракет того времени, что существенно увеличивало дальность полета ракеты.

Как уже говорилось выше, в 1908 г. Р. Лорен, артиллерийский офицер и инженер по образованию, предложил использовать на летательном аппарате ВРДК в качестве силовой установки, а в начале 1910 г. в журнале «Аэрофиль» (L'Aerophile) он опубликовал первый проект крылатой ракеты, управляемой с помощью телемеханических устройств. Этот летательный аппарат должен был иметь длину 6 м, диаметр корпуса 0,35 м, крыло небольшого размаха, стартовый вес 79 кг, вес ВРДК 35 кг, вес приборов управления 10 кг, вес топлива 10 кг, вес полезной нагрузки 12 кг, скорость полета 200 км/ч. Этот летательный аппарат фактически является прототипом современной крылатой ракеты. Правда, аппараты этого класса в то время назывались самолетами-снарядами, авиационными торпедами или летающими бомбами.

В числе авторов первых проектов самолетов-снарядов были американец Э. Берлинер (1909) и немец К. Ниттингер (1911). Однако практические работы по самолетам-снарядам начались во время Первой мировой войны, когда Р. Лорен совместно с французской фирмой «Леблан» разработал проект самолета-снаряда для нанесения ударов по Берлину. В носовой части аппарата размещался ВРДК с воздухозаборником и соплами, в средней части корпуса размещалось высокорасположенное крыло, за ним – топливный бак и боевая часть. Помимо этого самолет-снаряд снабжался гироскопическим стабилизатором и радиоаппаратурой, с помощью которой он управлялся по радио летчиком сопровождающего самолета, идущего в полете параллельным курсом. Запуск аппарата предполагалось осуществлять с катапульты. Стартовый вес аппарата должен был составлять 500 кг, вес боевой части – 200 кг, дальность полета – 450 км, скорость – 500 км/ч.

В 1915 г. фирма «Вестингауз-Леблан» подала заявку на конструкцию самолета-снаряда с ЖРД. Аппарат должен был управляться с помощью гироскопического автопилота, барометрического высотомера и рулевых машинок. Патент на эту конструкцию был выдан в 1920 г.

26 июня 1928 г. немецкий инженер Р. Тилинг подал заявку на твердотопливную крылатую ракету. Он попытался объединить в одной конструкции качества крылатых и

баллистических ракет. Ракета Тилинга имела корпус обтекаемой формы, внутри корпуса находился заряд твердого топлива. В хвостовой части корпуса располагались четыре разворачиваемые плоскости большой площади, которые работали на активном участке как стабилизаторы. После полного выгорания топлива, когда ракета находилась на большой высоте, стабилизирующие плоскости раскрывались и превращались в крылья, после чего ракета совершала планирующий спуск большой дальности. Ракеты Тилинга были запатентованы в нескольких странах, в том числе во Франции и США. Первые испытания его ракеты были проведены в 1931 г., в следующем году Тилинг в очередной раз усовершенствовал конструкцию своей ракеты: в полете раскрывались только два крыла, а четыре стабилизатора в качестве хвостового оперения оставались неподвижными. Тилинг не рассматривал возможность установки на своей ракете системы автоматического управления. В 1933 г. Р. Тилинг и два его сотрудника погибли в результате взрыва в лаборатории.

В Советском Союзе работами по созданию радиоуправляемых самолетов-снарядов занималось Особое техническое бюро по военным изобретениям специального назначения (Остехбюро), руководимое В.И. Бекаури. Для работ по телемеханическому самолету (ТМС – так в то время назывался управляемый автоматически или дистанционно самолет-снаряд) выбрали тяжелые бомбардировщики ТБ-1 и ТБ-3. Параллельно в Научно-исследовательском морском институте связи (НИМИС) под руководством С.Ф. Валка велись разработки предшественников крылатых ракет – дистанционно управляемых планеров, несущих заряд взрывчатого вещества или торпеды, в том числе ЛТДД (летающая торпеда дальнего действия), оборудованная двигателем (поршневым или ракетным) с дальностью полета 100–200 км.

Разработка же собственно крылатых ракет началась в московской Группе изучения реактивного движения (ГИРД) в 1932 г., там была организована бригада крылатых ракет с ЖРД, в которой руководителями последовательно были С.П. Королев, Н.А. Железняков, А.В. Чесалов и Е.С. Щетинков. Для концентрации усилий в области создания ракетной техники 21 сентября 1933 г. приказом наркома вооружений М.Н. Тухачевского на базе ленинградской Газодинамической лаборатории (ГДЛ) и ГИРД в Москве был образован Реактивный научно-исследовательский институт. Именно после образования РНИИ работы в Советском Союзе в области ракетной техники, и в частности по крылатым ракетам (КР), приняли военную направленность. Работы шли по двум направлениям – ракеты с пороховым двигателем и ракеты с ЖРД.

В период с 1933 по 1938 г. были разработаны проекты и проведены испытания ракет КР 212, КР 216, КР 217 и КР 301. Однако в связи с начавшимися в стране репрессиями эта тематика была закрыта. Работы над проектами крылатых ракет в Советском Союзе возобновились только после того, как разведка стала докладывать высшему руководству страны о появившемся у немцев сверхсекретном оружии – крылатой ракете Fi 103. Поэтому С.П. Королевым к осени 1944 г. были выполнены проекты крылатых ракет Д-2, Д-3 и Д-4, а под руководством В.Н. Челомея начались работы по созданию крылатой ракеты 10Х.

Как уже говорилось выше, в Германии в первой половине 1930-х гг. работали над созданием летающих мишеней для зенитчиков и планирующих бомб. С 1934 г. в группе профессора Г. Маделунга работал инженер П. Шмидт, занимавшийся проблемами создания ПуВРД. Результатом этой совместной работы стал проект планирующей бомбы, оснащенной ПуВРД, который в 1935 г. был предложен специалистам RLM. После изучения проекта RLM его отклонило по причине того, что проект «технически сомнительный и неинтересный с тактической точки зрения». Однако с началом Второй мировой войны приоритеты командования люфтваффе поменялись: на разных авиационных фирмах были начаты разработки боевых крылатых ракет с различными типами реактивных двигателей (Fi 103, A4b/A9/A10, FK-RB, Enzian и др.). Боевое применение ракет Fi 103 началось в середине июня 1944 г.

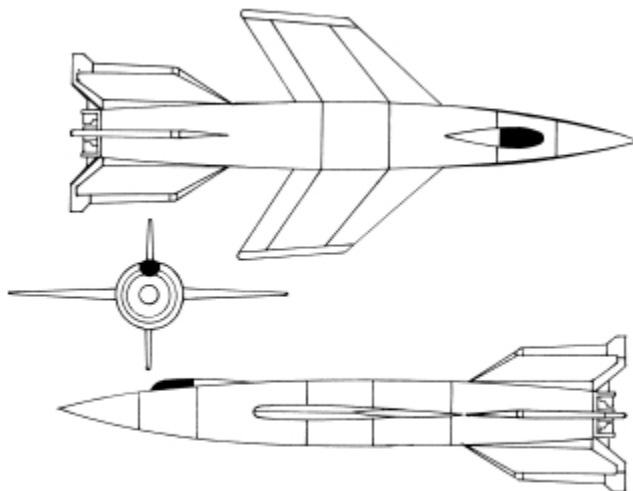
К концу войны разработка крылатых ракет велась в США (JB-1, JB-2, JB-10, Kingfisher и др.), Англии (Brakemine, Stooze, Ben, Red Hawk) и в Японии («Фунрю», «И-го», «Корай»).

Германия

A4b

Еще в начале войны в Пенемюнде началась проработка возможности нанесения ракетных ударов по США. Однако баллистическая ракета A4 по причине ограниченной дальности для этой цели не годилась. Поэтому для увеличения дальности действия ракеты A4 в 1943 г. был предложен метод запуска ракет из плавучих стартовых контейнеров.

Такой контейнер длиной 30 м и водоизмещением почти 500 т с размещенной в нем ракетой должен был доставляться в заданный район на буксире за подводной лодкой (на расстоянии 300 км от цели). Доступ в контейнер осуществлялся через шарнирно откидывающуюся носовую крышку, а сама ракета A4 размещалась в передней части контейнера. Позади нее располагался отсек управления, топливные цистерны для ракеты и дополнительное дизельное топливо для подводной лодки. Контейнер был оснащен резервуарами для водяного балласта, электроэнергия для работы всех систем поставлялась в контейнер по кабелю с подводной лодки. Во время буксировки контейнер находился в подводном положении, а перед пуском ракеты он путем перекачки балластной воды переводился в вертикальное положение (наподобие поплавка). Когда точка запуска ракеты была достигнута, обслуживающий персонал из подводной лодки переходил в контейнер, готовил ракету, после чего возвращался в подводную лодку. После воспламенения топлива ракеты продукты горения через байпасные трубопроводы выходили в атмосферу из открытой части контейнера.



A4b (пилотируемый вариант)

Предполагалось, что подводная лодка класса XXI будет способна одновременно буксировать три контейнера с ракетами. Однако с усилением ПВО и ВМФ США от такой идеи немецкому командованию пришлось отказаться, тем не менее до конца войны на верфи «Шихау» в Эльбинге был закончен один стартовый контейнер из трех заказанных в постройку.

В июне 1944 г. по приказу Гитлера возобновились работы под кодовым названием Projekt Amerika. В рамках этих работ на основе конструкции баллистической ракеты A4 разрабатывалась крылатая ракета A4b в беспилотном и пилотируемом вариантах, исследования по созданию такой ракеты начались еще в 1942 г. На пилотируемой крылатой ракете A4b предполагалось установить самолетное шасси, а также дополнительный турбореактивный или прямоточный воздушнореактивный двигатель в нижнем стабилизаторе, летчик располагался в герметичной кабине в носовой части ракеты.

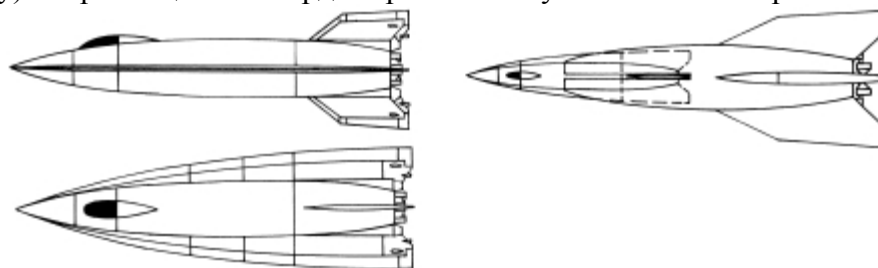
В. фон Браун планировал переоборудовать в крылатые ракеты двадцать баллистических ракет A4. К концу 1944 г. немцы успели построить только опытные образцы

беспилотного варианта ракеты А4b. Испытания первого опытного образца состоялись 27 декабря 1944 г. Пуск закончился аварией из-за отказавшей на высоте около 500 м системы управления ракетой. Успешно завершился только третий запуск беспилотной ракеты, состоявшийся 24 января 1945 г. Ракета достигла скорости 1200 м/с и высоты 80 км, но после перехода в режим планирования у нее сломалось крыло, и ракета упала в море. После этого все работы по А4b прекратили.

А9/А10

Параллельно с работами по А4b конструкторы Ракетного центра в Пенемюнде вели разработку двухступенчатой ракеты под обозначением А9/А10, которая должна была запускаться с территории Европы. Первую ступень составляла ракета-носитель А10 высотой 20 м, диаметром 4,1 м и стартовым весом 69 т. ЖРД первоначального варианта А10 имел 6 камер сгорания, аналогичных камере сгорания ракеты А4, работавших на одно реактивное сопло. Затем этот вариант был заменен другим – с одной большой камерой сгорания.

В качестве второй ступени предусматривалась крылатая ракета А9. Длина ее составляла 14,2 м, диаметр 1,7 м, полный вес 16,3 т. В носовой части предполагалось разместить около тонны взрывчатого вещества. В средней части первоначально предусматривалось установить стреловидное крыло, в дальнейшем по результатам продувок в аэродинамических трубах его заменили дельтовидным крылом. Обеспечить необходимую точность наведения при дальности полета около 5000 км в то время мог только летчик, поэтому А9 была пилотируемой. За отсеком с боезарядом в носовой части ракеты предусматривалось установить герметичную кабину пилота. Для достижения расчетной дальности максимальная высота траектории полета превышала 80 км, то есть ракета должна была выходить в космическое пространство. При этом летчик, управляющий ракетой, мог бы формально считаться космонавтом. Необходимо напомнить читателю, что спустя почти двадцать лет за подобные суборбитальные полеты на кораблях «Меркурий» (без выхода на орбиту) американцы Шеппард и Гриссом получили звание астронавтов.



А9 и А10

Сценарий полета ракеты А9/А10 должен был выглядеть так. После запуска ракеты и отделения первой ступени А10 на высоте 55 км вторая ступень А9 с работающим ЖРД продолжала полет с увеличением высоты и скорости. После выработки топлива ракета переходила в режим планирования, а летчик брал управление на себя. Дальнейший полет он должен был осуществлять, используя для навигации радиосигналы с подводных лодок в Атлантике. Установив и зафиксировав курс на заключительном этапе полета ракеты А9, пилот должен был катапультироваться. Теоретически предполагалось, что спустившегося на парашюте летчика подберут немецкие подводные лодки или он попадет в плен к американцам. Специалисты же оценивали реальные шансы летчика приземлиться или приводниться живым как 1:100. Первый полет системы А9/А10 планировался на 1946 г.

В 1943 г. разработка проекта А9/А10 шла полным ходом, однако в ночь с 17 на 18 августа 1943 г. союзная армада в составе почти 600 дальних бомбардировщиков сбросила на Пенемюнде более 1500 т фугасных и зажигательных бомб, ракетному центру был нанесен огромный ущерб. Во время бомбежки погибло более 700 человек, среди которых было много специалистов, в том числе главный конструктор двигателей для ракет А4 и Wasserfall доктор Тиль и главный инженер Вальтер.

Сразу после налета на Пенемюнде были приняты меры по ускорению строительства в

известковых горах Гарца вблизи Нордхаузена огромного подземного завода Mittelwerke («Миттельверк»). Этот завод предназначался для массового производства авиационных ТРД и ракет V1 (Fi 103) и V2 (A4). Для работ на этом заводе немцы использовали 30 тысяч заключенных, размещенных в специально построенном для этой цели концлагере «Дора». Испытательный полигон для ракет срочно оборудовали в Польше. В Пенемюнде остались только конструкторское бюро и испытательные лаборатории. В этих условиях было приказано работы по A9/A10 заморозить, а все усилия сосредоточить на серийном выпуске баллистической ракеты A4.

Реализовать до окончания войны задуманные проекты пилотируемых крылатых ракет A4b и A9 немцам не удалось, все работы так и остались на стадии эскизных прорисовок. Что касается подготовки летчиков для полетов на ракетах – действительно, в составе пятой эскадрильи 200-й бомбардировочной эскадры с 1943 г. готовилась группа летчиков-самоубийц для полетов на самолетах-снарядах и крылатых ракетах. Однако ни одного случая боевого применения немецких летательных аппаратов с летчиками-самоубийцами до конца войны не было зафиксировано.

Bv 143

«Блом и Фосс» разработала планирующую торпеду (Gleittorpedo) Bv 143, оснащенную двигателем HWK 502. Торпеда после сброса с самолета на дальности 5–7 км от корабля противника должна была по пологой траектории опуститься к воде, после чего включался ракетный двигатель, и она продолжала лететь над поверхностью воды на высоте около 2 м, наводясь на цель с помощью расположенной в носовой части корпуса инфракрасной системы Hamburg. Для удержания торпеды над водой применялась система управления со специальным датчиком высоты. Исследовались различные типы датчиков, но в итоге остановились на контактном щупе. Двигатель работал 40 секунд, в течение первых 30 секунд тяга составляла 1500 кгс, а в последующие 10 секунд – 700 кгс. При пуске Bv 143 с самолета-носителя на скорости 430 км/ч торпеда на конечном участке траектории должна была набрать скорость 730 км/ч.

Испытания с самолетом-носителем H 111Н-6 начались в феврале 1941 г. на полигоне Цинновиц около Пенемюнде. Хотя до конца весны испытали 35 образцов, из них 4 образца запускались с катапульты, проблемы поддержания заданной высоты полета над водой так и не были решены. Поэтому после изготовления небольшой серии торпед Bv 143А производство остановили. Однако катапультным вариантом торпеды заинтересовались кригсмарине, поэтому фирма «Блом и Фосс» переключилась на разработку варианта торпеды для флота, которую можно было запускать с корабельных катапульт. Катапультный вариант получил обозначение Bv 143В, он имел внешне большое сходство с Bv 143А, но отличался увеличенными размерами аэродинамических поверхностей. По меньшей мере один экземпляр торпеды Bv 143В был испытан с катапульты, но войсковые испытания не проводились. Общее количество построенных Bv 143 составило около 450 экземпляров.

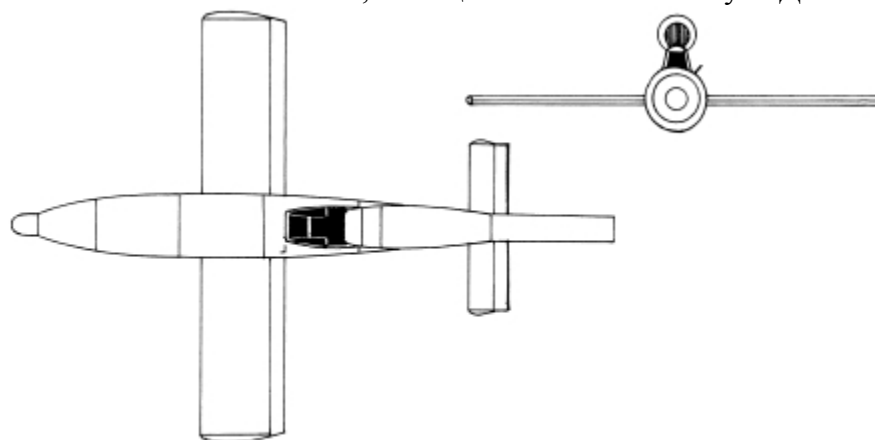
Характеристики Bv 143А-2: силовая установка – 1 х ЖРД HWK 502 тягой 1500 кгс, размах крыла – 3,13 м и его площадь – 2,4 м², длина – 5,98 м, максимальный диаметр корпуса – 0,565 м, полетный вес – 1073 кг, вес взрывчатого вещества – 180 кг, максимальная скорость – 730 км/ч.

Fi 103

В 1939 г. на фирме Argus Motoren G.m.b.H. в Берлине под руководством доктора Фрица Госслау начались работы по беспилотному самолету с дистанционным управлением. Этот самолет-мишень, предназначавшийся для тренировок зенитных команд люфтваффе, получил в RLM обозначение FZG 43, в соответствии с техническим заданием он должен был оснащаться пульсирующим двигателем. Как уже говорилось выше, в середине 1939 г. RLM, учитывая отсутствие соответствующих производственных мощностей у П. Шмидта, предложило ему передать работы по его ПуВРД на фирму «Аргус», но тот отклонил это предложение.

В ноябре 1939 г. «Аргус» получил от RLM контракт на разработку ПуВРД собственной

конструкции. Группа инженеров «Аргуса» во главе с Фрицем Госслау и Гюнтером Дидрихом, взяв за основу двигатель Шмидта, разработала свою систему впрыска топлива в камеру сгорания двигателя, которая разрешала проблему устойчивого горения при подаче топлива с частотой несколько десятков герц. «Аргус» начал проверять новый пульсирующий двигатель на автомобилях в январе 1941 г., а уже 30 апреля состоялся первый полет самолета-биплана Go 145, оснащенного опытным ПуВРД.



Fi 103R Райхенберг

Поскольку «Аргус» был прежде всего двигателестроительной фирмой, то он испытывал недостаток в опытных конструкторах, способных разработать конструкцию летательного аппарата. Поэтому Госслау обратился к фирме «Физелер» с предложением о совместной разработке крылатой ракеты. На «Физелере» проект возглавил Роберт Луссер, который и предложил в конце апреля 1942 г. компоновку летательного аппарата с одним двигателем, установленным над хвостом. Он же предполагал установить на аппарате радар и радиокомандную систему управления, однако эти предложения были отклонены из-за опасения, что союзники будут применять меры электронного противодействия.

Вместо этого обратились к варианту с инерциальной системой управления. Предложенный аппарат получил на «Физелере» обозначение P.35 Erfurt, он имел дальность 300 км и мог нести 500-кг боеголовку со скоростью 700 км/ч. Проект, представленный руководству люфтваффе 5 июня 1942 г., был воспринят с воодушевлением, так как отношение высшего командования люфтваффе к этому типу оружия кардинально изменилось. Дело в том, что после начала союзниками систематических бомбардировок территории Германии Гитлер потребовал осуществить карательные удары по Англии. Однако в это время люфтваффе испытывали недостаток в тяжелых бомбардировщиках вследствие задержек в программе разработки самолета He 177. Поэтому для повышения своего престижа люфтваффе нуждались в разработке собственной ракеты, учитывая, что армия настаивала на необходимости развития своих баллистических ракет A4 и обвиняла люфтваффе в причинах неудач в 1940 г. во время битвы за Англию.

Проект крылатой ракеты был одобрен 19 июня 1942 г. и включен в программу «Вулкан», которая объединяла усилия люфтваффе в области разработок ракет. Аппарат, имевший на фирме «Физелер» внутреннее обозначение P.35, получил официальное RLM-обозначение Fi 103. В целях же обеспечения секретности проект сначала получил кодовое наименование Kirschker («Вишневый камень»), а затем FZG 76 (Flakzielgerät 76). Фирма «Аргус» отвечала за пульсирующий двигатель, теперь обозначенный как As 014, разработку системы наведения вела фирма Askania (Берлин), фирма Rheinmetall-Borsig разрабатывала пусковую установку.

Первый образец ракеты Fi 103 был закончен к 30 августа 1942 г., в сентябре был готов двигатель, после чего начались летные испытания. Многочисленные отказы во время летных испытаний чуть было не привели к прекращению программы. После того как проблемы с отработкой двигателя были решены, на полигоне люфтваффе Пенемюнде-Вест подготовили

к испытаниям позицию, она располагалась рядом со стартовой позицией для пуска баллистических ракет А4. Стартовая позиция с катапультой фирмы Rheinmetall-Borsig была установлена в восточном направлении вдоль Балтийского побережья. Катапульта представляла собой экспериментальную мобильную пусковую установку с наклонными направляющими, расположенными под углом 6° к горизонту. Ракета устанавливалась на сани, оборудованных четырьмя твердотопливными ускорителями Schmidding 533 тягой по 1200 кгс, которые разгоняли сани по направляющим. На концах направляющих тележка автоматически тормозилась, выпуская ракету, скорость которой к тому моменту превышала 400 км/ч.

Первый пуск макетного образца с катапульти состоялся 20 октября 1942 г., а первый пуск опытного образца Fi 103 V12 с включением двигателя состоялся 24 декабря. Ракета летела около минуты и достигла скорости 500 км/ч прежде, чем упала в Балтийское море. Параллельно шла отработка метода запуска ракеты с самолета-носителя. Первый запуск ракеты без двигателя с самолета Fw 200 состоялся 28 октября, а 10 декабря запустили Fi 103 V7 с включением двигателя. Выполнение программы испытаний сопровождалось многочисленными отказами и авариями. Недостатки пусковой установки фирмы «Рейнметалл-Борзиг» привели к появлению альтернативной катапульти Schlitzrohrschleuder, разработанной в начале 1943 г. на фирме Hellmuth Walter Werke. В конструкции катапульти

Вальтера использовался газогенератор, работавший на комбинации T-Stoff (перекись водорода) и Z-Stoff (марганцовокислый натрий). Получившийся в результате смешивания компонентов газ высокого давления закачивался в цилиндр внутри направляющего рельса катапульти и приводил в движение поршень, крепившийся к ракете, который и разгонял ее.

Работу двигателя ракеты сопровождали сильный шум и вибрация фюзеляжа и консолей крыла. Наиболее болезненной проблемой было разрушение входных створок воздухозаборника двигателя. К концу июля 1943 г. было запущено 84 ракеты Fi 103, из них 16 ракет с самолета-носителя и 68 ракет с наземных катапульти. Из всех пусков с катапульти только 28 пусков были успешны.

Ракета представляла собой свободнонесущий среднеплан с фюзеляжем длиной около 6,5 м при максимальном диаметре 0,8 м. Первые модификации ракеты выполнялись полностью из стали, но затем крыло начали изготавливать из древесины. Испытывались различные формы крыльев разного размаха – трапециевидное, прямоугольное, тип «бабочка». Сверху над хвостовой частью фюзеляжа крепился ПуБРД As 014. В передней части фюзеляжа устанавливался боезаряд весом 850 кг с взрывателями, в средней части – топливный бак емкостью 600 л, два баллона со сжатым воздухом, электроаккумулятор, автопилот и устройства контроля высоты и дальности полета, в хвостовой части – приводы рулей. Скорость взлета ракеты с наземного пускового устройства составляла 280–320 км/ч, полетная скорость – от 565 до 645 км/ч (для разных модификаций), высота полета обычно составляла около 600 м. Автопилот ракеты работал следующим образом. Пара гироскопов контролировала управление по крену и тангажу, в то время как барометрическое устройство контролировало высоту полета. Маленький пропеллер на носу ракеты был связан со счетчиком, который измерял расстояние, пройденное ракетой. Как только счетчик расстояния определял, что заданная дальность достигнута, два пиропатрона блокировали поверхности управления в таком положении, чтобы ракета начала пикировать на цель.

В апреле 1943 г. сформировали опытное подразделение крылатых ракет Lehr und Erprobungskommando Wachtel, под командованием полковника Макса Вахтеля. Эта команда первоначально базировалась на полигоне в Пенемюнде, она позднее стала основой для создания зенитного полка FR155W, где W означало «Werfer» («пусковая установка»).

По распоряжению Гитлера 26 мая 1943 г. была созвана специальная комиссия, которой предстояло решить, что предпочтительнее использовать в качестве оружия для бомбардировки Англии – крылатую ракету люфтваффе FZG 76 или армейскую баллистическую ракету А4. Комиссия заключила, что обе ракеты должны быть приняты на вооружение, так как они взаимно дополняли друг друга. Крылатая ракета FZG 76, по

оценкам, была более уязвимой при перехвате, но гораздо дешевле в производстве и намного проще в обслуживании. Баллистическая ракета A4 была неуязвима при перехвате, но была очень дорогой в производстве и сложной в обслуживании.

Среди высшего руководства не было согласия относительно того, как лучше всего развернуть новые ракеты. Командующий зенитной артиллерией люфтваффе генерал-лейтенант Вальтер фон Акстхельм хотел развернуть в большом количестве малоразмерные позиции, которые могли быть легко замаскированы. Однако Э. Мильх больше склонялся к постройке небольшого количества мощных бомбонепробиваемых бункеров. В связи с этим 18 июня 1943 г. Геринг провел совещание с Мильхом и Акстхельмом, на котором предложил компромиссное решение – построить четыре больших ракетных бункера и 96 малоразмерных позиций. Кроме того, предполагалось запускать FZG 76 с бомбардировщиков. Производство ракет должно начаться в августе с темпом выпуска 100 штук в месяц, постепенно темп должен быть доведен к маю 1944 г. до 5000 экземпляров ежемесячно. Гитлер одобрил этот план 28 июня 1943 г., приведя тем самым в движение программу Kirschkern.

Предполагалось начать серийное производство в августе 1943 г., чтобы к началу боевого применения, намеченному на 15 декабря 1943 г., было готово 5000 ракет. Однако производство Fi 103 стартовало на месяц позже на заводах фирмы «Фольксваген» в Фаллерслебене и фирмы «Физелер» в Касселе. 22 октября английские бомбардировщики совершили налет на завод «Физелера», повредив сборочные линии Fi 103. К этому еще добавился поток изменений и модификаций в проекте, после чего в конце ноября производство было приостановлено до устранения проблем. Выпуск продукции вновь начался только в марте 1944 г., но вскоре после этого в результате союзнических бомбежек завода в Фаллерслебене были повреждены сборочные линии. Поэтому в июле производство Fi 103 было начато на подземном заводе Mittelwerke около Нордхаузена, так как он был более защищен от бомбежек.

В отличие от обычного самолета ракета Fi 103 полностью не собиралась на заводах. Вместо этого главные агрегаты ракеты (фюзеляж, двигатель, крыло, боеголовка и другие подсистемы) поставлялись на склады боеприпасов люфтваффе. Под программу FZG 76 было выделено четыре склада, наиболее важные из которых находились в Мекленберге и Данненберге. На этих складах осуществлялась полная сборка ракеты, после чего ее устанавливали на технологическую тележку TW-76. В таком виде ракеты поставляли на полевые склады во Франции. Там на них устанавливалось приборное оборудование, а уже с полевых складов ракеты поставлялись на стартовые позиции.

Когда Fi 103 наконец достигла массового производства в марте 1944 г., время изготовления одной ракеты уменьшилось до 350 часов, из которых 120 часов занимал сложный автопилот. Стоимость одного экземпляра ракеты была около 5060 марок, что составляло только 4 % от стоимости баллистической ракеты V2 и приблизительно 2 % от стоимости двухдвигательного бомбардировщика.

Строительство пусковых позиций во Франции началось в августе 1943 г. В начальной фазе строились 96 позиций вдоль побережья Ла-Манша от Дьепа до Кале. Каждая позиция включала пусковую платформу, немагнитное помещение для регулирования магнитного компаса перед запуском, бункер управления, три склада для хранения ракет и несколько меньших строений для хранения топлива и запчастей. При планировке каждой позиции учитывался местный ландшафт с целью камуфлирования позиций. Ракетные позиции обычно располагались рядом с существующими дорогами, покрытие которых было или отремонтировано, или сделано заново, чтобы облегчить использование многочисленных транспортных средств, обслуживавших стартовую площадку. Часто позиции располагались около ферм или жилых построек, которые использовались для размещения стартовых расчетов, а также помогали маскировать позицию.

В конце октября 1943 г. во Францию перевели недавно сформированный полк FR155W под командованием полковника Вахтеля. В него входили четыре батальона, каждый с тремя

батареями и подразделениями обслуживания и снабжения. Батарея имела три взвода, каждый с двумя пусковыми установками, всего 18 пусковых установок на батальон и 72 установки на весь полк. Каждую пусковую установку обслуживало примерно до 50 человек, полк в целом насчитывал приблизительно 6500 человек персонала. Из-за технической сложности нового оружия полку FRI55W были приданы несколько десятков гражданских специалистов.

Для координации работ по обстрелу Лондона ракетами Fi 103 и A4 1 декабря 1943 г. был сформирован 65-й специальный армейский корпус, укомплектованный армейскими офицерами и офицерами люфтваффе. Командовал 65-м корпусом генерал-лейтенант Эрих Хайнеманн, бывший начальник артиллерийской школы, начальником штаба был назначен полковник Ойген Вальтер из люфтваффе. После осмотра позиций штаб корпуса был встревожен недостатками планирования и нереалистичными ожиданиями высшего немецкого командования, которое настаивало, чтобы ракетные удары по Лондону начались в январе 1944 г., игнорируя тот факт, что позиции не были полностью подготовлены, а обучение личного состава не закончено и поставка ракет еще не началась.

30 апреля 1944 г. Гитлер приказал отменить названия FZG 76 и Kirschkern в пользу названия Maikafer («Майский жук»). Боевой пуск первых десяти ракет по целям в Англии состоялся на рассвете 13 июня 1944 г., запуск осуществляли с наземных пусковых установок. К 29 июня количество запущенных с катапульт ракет достигло 2000, а первый боевой старт ракеты со специально доработанного самолета-носителя He 111 состоялся 7 июля. Немецкая пропаганда во время радиопередач 23 июня 1944 г. запустило в использование термин V1 (Vergeltungswaffe – «оружие возмездия»). По указанию Гитлера это название сделали официальным с 4 июля 1944 г. Название V1 продержалось до 2 ноября 1944 г., когда Гитлер приказал переименовать ракету в Krahe («Ворона»).

Опыт боевого применения V1 выявил низкую эффективность этого оружия, о чем свидетельствовали следующие данные. До конца войны по целям в Англии выпустили 10 492 ракеты, из которых 3004 взорвались на старте, 232 разрушились при столкновении с аэростатами заграждения, 1878 сбита зенитная артиллерия и 1847 уничтожили истребители ПВО Англии. То есть около 30 % ракет потеряли из-за конструктивных и технологических недоработок и почти 38 % из-за того, что управляемая автопилотом ракета на крейсерском режиме представляла собой неманевренную цель, которая не могла уклониться даже от столкновения с аэростатом заграждения. Некоторые английские летчики-истребители даже умудрялись переворачивать летящую ракету, поддев законцовку ее крыла плоскостью своего самолета, после чего ракета, потеряв устойчивость, входила в штопор и падала на землю.

В августе 1944 г. фирма «Гота» предложила две модификации Fi 103, предназначенные для атак кораблей противника, дамб, мостов, причалов, береговых укреплений и т. д. В первом варианте к Fi 103 приделывался снизу корпус, аналогичный корпусу быстроходного катера, во втором варианте Fi 103 должен был буксировать за собой на тросе катер, начиненный взрывчаткой. Еще одним вариантом было размещение ракеты V1 на подводных лодках и ее запуск из установленных на палубе водонепроницаемых контейнеров. Однако эти предложения не получили официальной поддержки.

Характеристики Fi 103: силовая установка – 1 х ПуВРД As 014 тягой 350 кгс, размах крыла – 5,33 м, длина фюзеляжа – 6,65 м, длина ракеты – 7,73 м, максимальный диаметр фюзеляжа – 0,825 м, взлетный вес – 2160 кг, вес боеголовки – 850 кг, скорость – 645 км/ч, дальность – 260 км.

FK-RB

Филиал фирмы «Рейнметалл-Борзиг» в Дюссельдорфе разработал в мае 1940 г. проект планирующей бомбы FK-RB, которая являлась прообразом крылатой ракеты. В качестве боеголовки использовалась стандартная 250-кг бомба, в качестве силовой установки применялся поршневой двигатель весом 399 кг и мощностью 325 л. с. Двигатель приводил во вращение толкающий винт, расположенный в хвостовом кольце. Расчетный расход топлива составлял 51 кг на расстоянии 500 км.

Большой вес силовой установки стал причиной разработки второго варианта ракеты,

оснащенной прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Внутри хвостового кольца размещалась кольцевая камера сгорания, которая весила только 85 кг, тем не менее на 500-км дистанции такая силовая установка расходовала 152 кг топлива. Ракета имела длину 4,15 м, диаметр хвостового кольца составлял 1,6 м. Сброс ракеты должен был происходить на большой высоте, после участка планирования и достижения небольшой высоты должен был включиться двигатель. При этом в горизонтальный участок траектории полета FK-RB должна была войти со скоростью 792 км/ч, расчетное время прохождения маршрута длиной 500 км составляло примерно 38 минут. Управление бомбой должно было происходить по радио.

Enzian

В ноябре 1941 г. на фирме «Мессершмитт» доктор Липпиш разработал проект зенитной ракеты FG 10, которая представляла собой маленькую копию его истребителя Me 163. Систему радиоуправления для ракеты должна была разрабатывать фирма Siemens. Однако после ухода Липпиша от Мессершмитта работы по проекту были прекращены.

В июне 1943 г. работы над ракетой возобновились под руководством доктора Вюрстера. Изделие получило новое обозначение FR (Flak Rakete), до конца года были разработаны следующие варианты:

- FR 1 (июнь) – со стреловидным крылом и двумя киями в хвостовой части корпуса;
 - FR 2 (август) – как и FR 1, но без нижнего кия;
- FR 3 (сентябрь) – улучшенный FR 1 с модифицированными крылом и хвостовой частью;
 - FR 3a (сентябрь) – как и FR 3, но с упрощенным корпусом;
 - FR 3b (октябрь) – как и FR 3a, но с увеличенным размахом крыла;
 - FR 4 (октябрь) – как и FR 3, но с двумя киями;
- FR 5 (ноябрь) – как и FR 3, но с цилиндрическим корпусом и двигателем RI-203;
- FR 6 (ноябрь) – модифицированный FR 3b с двигателем HWK 739.

В январе 1944 г. проект получил обозначение Enzian. Работы по «Энциану» развернули в филиале фирмы «Мессершмитт» в Обераммергау. Первые четыре варианта ракеты являлись экспериментальными:

- Enzian E-1 (февраль) – представлял собой FR 5, но с небольшими изменениями в расположении некоторых компонентов и увеличенными киями, несколько штук было испытано в полете;
- Enzian E-2 (март) – представлял собой FR 6, но с корпусом, полностью построенным из древесины, прямоугольными топливными баками вместо сферических, а также с устройствами в хвосте для трассеров, приемников системы управления или катушек с проводами, Enzian E-2 никогда не строился;
- Enzian E-3A (июнь) – как и E-2, но со сферическими топливными баками и без устройств управления в хвосте;
- Enzian E-3B (январь 1945) – как и E-3A, но разработанный под двигатель Конрада Zg 613A-01, который отличался от двигателя Вальтера использованием вместо турбонасоса сжатого воздуха для подачи топлива в двигатель.

Летные испытания опытных образцов начались в августе 1944 г. и закончились в январе 1945 г., всего испытано 38 ракет, 16 из которых использовали радиоуправление в полете. На основании результатов испытаний был разработан предсерийный образец Enzian E-4.

Фактически это был вариант E-3B, но с увеличенным корпусом и увеличенным размахом крыла. В качестве конструкционного материала использовалась древесина, за исключением стальной оболочки боеголовки ракеты, имевшей толщину 20 мм. Производство варианта E-4 запланировали на фирме Suddeutschen Holzbau в Зонтхофене.

Запуск ракеты осуществлялся с наземной пусковой установки длиной 6,8 м с помощью четырех стартовых ускорителей Schmidding 553 тягой по 1750 кгс (два ускорителя над крылом и два под крылом). Время работы ускорителей составляло 4 секунды, после чего ускорители сбрасывались, а в работу вступал основной двигатель, который поднимал ракету

до высоты 15 000 м. Продолжительность работы двигателя составляла 72 секунды, при этом тяга двигателя изменялась от 2000 кгс до 1000 кгс.

Управление ракетой осуществлялось следующим образом. Запущенная с земли или с самолета-носителя ракета E-4 наводилась на цель по радио с помощью системы Kogge разработки фирмы «Телефункен» или системы Kehl-Strassburg совместной разработки фирм «Телефункен» и «Штассфурт рундфунк». При приближении к цели на определенное расстояние происходил захват цели системой самонаведения. В качестве этой системы рассматривались инфракрасная система Madrid или акустическая система фирмы «Телефункен».

Разрабатывались три типа боеголовки весом 500 кг для E-4. Первый тип представлял собой металлический контейнер, начиненный снарядами калибра 20–30 мм. Второй тип содержал 550 маленьких пороховых ракет. Третий тип предполагал использование обычного заряда взрывчатого вещества.

Всего до конца войны построили 60 ракет Enzian E-4. Проект прекращен официально 17 января 1945 г., когда вышел приказ остановить работу над многими проектами, чтобы сконцентрировать все усилия на одном или двух отобранных проектах. Однако работа фактически продолжалась, так как несколько заинтересованных сторон, в том числе профессор Мессершмитт, пробовали отменить приказ. В феврале были разработаны еще два варианта «Энциана». Enzian E-5 предназначался для сверхзвукового полета, он имел четыре аэродинамические плоскости большой стреловидности и упрощенный корпус.

Использовался улучшенный двигатель Конрада, он работал в течение 56 секунд на компонентах SV-Stoff и Br-Stoff, его тяга изменялась от начального значения 2180 кгс до конечного значения 1800 кгс. Enzian E-6 с упрощенной проводной системой наведения предлагался для использования в качестве противотанковой ракеты. Однако попытка отменить приказ потерпела неудачу, и проект был окончательно прекращен в середине марта 1945 г.

Характеристики Enzian E-4: силовая установка – 1 х ЖРД Конрада тягой 2180 кгс, размах крыла – 4,0 м и его площадь – 5,0 м², длина – 4,0 м, максимальный диаметр фюзеляжа – 0,88 м, стартовый вес – 1800 кг, вес боевого заряда – 500 кг, максимальная скорость – 300 м/с, практический потолок – 15 000 м, дальность – 25 км.

Hecht

В июле 1939 г. RLM выдало LFA контракт на разработку планирующих бомб. Через год был готов проект бомбы с трапециевидным крылом, два опытных образца длиной 1,65 м были испытаны в полете. Следующий вариант бомбы получил обозначение Hecht («Щука») K-1750, в октябре 1941 г. на фирме «Рейнметалл-Борзиг» изготовили несколько опытных образцов бомбы этого варианта.

Затем последовал Hecht K-2010 с увеличенной до 2,01 м длиной. Размах крыла остался таким же, как и у предыдущего варианта, но несколько увеличились размеры хвостового оперения. В конце 1942 г. LFA представил еще один проект бомбы под обозначением Doppelrumpf-GB с ракетным двигателем тягой 2000 кгс (продолжительность горения 6 секунд). Эта 900-кг бомба должна была состоять из двух соединенных боками корпусов диаметром по 0,45 м, размах крыла составлял 2,0 м. Так как в это время в производстве уже находились ракеты Hs 293, то проекты бомб Hecht отложили, чтобы использовать их позднее для разработки ракеты Hecht K-2700, ставшей предшественницей зенитных ракет Feuerlilie F25 и F55.

Характеристики Hecht K-1750: размах крыла – 0,588 м, длина – 1,75 м, максимальный диаметр корпуса – 0,177 м.

Hs 117

Разработка зенитной ракеты Hs 117 Schmetterling началась в 1943 г. под руководством инженера Хенрици, весной следующего года ракета была готова. Она напоминала маленький самолет длиной 4,29 м с ракетным двигателем в хвостовой части и двумя ускорителями,

установленными сверху и снизу его фюзеляжа. Ракета имела раздвоенную носовую часть, в правой (короткой) части располагалась ветрянка генератора. После старта твердотопливные ускорители сбрасывались, а полет продолжался с помощью ЖРД HWK 729 тягой 375 кгс. Старт ракеты осуществлялся с наклонного лафета. Дальность полета составляла около 32 км, ракета могла использоваться против целей на высотах до 10 000 м. Нацеливание осуществлялось визуально, управляющие сигналы передавались по радио. С мая по ноябрь 1944 г. произвели 21 пуск, при этом достигались высоты до 11 000 м. Проводились также эксперименты с запуском ракеты с самолета и с использованием радара для управления.

В 1944 г. RLM и комиссия по противодействию массированным бомбардировкам союзников потребовали ускорить разработку ракеты класса «воздух – воздух», способной нести заряд взрывчатого вещества весом 40 кг. В соответствии с этими требованиями фирма «Хеншель» предложила переделать зенитную ракету Hs 117 в авиационную ракету. Уже в мае 1944 г. приступили к испытаниям опытного образца под обозначением Hs 117H Schmetterling, сначала без двигателя, а затем с ЖРД BMW 558, всего испытано 28 опытных ракет. Управление ракетой Hs 117H должно было осуществляться по радио, но предусматривалась также возможность управления по проводам, как у Hs 293B. Первую серийную ракету поставили в январе 1945 г., в это же время доктор Вагнер и инженер Хенрици закончили проект улучшенного варианта ракеты под обозначением Hs 117V. Однако 6 февраля 1945 г. главный уполномоченный по «оружию возмездия» обергруппенфюрер СС Каммлер зачислил проект Hs 117H в группу оружия, разработку которого необходимо прекратить.

Характеристики Hs 117H: силовая установка – 1 х ЖРД BMW 558 тягой 380 кгс, размах крыла – 2,0 м, длина – 3,69 м, максимальный диаметр фюзеляжа – 0,35 м, стартовый вес – 260 кг, вес боевого заряда – 40 кг, максимальная скорость – 250 м/с, вес SV-Stoff – 58,6 кг, вес R-Stoff – 12,4 кг, тяга двигателя – 380 кг, время работы двигателя – 57 с.

Hs 293

В 1939 г. фирма Gustav Schwartz Propellerwerke разработала проект планирующей бомбы, управлявшейся посредством автопилота. Такой способ управления требовал проводить бомбометание с больших высот, чтобы обеспечить бомбе достаточную дальность полета, а самолету находиться вне зоны действия зенитной артиллерии противника. Потом было решено использовать двигатель, превратив бомбу в ракету, чтобы дать возможность осуществлять атаки с малой высоты и на большом удалении от противника, в начале 1940 г. к работам подключили фирму «Хеншель».

Под руководством доктора Вагнера была разработана противокорабельная управляемая ракета Hs 293A. Силовая установка, которая состояла из ЖРД HWK 507, размещалась в отдельной гондоле, подвешенной под корпусом ракеты. ЖРД фирмы «Вальтер» работал на топливе Z-stoff (водный раствор марганцовокислого натрия или марганцовокислого кальция) и окислителе T-stoff (концентрированная перекись водорода). Двигатель ракеты мог обеспечивать тягу 600 кг в течение десяти секунд. На хвосте ракеты устанавливался маячок-вспышка, позволявший оператору отслеживать полет ракеты на большом расстоянии и в условиях плохой видимости.

Боеголовка, располагавшаяся в передней части корпуса, представляла собой стандартную 500-кг бомбу SC 500. Так как эта бомба не являлась бронебойной, то ракета Hs 293A предназначалась для атак торговых и других небронированных судов. Длина корпуса ракеты составляла 3,82 м, полный вес составлял 1045 кг. Управление ракетой Hs 293A осуществлялось с помощью системы Kehl-Strassburg. Приемное устройство ракеты предварительно настраивалось на одну из 18 имевшихся частот в полосе 48–49,7 МГц, что позволяло 18 бомбардировщикам одновременно запускать по одной ракете и управлять своей ракетой, не создавая помех друг другу.

Помимо варианта Hs 293A были разработаны еще несколько модификаций ракеты, в том числе:

– Hs 293B – с проводной системой управления (катушки с проводами находились на

крыле), предназначенная для использования в случае осуществления противником радиопомех, серийно не строилась;

- Hs 293C – с отделяемой боеголовкой в форме конуса, которая могла плыть под водой как торпеда, построено всего лишь несколько штук;

- Hs 293D – с телевизионной системой управления, использующей радио– или проводную связь, приблизительно 20 ракет Hs 293D были построены в 1942 г. и испытаны в полете, но телевизионный механизм оказался ненадежным, и работы по проекту прекратили;

- Hs 293E – экспериментальная модель для отработки различных вариантов аэродинамических поверхностей управления;

- Hs 293F – проект ракеты-бесхвостки, не получивший дальнейшего развития;

- Hs 293H (Pulkzerstorer-Rakete) – вариант ракеты с акустической или магнитной системой наведения, предназначенной для разрушения строя союзных бомбардировщиков.

В боевых условиях применялся только вариант Hs 293A, в качестве самолета-носителя сначала приспособили Do 217, а затем He 111, He 177 и Fw 200. При выполнении боевого задания самолет нес две ракеты Hs 293A, по одной под каждой консолью крыла. Для предотвращения замерзания на больших высотах и выхода из строя системы управления была предусмотрена подача в ракету теплого воздуха от двигателей самолета. После обнаружения цели бомбардировщик заходил на нее так, чтобы цель оказалась правее его курса на 30–60°. В момент пуска ракеты требовалось, чтобы самолет летел строго горизонтально со скоростью 334 км/ч (для He 111) или 400 км/ч (для He 177 или Do 217). Двигатель ракеты включался сразу же после ее сброса. После того как расстояние между ракетой и самолетом достигало 90 м (10 секунд полетного времени), двигатель ракеты выходил на максимальную тягу. Бомбардировщик плавным разворотом уходил в сторону, а затем продолжал лететь параллельным курсом по отношению к ракете. Оператор визуально наблюдал за ракетой по трассерам в ее хвостовой части и управлял ракетой, используя небольшой пульт с ручкой управления. Нормальное поле зрения оператора составляло приблизительно 110° направо. Полетное время ракеты не превышало 100 секунд.

Впервые Hs 293A применили 25 августа 1943 г., когда 18 самолетов Do 217E-5 из II/KG 100 атаковали эсминцы союзников в Бискайском заливе. А 27 августа 1943 г. ракетой Hs 293A был потоплен английский сторожевой корабль «Эгрет». Самолеты He 177 A-5 из состава II/KG 40 совершили множество рейдов в октябре и ноябре против союзнических конвоев в Средиземном море, используя Hs 293A для атак кораблей эскорта с тем, чтобы идущие следом торпедоносцы Ju 88 могли беспрепятственно атаковать пассажирские и грузовые суда. В результате этих атак было потоплено пять эсминцев и один крейсер Valiant, а также повреждено несколько транспортников. В Атлантике против союзных конвоев применяли ракеты Hs 293A самолеты He 177 A-5 и Fw 200C-4 из состава III/KG 40, потопив при этом эсминец Jervis и несколько торговых судов.

Однако воздушное превосходство союзной авиации все возрастало, и, когда союзники высадились в Анцио в январе 1944 г., немецкие бомбардировщики столкнулись с жестоким противодействием со стороны союзных истребителей и стали нести большие потери, хотя и сумели потопить английский крейсер «Спартан». Основным недостатком применения Hs 293A заключался в том, что бомбардировщику при таком методе наведения ракеты невозможно было уклониться от огня зениток.

Союзники через некоторое время начали применять электронные меры противодействия работе системе управления Kehl-Strassburg. Одной из таких мер был широкополосный передатчик, который просто забивал сигналы управления радишумом. Другая система была более тонкая – spoofing bomb («обманная бомба»), которая посылала ложные сигналы на приемник аппаратуры управления ракетой, что приводило к заклиниванию управляющих поверхностей ракеты в крайних положениях. Это вызывало пикирование ракеты или ее движение по спирали. Новые методы борьбы с немецкими ракетами союзники успешно применили в июне 1944 г., когда самолеты люфтваффе попытались атаковать союзнический флот во время высадки в Нормандии – часть

запущенных ракет была выведена из строя с помощью постановки радиопомех.

После того как появился первый опыт применения Hs 293A, в 1943 г. было построено небольшое количество разрушителей строя Hs 293H с двигателем «Шмиддинг»-543. Метод применения ракеты был относительно прост: Hs 293H должна была сбрасываться с самолета-носителя с превышением от 600 до 2000 м над строем союзнических бомбардировщиков. Ракета оснащалась системой наведения, которая должна была наводить ее на цель с точностью до 50 м. По плану разрабатывались следующие варианты ракеты: Hs 293H-1 – опытные образцы, Hs 293H-2 – улучшенный вариант, Hs 293H-3 – с акустической системой наведения Marder, Hs 293H-4 – с акустической системой наведения Kakadu, Hs 293H-5 – с телевизионной системой наведения, Hs 293H-6 – с барометрической системой наведения, Hs 293H-7 – с инфракрасной системой наведения, Hs 293H-1a – серийные образцы. Однако войсковые испытания проходили ракеты Hs 293H с уже отработанной системой радионаведения. Всего за время войны было построено более 2300 ракет Hs 293.

Характеристики Hs 293A: силовая установка – 1 х ЖРД HWK 507B тягой 600 кгс, размах крыла – 3,1 м и его площадь – 2,4 м², длина – 3,82 м, максимальный диаметр фюзеляжа – 0,47 м, полетный вес – 1045 кг, вес боевого заряда – 500 кг, максимальная скорость – 260 м/с, минимальный радиус разворота – 800 м.

Hs 294

Как правило, поврежденные корабли противника после удара ракетами Hs 293 в борт выше ватерлинии оставались на плаву, и их удавалось отбуксировать в порт для ремонта. Поэтому для усиления повреждающего при ударе эффекта была в 1941 г. разработана ракета Hs 294, которая конечный участок своей траектории проходила под водой и поражала цель ниже ватерлинии.

Hs 294 была подобна Hs 293C, но имела боеголовку меньшего диаметра и два ЖРД HWK 507D тягой по 1300 кгс (время работы 10 секунд). Ракета, запущенная с самолета-носителя, должна была входить в воду за 300–400 м до цели, причем при входе в воду аэродинамические поверхности сбрасывались. Превратившийся в торпеду корпус ракеты двигался к цели под водой со скоростью 230 км/ч. Первый пуск прототипа состоялся в 1941 г., в качестве самолетов-носителей использовались He 177 и Ju 290. Однако от самолета Ju 290, не обладавшего необходимой для пуска ракет скоростью, пришлось отказаться. Предполагалось использовать в качестве носителя реактивный бомбардировщик Ar 234C, для него разрабатывался буксируемый вариант Hs 294.

Более поздние варианты прототипов Hs 294 в опытном порядке оснащались ракетным двигателем Schmidding 573. Длина таких образцов была увеличена до 7 м, а диаметр корпуса уменьшен до 0,535 м, такие образцы получили обозначение GT 1200A (GT – планирующая торпеда). Последующая модификация получила обозначение GT 1200B, она имела длину 7,35 м и оснащалась акустической системой наведения. Всего было построено: 20 прототипов Hs 294V1, 45 прототипов Hs 294V2, около 80 ракет Hs 294A-0 и 20 экземпляров Hs 294D с телевизионным управлением.

Характеристики Hs 294A-0: силовая установка – 2 х ЖРД HWK 507D тягой по 1300 кгс, размах крыла – 4,03 м и его площадь – 5,3 м², длина – 6,11 м, максимальный диаметр фюзеляжа – 0,62 м, полетный вес – 2170 кг, вес боевого заряда – 630 кг, максимальная скорость – 245 м/с.

Hs 295/Hs 296

В начале 1942 г. велись также работы над ракетами Hs 295 и Hs 296 с боеголовками весом соответственно 1000 кг и 1400 кг. Обе ракеты имели в качестве силовой установки по два двигателя HWK 507D. Наведение Hs 295 осуществлялось у первых образцов по радио, а у последующих – по проводам. Несколько образцов под обозначением Hs 295D испытывались с телевизионным управлением. Hs 296 представлял собой модификацию ракеты Hs 293H, выполненную под руководством доктора Ромбуша из Физического научно-исследовательского института в Дрессенфельде. Ракеты обоих вариантов построены в небольших количествах, серийно не выпускались и в боевых действиях не использовались.

Характеристики Hs 295: силовая установка – 2 х ЖРД HWK 507D тягой по 1300 кгс, размах крыла – 4,09 м и его площадь – 5,4 м², длина – 5,44 м, максимальный диаметр фюзеляжа – 0,55 м, полетный вес – 2090 кг, вес боевого заряда – 585 кг, максимальная скорость – 235 м/с.

Hs 298

Первый образец ракеты Hs 298 разрабатывался в 1941 г. под руководством доктора Вагнера, однако RLM в то время проектом не заинтересовалось. И только в 1943 г. начались срочные работы по этой ракете под руководством инженера Хески.

Ракета была выполнена по нормальной самолетной схеме с разнесенным хвостовым оперением. В качестве силовой установки применялся двухкамерный твердотопливный двигатель SG 32 фирмы Schmidding, который позднее получил обозначение Schmidding 543. На начальном участке полета ракеты в течение 5 секунд работала первая камера, создавая тягу 150 кгс, после этого в работу вступала вторая, создававшая в течение 20 секунд тягу 50 кгс. На конце нижней штанги ракеты располагалась ветрянка электрогенератора. Двигатель располагался в нижней части корпуса, реактивное сопло его было повернуто вниз под углом 30°, чтобы вектор тяги проходил через центр тяжести ракеты. В верхней части корпуса размещалась аппаратура системы дистанционного управления FuG 232 Colmar, принимавшая сигналы от радиопередатчика Kehl с самолета-носителя. Пуск ракеты производился на расстоянии 1,5–2 км от цели на скорости около 500 км/ч.

Ракета на конечном участке траектории наводилась на цель с помощью акустической системы Kakadu с точностью до 10 м. Однако на работоспособности Kakadu часто сказывалась вибрация из-за работы двигателя. Поэтому рассматривались и другие варианты систем: Max, Maximilian, Kugelblitz, Madrid и Hamburg.

Первую партию ракет запустили в производство в марте 1944 г., ими предполагалось оснастить самолеты Fw 190, Do 217, Ju 88G-1 и Ju 388. Однако первый пуск ракеты Hs 298V1 состоялся только 22 декабря 1944 г., дальнейшие испытания показали, что из трех пусков ракет с самолета только один бывал успешным. Поэтому в дальнейшем предусмотрели переход на систему управления Kehl/StraBburg (FuG 203/FuG 230), а в перспективе и на систему Kogge (FuG 512/FuG 530). Однако испытания проходили неудачно, поэтому 6 февраля 1945 г. производство Hs 298 было прекращено.

Надо сказать, что в сентябре фирма «Хеншель» предложила более мощный образец ракеты, прототипом которой был Hs 298V2. Ракет этого типа построили примерно 135 штук, из них 100 штук в почти готовом состоянии были разрушены немцами на заводе в Вансдорфе незадолго до захвата его советскими войсками. Общее количество построенных Hs 298 составило около 400 экземпляров.

Характеристики Hs 298V1: силовая установка – 1 х РДТТ Schmidding 543 тягой 150 кгс, размах крыла – 1,29 м и его площадь – 0,42 м², длина – 2,0 м, ширина корпуса – 0,205 м, высота корпуса – 0,42 м, полетный вес – 95 кг, вес боевого заряда – 25 кг, максимальная скорость – 842 км/ч, дальность – 1,6 км.

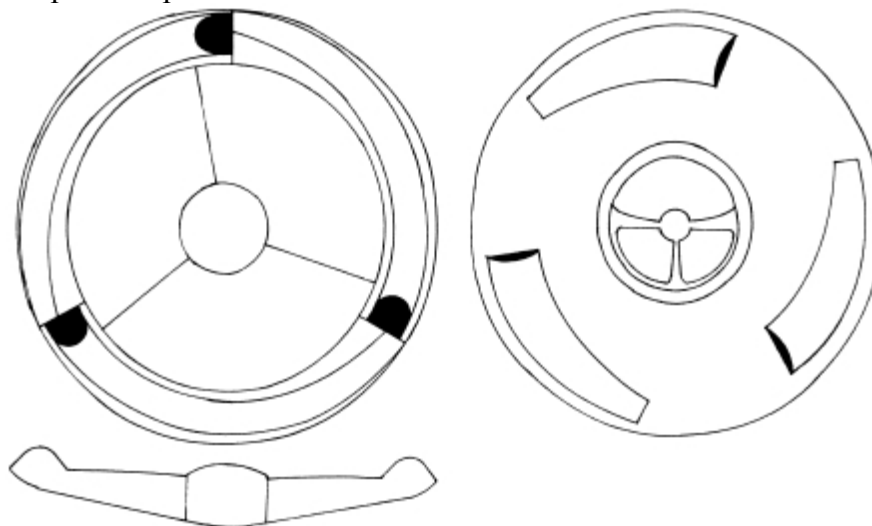
Диски Беллуццо

О существовании у немцев во время войны так называемых «фу-файтеров», как их прозвали американские пилоты, небольших светящихся летательных аппаратов круглой или дискообразной формы, стало известно в 90-х гг. XX в., когда начали рассекречиваться американские и английские военные архивы. Оказывается, ВВС США еще в конце войны в отчете «Оценка немецких способностей в 1945 г.» обсуждали немецкие устройства, называвшиеся американской разведкой Phoo Bomb. Они описывались как «радиоуправляемое, реактивное, ближней дальности, таранящее оружие для использования против формирований бомбардировщиков». В «Сообщении 156» объединенной англо-американской разведки CIOS (Combined Intelligence Objectives Sub-Committee) говорилось о том, что в FFO (Flugfunk Forschungsanstalt Oberpfaffenhoffen) ведется работа по созданию СВЧ-аппаратуры для противодействия радарам союзных бомбардировщиков.

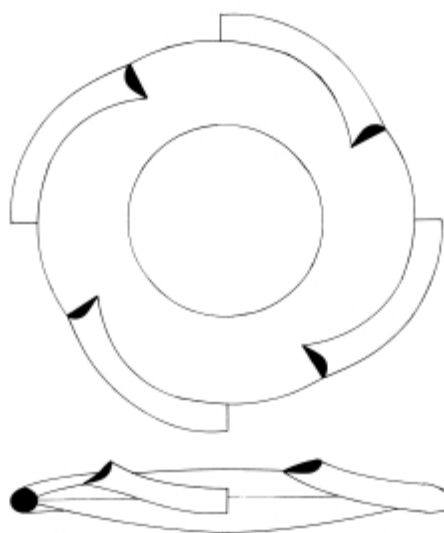
Центр разработки «фу-файтеров» находился в Австрии, в районе Винер-Нойштадта. В

этих работах были задействованы такие предприятия, как Wiener-Neustaedter Flugzeugwerke GmbH, Flugzeugbau der Hitenberger Patronenfabrik, Flughafenbetriebsgesellschaft Wiener-Neustadtand, Wiener Neustaedter Lokomotiv-Fabrik (филиал фирмы «Хеншель») и, возможно, Luftfahrtforschungsanstalt-Wien, возглавлявшийся А. Липпишем.

Заметим, что с 1944 г. по приказу Гитлера все работы по созданию немецкого «чудо-оружия» передали СС, ими занимался технический отдел SS-E-IV (Entwicklungsstelle 4), ответственным за создание новых видов оружия был назначен группенфюрер СС Ганс Каммлер. Вот этот отдел и отвечал за разработку летательных аппаратов, довольно экзотических на первый взгляд, оснащенных двигателями, работавшими на альтернативных источниках энергии. В условиях катастрофической нехватки энергоресурсов немцы стали первыми использовать такие топлива, как спирт, водород, угольная пыль, прессованный уголь, перекись водорода и др.



Диск Дж. Беллуццо



Диск Дж. Беллуццо (вариант)

Один из таких экзотических аппаратов разрабатывал итальянский ученый Джузеппе Беллуццо, который был крупным специалистом в области двигателестроения, свою первую паровую турбину он построил еще в 1907 г., а позднее усовершенствовал ее для установки на крейсерах и линкорах. С 1942 г. сначала в Италии, а после выхода Италии из войны в

Германии Дж. Беллуццо в обстановке строжайшей секретности работал над совершенствованием конструкции изобретенного им беспилотного диска Turboproiectti (Turbina Proiettile – «турбоснаряд»), в основу которого была положена конструкция

дискового аппарата с установленными по периметру небольшими ПВРД. Предназначалось такое оружие для двух целей: нанесение ударов по далеко отстоящим наземным целям (аналог дальней артиллерии) и борьба с бомбардировщиками союзников (аналог зенитной артиллерии). И в том и в другом случае в центре диска располагался отсек с боезарядом, аппаратурой и топливный бак, в качестве двигателей использовались прямоточные воздушно-реактивные двигатели.

Запуск диска осуществлялся с наземной пусковой установки следующим образом. Диск раскручивался вокруг своей оси при помощи специального пускового устройства или при помощи сбрасываемых стартовых ускорителей, после достижения определенного числа оборотов включались ПВРД диска. Результирующая подъемная сила создавалась как за счет тяги двигателей, направленной вниз, так и за счет дополнительной подъемной силы, возникавшей при отсосе двигателями пограничного слоя с верхней поверхности диска. Реактивные струи двигателей вращающегося в полете диска создавали иллюзию быстро бегущих по кромке диска и переливающихся огней. Топливо в полете подавалось в двигатели из топливного бака за счет действия центробежных сил. В первом варианте боевого применения после выработки топлива диск падал на землю и взрывался, то есть представлял собой аналог дальней артиллерии. По утверждению Дж. Беллуццо, немцы предполагали к 1950 г. создать аналогичный диск диаметром 10 м, способный нести атомную бомбу.

Во втором варианте взрыв диска происходил при приближении к строю бомбардировщиков, то есть диск работал в качестве воздушной мины (Flakmine).

Существовал и еще один способ применения воздушных мин путем сбрасывания их с самолета-носителя на высоте 8–10 км, непосредственно над строем бомбардировщиков противника. В случае если у дисковой мины не состоялось столкновение с вражеским бомбардировщиком, то на высоте 1 км она автоматически взрывалась.

Именно над этой модификацией Turboproietti Беллуццо работал в 1945 г. на подземном комплексе фирмы «Фиат» вблизи озера Гарда в Северной Италии. Работы велись под эгидой СС, существует предположение, что этот аппарат в эсэсовской документации назывался Schildkrote («Черепаха»).

Feuerball

В конце осени 1944 г. по заказу технического отдела СС (SS-E-IV) на фирме WNF был разработан беспилотный дисковый аппарат Feuerball («Огненный мяч»), аналог дисков Дж. Беллуццо.

В работах по созданию этого оружия, способного влиять на работу систем зажигания самолетных двигателей в полете путем создания мощных электромагнитных полей, участвовали также секретный филиал фирмы «Мессершмитт» в Обераммергау (Бавария), институт OBF (Oberbayerische Forschungsanstalt) и институт авиационной электроники FFO (Flugfunk Forschungsanstalt Oberpfaffenhoffen).

Самые первые варианты Feuerball представляли собой серебристого цвета диски с двигателем, реактивные сопла которого располагались по окружности диска, эти аппараты запускались с катапульт в направлении строя союзных бомбардировщиков. Опытные образцы, еще не оснащенные аппаратурой для создания мощного электромагнитного воздействия на самолеты, использовались в качестве психологического оружия, чтобы проверить реакцию экипажей союзнических бомбардировщиков на необычные летательные аппараты, которые могли непредсказуемо маневрировать.

Первоначально предполагалось в качестве силовой установки применять двигатель Dampfstrahl Antrieb («Паровой реактивный двигатель») на основе турбины Х. Вальтера. Турбина Вальтера применялась в различных вариантах на подводных лодках кригсмарине V60, V80, тип XVII, тип XVIII и тип XXVI, а также в качестве двигателя торпед G7u, G7r и G7t.

Она использовала тепловую энергию, полученную при разложении высококонцентрированной перекиси водорода в присутствии катализатора в газогенераторе.

В результате получался газ с температурой 600–700 °С, состоящий из водяного пара и кислорода, который подавался в турбину. Турбина приводила во вращение электрогенератор,

вырабатывавший ток для питания аппаратуры летательного аппарата. Газ, отработавший в турбине, поступал в камеру сгорания, где он сжигался вместе с подведенным топливом, например метанолом. Высокотемпературные продукты сгорания выбрасывались через реактивное сопло (цилиндрическое или кольцевое), создавая тягу. В другом конструктивном варианте силовой установки камера сгорания устанавливалась перед турбиной, в ней сжигалась солярка. Самые большие трудности, однако, возникли с изготовлением и хранением пергидроля, который бурно реагировал с любой примесью. Для хранения пергидроля, который стоил дороже солярки примерно в восемь раз, после разнообразных испытаний был подобран нейтральный по отношению к нему материал – синтетический каучук. Dampfstrahl Antrieb предполагали применить на некоторых вариантах аппарата Feuerball, однако перебои в поставках пергидроля заставили отказаться от установки этого типа и заменить ее другой силовой установкой, предположительно на основе турбины Николы Теслы.

Эта турбина представляла собой сидящий на одном валу набор дисков, по окружности которых располагалась кольцевая камера сгорания. Турбина первоначально раскручивалась при помощи стартера, а топливо по каналам внутри вала турбины подавалось во внутренние полости дисков. Под действием центробежных сил оно отбрасывалось к периферии дисков, где по окружности располагались форсунки, на выходе из них топливо распылялось на мелкодисперсные частицы и в виде тумана поступало в камеру сгорания. Там распыленная смесь перемешивалась с воздухом, поступающим через входное устройство, которое автоматически закрывалось при взрыве топливной смеси, при этом прекращалась подача топлива за счет повышения давления в камере сгорания. Продукты сгорания топлива выбрасывались через реактивное сопло в нижней части аппарата, создавая тем самым вертикальную тягу, после чего в камеру сгорания снова поступало топливо и открывалось входное устройство, подавая воздух для следующего поджига смеси. Далее процесс становился циклически повторяющимся, фактически эта силовая установка представляла собой так называемый турбопульсирующий ВРД. После выхода турбины на заданный режим стартер отключался, а вращение турбины, выполнявшей одновременно функцию центробежного топливного насоса, продолжалось в режиме самоподдерживания (наподобие вращения балерины на одной ноге с помощью периодического распрямления и сгибания в колене другой ноги). В некоторых вариантах исполнения турбина вращала воздушный винт, установленный сверху над аппаратом. Это стабилизировало движение аппарата по курсу, а кроме того, воздушный поток, отбрасываемый винтом вниз, обтекал верхнюю крышку аппарата, тем самым увеличивая подъемную силу.

Первое поколение боевых аппаратов Feuerball было оборудовано СВЧ-излучателями, работавшими на частоте самолетных радаров союзников, что делало их невидимыми на экранах радаров и позволяло им приблизиться к строю бомбардировщиков. Более совершенные версии Feuerball сжигали вокруг себя распыленную топливную смесь с добавками (мирол, ацетилен, виниловые эфиры, алюминиевый порошок и пр.), ионизируя воздух около аппарата. Любой двигатель внутреннего сгорания, попадавший в ионизированную область, прекращал свою работу из-за сбоя в системе зажигания, а также из-за попадания распыленных в воздухе твердых частиц-добавок в смазку трущихся узлов двигателя. Летчики союзников, наблюдавшие эти охваченные ореолом пламени аппараты, и прозвали их «фу-файтерами». В результате контакта с «фу-файтерами» радар бомбардировщика прекращал функционировать, а пилоты с трудом пытались удержать самолет на заданном курсе, поскольку системы зажигания двигателей отказывали одна за другой.

Когда советские войска продвинулись в Австрию, производство аппаратов Feuerball было переведено из Винер-Нойштадта в подземное предприятие фирмы Zeppelin Werke в Шварцвальде. Однако до своей капитуляции немцы успели передать несколько аппаратов Feuerball в Японию. «Фу-файтеры» возобновили в августе 1945 г. нападения на американские бомбардировщики В-29, совершавшие массированные налеты на Японские острова,

последнее нападение зафиксировано 28 августа 1945 г.

Kugelblitz

В 1943 г. на Zeppelin Werke началась разработка более совершенной модели аппарата, чем Feuerball фирмы WNF. Аппарат весом 2000 кг, получивший обозначение Kugelblitz («Шаровая молния»), иногда еще встречается обозначение Flakmine V7 («Воздушная мина»), имел корпус высотой 2,5 м, в котором находилось топливо, взрывчатое вещество (от 250 до 500 кг) и система распыления. Вокруг корпуса вращался несущий ротор диаметром 7 м с четырьмя ПВРД на концах лопастей.

Запуск аппарата осуществлялся с пусковой платформы. Ротор первоначально раскручивался с помощью стартера, после достижения окружной скорости 200 м/с в работу вступали ПВРД, лопасти устанавливались на угол $+3^\circ$, и аппарат взлетал в воздух. При достижении формирований союзнических бомбардировщиков Flakmine создавал вокруг себя электростатическое поле и распылял взрывчатое вещество, после чего осуществлялся его подрыв. В системе управления аппаратом применялось телевизионное управление на основном участке наведения, на конечном участке аппарат наводился на цель с помощью инфракрасного датчика.

Первые атаки аппаратов Kugelblitz состоялись в самом конце войны. По крайней мере одна группа союзнических бомбардировщиков была уничтожена с помощью этого оружия вблизи озера Гарда в Италии. Разведки союзников тут же сообщили об «использовании немцами воздушно-зажигательных бомб против формирований бомбардировщиков». Еще до вступления советских войск на территорию Австрии производственные мощности Zeppelin

Werke были эвакуированы в Шварцвальд. В апреле 1945 г. по приказу из Берлина специальные команды СС разрушили все оставшиеся аппараты, однако после окончания войны несколько аппаратов были обнаружены англичанами.

Kugelwaffen

В 1942 г. на AEG (Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft) началась разработка аппарата Kugelwaffen («Шаровое оружие»), аналогичного по конструкции аппарату Kugelblitz. Работа была выполнена группой физиков во главе с доктором Рихардом Крамером. Первые версии Kugelwaffen были проверены в 1942 г., несколько образцов испытывались в Японии.

В 1943 г. Kugelwaffen испытывались в Средиземноморье, они наблюдались с бомбардировщиков В-17. Никаких сообщений о враждебных действиях аппаратов не поступало, это означало, что они все еще были на стадии испытаний. Но как только союзники высадились в Нормандии, первые нападения аппаратов были зафиксированы в небе над Францией. Эти модификации аппаратов несли аппаратуру для создания помех самолетным радарам, для повышения эффективности воздействия Kugelwaffen должны были в группах от 3 до 10 штук прорваться как можно ближе к самолету противника.

В первом столкновении формирование из десяти Kugelwaffen приблизилось к истребителю сопровождения Beaufighter, после чего его радар прекратил функционировать.

В следующих стычках этих аппаратов с союзническими бомбардировщиками отказы двигателей были обычным явлением.

Lichtscheiben

Lichtscheiben («Светящийся диск») представлял собой очень редкую разновидность зенитных аппаратов, применявшихся в 1945 г. Среди немногих жителей Германии, наблюдавших их в полете, они носили прозвище Glühscheiben («Пылающий диск»). Эти аппараты обычно применяли женские подразделения зенитной артиллерии люфтваффе (Luftwaffe Flak Helferinnen) с использованием батареи прожекторов. Lichtscheiben представляли собой вертикально запускаемые и начиненные взрывчаткой диски, по конструкции аналогичные аппаратам Feuerball, которые направлялись в ночное время лучами мощных прожекторов на союзные бомбардировщики. Запущенный диск следовал за световым потоком прожектора к цели, управляясь с помощью оптического датчика на нижней части своего корпуса, в то время как другой инфракрасный датчик на верхней части диска разыскивал тепловое излучение от двигателей бомбардировщиков.

Feuersturm

Австрийский ученый доктор Циппермейер, работавший в Лофере в Тироле, занимался исследованиями в области создания в воздухе миниатюрных вихрей типа торнадо, которые должны были катастрофическим образом воздействовать на летящие самолеты. Суть разработанного им способа заключалась в следующем. Снаряд заполнялся мелкодисперсным угольным порошком, внутри которого располагался, в свою очередь, небольшой заряд крупнодисперсного пороха. После инициирования взрыва образовывалось облако из смеси угольной пыли и пороха, движущееся поступательно с вращением вокруг своей оси и напоминавшее собой торнадо небольших размеров. Горящий порошок действовал на угольную пыль в воздухе как воспламенитель, в результате чего происходил объемный взрыв вихревого облака. Конечно, для создания эффекта торнадо необходимо было обеспечить определенное сочетание скорости полета снаряда (несколько сотен метров в секунду), скорости вращения снаряда вокруг своей оси, силы взрыва инициирующего заряда и времени его горения. Для своих экспериментов Циппермейер первоначально использовал миномет большого калибра, так называемый *Turbulenz Kanone* («Турбулентная пушка»), зарытый основанием в землю, позже на его основе было создано орудие, получившее название «Бандура».

Необычные работы доктора Циппермейера с взрывчатыми веществами из угольной пыли привели к созданию в конце 1944 г. Герхардом Фаулкером дискового аппарата под названием *Feuersturm* («Огненная буря»), который имел еще прозвище *Zyclope* («Циклоп»). Фаулкер, ранее работавший в проекте *Flugkreisel*, предложил конструкцию диска диаметром 100 м, у которого угольная пыль использовалась как в качестве топлива для двигательной установки, так и для создания огромного огненного смерча на пути летящих союзных бомбардировщиков путем выбрасывания угольной пыли через сопла во вращающемся внешнем кольце и поджигания ее горелками. *Feuersturm* предполагалось использовать в качестве объектового беспилотного перехватчика, который должен был быстро подняться на высоту приближающегося потока бомбардировщиков и затем создать огромное облако огня на пути бомбардировщиков.

Техническим отделом СС на базе этого аппарата разрабатывалась супербомба, по силе опустошения сравнимая с атомной бомбой. Супербомба, содержащая специальный реактив, жидкий кислород и мелкодисперсную угольную пыль, при взрыве создала бы огненный вихрь, сжигая все живое в радиусе 4,5 км. Решение о создании этой бомбы было принято 9 марта 1945 г., для этой цели в Йонаштале начал строиться комплекс S-3. До окончания войны комплекс так и не был закончен.

Rosch

Австрийский инженер Х. Фистер, который во время войны работал главным инженером венского филиала фирмы *Heinkel Werke*, разрабатывавшего зенитные ракеты, пришел к выводу, что взрывчатка для ракеты фактически не нужна, чтобы разрушить вражеский бомбардировщик. Он разработал *Schneidbrennerprinzip* («Принцип резки горелкой»), согласно которому газы, истекающие из двигателя ракеты, должны были плавить алюминиевые сплавы, используемые в конструкции самолетов.

Для реализации этого принципа Фистер предложил дископодобную ракету *Rosch* (*Rotierende Scheibe* – «Вращающийся диск»). Конструктивно она представляла собой диск диаметром 7,1 м и высотой 0,95 м и походила на *Turboproietti* Беллуццо за исключением того, что вокруг неподвижной центральной части корпуса вращалось внешнее кольцо с закрепленными на нем ПВРД. При запуске ракеты с земли внешнее кольцо раскручивалось с помощью электростартера, установленного в центральной части корпуса диска, после чего вступали в работу ПВРД. Попав внутрь строя союзных бомбардировщиков, аппарат должен был разрезать самолеты реактивными струями своих двигателей подобно циркулярной пиле.

Разработка конструкции *Rosch* началась в ноябре 1944 г. и закончилась к началу февраля следующего года. Система автоматического управления аппаратом была также

подготовлена к производству. Согласно расчетным данным, ракета могла достигать максимальной скорости 3000 км/ч при начальной скороподъемности 233 м/с, практический потолок составлял 30 000 м. Фактически сборка опытного образца началась, но было уже слишком поздно, война закончилась.

3/L

Проект ракеты 3/L с прямоточным воздушно-реактивным двигателем разработан в 1944 г. под руководством доктора А. Липпиша. По форме ракета напоминала его сверхзвуковые истребители-перехватчики Li P.12 и Li P.13. В качестве топлива для двигателя предполагалось использовать угольную пыль, тяга двигателя составляла 700 кгс. Предполагалось оболочку боеголовки и крыло изготовить из пластиковой взрывчатки Nipolit. Проект не реализовывался.

Характеристики 3/L: силовая установка – 1 х ПВРД тягой 700 кгс, длина – 3,0 м, размах крыла – 1,5 м и его площадь – 2,25 м², вес – 250 кг, вес топлива – 105 кг, вес боевого заряда – 100 кг, дальность – 530 км.

TL

Под этим обозначением в 1943 г. разрабатывались проекты тяжелых ракет класса «воздух – воздух» с турбореактивным двигателем. Эти ракеты предназначались для борьбы с армадами союзных бомбардировщиков. В качестве силовой установки рассматривались ТРД Porsche P 005 тягой 600 кгс, BMW P.3302 тягой 550 кгс, BMW P.3307 тягой 500 кгс или HeS 8 (HeS 001) тягой 675 кгс. После появления опытных образцов ракеты Hs 293H все работы по проектам TL были прекращены.

Zitterrochen

Проект ракеты Zitterrochen разработан под руководством профессора Вагнера из фирмы «Хеншель». Крыло ракеты имело малую положительную стреловидность по передней кромке и большую отрицательную стреловидность по задней кромке. По бокам фюзеляжа снизу крепились два ЖРД HWK 507 тягой по 600 кгс. Хвостовое Т-образное оперение устанавливалось снизу корпуса ракеты. В начале 1945 г. проводились продувки моделей в аэродинамических трубах института AVA (Геттинген). Размах крыла – 1,51 м, длина ракеты – 3,47 м, максимальный диаметр корпуса – 0,37 м, максимальная скорость – 1,5 М.

Советский Союз

КР

Решение руководства ГИРД о развертывании работ по КР было принято после прекращения работ по ракетоплану РП-1, общее руководство работами по теме крылатых ракет осуществлял С.П. Королев. Первой советской КР стала «геометрически подобная модель» ракетоплана РП-1, получившая название КР 06, она выполнялась в двух модификациях – 06/1 и 06/2, испытания их проводились в 1934 г. Затем в разработке появились КР 212, 216, 301 (все с ЖРД), 217/1 и 217/2 (обе с пороховым двигателем). Крылатые ракеты 212 и 216 относились к классу «земля – земля», 301 – к классу «воздух – воздух», а 217/1 и 217/2 – к классу «земля – воздух». Создание крылатых ракет велось по тактико-техническому заданию Главного управления ВВС и Управления связи Красной армии.

Крылатая ракета 06/1 оснащалась спирто-кислородным ЖРД 09 с максимальной тягой 50 кгс, вес ракеты составлял 30 кг. Взлет ракеты осуществлялся с горизонтальных направляющих. После взлета траекторию ракеты отслеживало управляющее устройство, которое по заданной временной программе отклоняло рули высоты. Однако летные испытания ракеты в мае 1934 г. выявили неудовлетворительную устойчивость ракет 06/1. Поэтому у следующего варианта крылатой ракеты, 06/III (позже получившей обозначение 216), кроме руля высоты были предусмотрены элероны. Специально для этой ракеты в РНИИ был разработан гироскопический автомат ГПС-2 на две степени свободы.

КР 216 выполнялась по обычной самолетной схеме с высокорасположенным крылом и

оснащалась спирто-кислородным ЖРД 02 (модификация двигателя ОР-2) и автоматом стабилизации ГПС-2. Руль представлял собой плоскость, качающуюся относительно шарнира, на концах плоскости были закреплены два неподвижных кия. Окислитель заливался в трубчатые баки, являвшиеся лонжеронами крыла, горючее заливалось в цилиндрический бак, расположенный в нижней части фюзеляжа. Подача топлива в ЖРД, расположенный в хвостовой части фюзеляжа, и питание пневмосистемы автомата стабилизации осуществлялись сжатым воздухом от баллонов. В носовой части КР устанавливалась автоматика и боевая часть. Взлет ракеты осуществлялся с помощью ракетной тележки, оснащенной одним или тремя РДТТ, скользящей по рельсовым направляющим длиной 60 м. В 1936 г. проводились летные испытания четырех опытных образцов КР 216. Во время испытаний с 9 мая по 4 ноября 1936 г. только две ракеты нормально взлетели с тележки; после взлета одна из них, видимо из-за неисправности автопилота, пошла на мертвую петлю, а вторая устойчиво поднималась по наклонной прямолинейной траектории до высоты ~ 500 м, но затем при работающем двигателе свалилась на правое крыло.

Еще до окончания испытаний ракеты 216 было решено начать разработку более совершенной ракеты 212 с азотно-керосиновым двигателем ОРМ-65 и автопилотом ГПС-3 на три степени свободы. КР 212, которая должна была нести 30 кг взрывчатого вещества, планировалась для применения как с наземных пусковых установок, так и с тяжелых бомбардировщиков. Для авиационной модификации КР 212 предполагалось перенести крыло из среднего в верхнее положение, а киль опустить под корпус. Первый пуск ракеты 212 состоялся 29 января 1939 г., вместо боевой части помещался центrovочный груз и парашют. Однако КР 212 так и осталась экспериментальной (проведено всего два пуска) и испытывалась только с наземной пусковой установки по причине ненадежной работы автоматики управления полетом. Так, например, в первом пуске ракета достигла высоты 250 м, после чего у нее преждевременно раскрылся парашют, а во втором пуске ракета сошла с курса после взлета.

Ракета 217, оснащенная РДТТ, предназначалась для поражения с земли движущихся воздушных целей. Стабилизация и управление ракетой в полете, а также приведение в действие взрывателей должно было осуществляться телемеханическими приборами при полете ее по радиолучу, а на конечном участке полета по оптическому сигналу от подсвечиваемой прожектором цели.

КР 301, запускаемая с самолетов, являлась модификацией КР 212 и первоначально предполагалась для самообороны бомбардировщиков, при старте с высоты 2 км дальность ее полета должна была составлять 10 км. Однако сложности наведения ракеты на такую маневренную цель, как истребитель-перехватчик, вынудили рассматривать вариант применения ракеты для удара по наземным неподвижным целям. В 1938 г. с борта самолета ТБ-3 было сделано несколько испытательных пусков ракет 301. Наибольшая достигнутая высота подъема составила около 1000 м, дальность полета – до 3000 м. Закончить работу по ракете 301 помешали начавшиеся в 1937 г. репрессии, которых не избежал и РНИИ. Начальник института И.Т. Клейменов и его заместитель Г.Э. Лангемак были незаконно арестованы и расстреляны, вскоре арестовали и С.П. Королева, он был приговорен к десяти годам заключения.

Еще некоторое время работы над проектами КР продолжались, но в 1939 г. финансирование разработки крылатых ракет в РНИИ прекратилось. Сам институт вскоре переименовали в НИИ-3 Наркомата боеприпасов, а весь коллектив приступил к созданию пороховых неуправляемых реактивных снарядов и многозарядной пусковой установки для ведения залпового огня. Вскоре эта работа привела к рождению знаменитой «катюши».

Тем не менее опыт, накопленный при создании первых крылатых ракет и их испытаниях, пригодился в конце войны и помог отечественному ракетостроению быстрее встать на ноги. К осени 1944 г. С.П. Королевым были выполнены проекты крылатых ракет Д-2, Д-3 и Д-4, а предложения направлены в Наркомат авиационной промышленности.

Характеристики КР 06: силовая установка – 1 х ЖРД 09 тягой 50 кгс, размах крыла – 2,0 м и его площадь – 0,7 м², длина – 2,0 м, взлетный вес – 22 кг, максимальная скорость – 270 км/ч, дальность – 0,2 км, практический потолок – 660 м, время работы двигателя – 11 секунд.

Характеристики КР 212: силовая установка – 1 х ЖРД ОРМ-65 тягой 150 кгс, размах крыла – 3,05 м и его площадь – 1,7 м², длина – 2,59 м, взлетный вес – 165–230 кг, максимальная скорость – 1080 км/ч, дальность – 80,0 км, практический потолок – 6500 м, время работы двигателя – 20–80 секунд.

Характеристики КР 216: силовая установка – 1 х ЖРД 02 тягой 100 кгс, размах крыла – 3,0 м и его площадь – 1,5 м², длина – 2,3 м, взлетный вес – 80–100 кг, максимальная скорость – 720 км/ч, дальность – 15,0 км, практический потолок – 1150 м, время работы двигателя – 20–60 секунд.

Характеристики КР 217/I: силовая установка – 1 х РДТТ тягой 1850 кгс, размах крыла – 2,2 м и его площадь – 0,83 м², длина – 2,27 м, взлетный вес – 120 кг, максимальная скорость – 1080 км/ч, дальность – 6,8 км, практический потолок – 3000 м, время работы двигателя – 3,5 секунды.

Характеристики КР 217/II: силовая установка – 1 х РДТТ тягой 1850 кгс, размах крыла – 0,79 м и его площадь – 0,74 м², длина – 1,84 м, взлетный вес – 140 кг, максимальная скорость – 1080 км/ч, дальность – 6,8 км, практический потолок – 3270 м, время работы двигателя – 3,5 секунды.

Характеристики КР 301: силовая установка – 1 х ЖРД ОРМ-65 тягой 150 кгс, размах крыла – 2,2 м и его площадь – 1,2 м², длина – 3,2 м, взлетный вес – 185–220 кг, максимальная скорость – 1080 км/ч, дальность – 10,0 км, время работы двигателя – 50 секунд.

10X

Работы над проектами крылатых ракет в Советском Союзе возобновились только после того, как разведка стала докладывать высшему руководству страны о появившемся у немцев сверхсекретном оружии – крылатой ракете Fi 103, оснащенной ПуВРД.

Разработкой ПуВРД в ЦИАМ с 1942 г. занималась группа специалистов под руководством В.Н. Челомея. После того как стало известно о применении немцами нового оружия, Государственный Комитет Обороны поставил задачу – создать подобное оружие. Поэтому в конце лета 1944 г. под руководством В.Н. Челомея завершился эскизный проект крылатой ракеты 10X с ПуВРД Д-3, 19 октября 1944 г. нарком авиационной промышленности А.И. Шахурин назначил В.Н. Челомея главным конструктором и директором завода № 51 НКАП, на котором предполагалось начать серийный выпуск КР 10X. До начала 1945 г. удалось построить первый опытный образец КР 10X и провести в ЦИАМ официальные испытания двигателя Д-3. Уже 5 февраля 1945 г. из сборочного цеха выкатили первую серийную ракету 10X.

В качестве носителей КР были выбраны бомбардировщики Пе-8 и Ер-2. Заводские летные испытания начались 20 марта 1945 г. в Средней Азии (Джизак). На первом этапе проводилась проверка работы подвесных устройств на Пе-8, сбрасывания 10X и работы его двигателя и механизмов в момент отрыва от самолета-носителя. Сброс самолета-с наряда производился на высоте 2000 м, после чего, перейдя в горизонтальный полет, 10X совершала полет на заданной высоте по заданному курсу. Из двадцати двух сброшенных ракет нормально в самостоятельный полет перешли только шесть.

На следующем этапе определялись основные характеристики 10X и проверялась работа их агрегатов. Из того же количества сброшенных машин в самостоятельный полет перешло уже двенадцать. Полученные скорость до 600–620 км/ч и дальность до 240 км соответствовали расчетным данным.

На третьем этапе проводились полигонные испытания, проверка точности попадания ракет в цель и эффективности действия их боевых зарядов. Из четырех снабженных взрывчатым веществом аппаратов 10X три выполнили поставленную задачу удовлетворительно. Сила взрыва оказалась эквивалентной силе взрыва авиационной бомбы

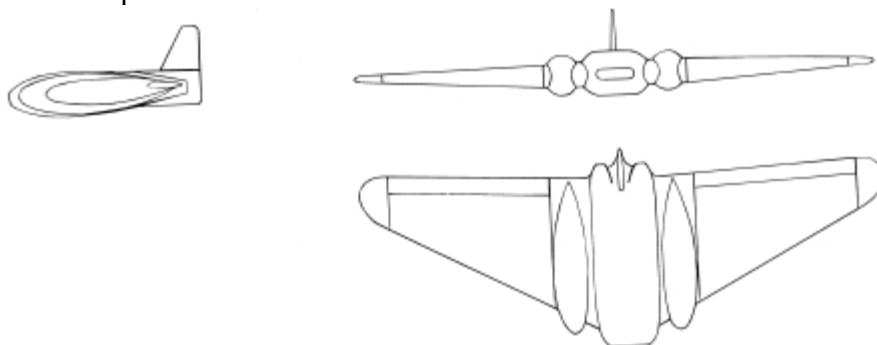
весом в 2000 кг. Для определения точности стрельбы было запущено 18 ракет. Однако до цели удалось долететь только шести, пять из которых попали в заданный район, расположенный на расстоянии 170 км от точки сброса. Причиной неудач отчасти послужили тяжелые климатические условия: температура воздуха достигала плюс 60–65 °С пыль и песок забивали воздухопроводы и, попадая в автопилоты, выводили их из строя. Летные испытания завершились 25 июля 1945 г. Из шестидесяти шести испытанных ракет в самостоятельный полет перешли сорок четыре, причем в 24 случаях были выполнены требования по дальности и еще в двадцати – по курсу. Всего до окончания Второй мировой войны успели построить 300 экземпляров 10X.

Характеристики 10X: силовая установка – 1 х ПуВРД Д-3 тягой 310 кгс, размах крыла – 6,0 м, длина – 8,0 м, максимальный диаметр корпуса – 1,05 м, взлетный вес – 2130 кг, вес боевой части – 800 кг, максимальная скорость – 600 км/ч, дальность – 300 км.

США

JB-1

В конце 1943 г. американская фирма «Нортроп» получила контракт на разработку крылатой ракеты JB-1 (проект MX-543), аналогичной немецкой ракете Фау-1. В качестве силовой установки предполагалось использовать два ТРД «Дженерал электрик» В1 тягой по 181 кгс. В корневых частях крыла располагались два контейнера, в каждом из которых располагалась 900-кг бомба. Для проверки аэродинамики ракеты одну из JB-1 выполнили в виде пилотируемого планера. Центроплан аппарата был изготовлен из магниевого сплава, крыло – из алюминиевого сплава с магниевыми законцовками. Кабина летчика располагалась в том месте, которое предназначалось для установки реактивных двигателей в основном беспилотном варианте JB-1.



JB-1A

В августе 1944 г. летчик-испытатель фирмы «Нортроп» Гарри Кросби выполнил первый планирующий полет в районе высохшего озера Мюрк. После успешных полетов планера второй образец был оборудован двумя ТРД, а в декабре того же года первый экземпляр КР JB-1 Bat («Летучая мышь») подготовили к запуску. Ракета была запущена с помощью реактивных саней, разгонявшихся по направляющим длиной 150 м. Однако через секунду после старта JB-1 потеряла управление и разбилась. Авария была вызвана неправильно рассчитанным стартовым углом установки элевонов, но программа JB-1 была впоследствии остановлена главным образом из-за того, что характеристики двигателей и их надежность не соответствовали требованиям технического задания. Программу переориентировали на применение пульсирующих воздушно-реактивных двигателей, оставшиеся экземпляры JB-1 модифицировали в ракеты JB-10.

Характеристики JB-1: силовая установка – 2 х ТРД General Electric В1 тягой по 180 кгс, размах крыла – 8,64 м, длина – 3,21 м, высота – 1,38 м, взлетный вес – 3210 кг, максимальная скорость – 727 км/ч, дальность – 1080 км, бомбовая нагрузка – 2 х 900 кг.

JB-2/LTV-N-2

Несмотря на ограниченные возможности немецкой Фау-1, военные США очень ею

заинтересовались, и в июле 1944 г. захваченные образцы ракет были отправлены на авиабазу Райт-Паттерсон в штате Огайо для оценочных испытаний. В течение трех недель фирма Willys-Overland по контракту с BBC построила свой собственный образец Фау-1, который получил обозначение JB-2 (Jet Bomb 2 – «Реактивная бомба-2»).

В августе того же года BBC выдали промышленности заказ на 1000 штук JB-2 с улучшенной системой наведения: фирма «Форд» должна была построить пульсирующий двигатель под обозначением PJ-31, фирма Republic построить корпус ракеты, а другие изготовители работали над системой управления, пусковой установкой, стартовыми ускорителями и другими компонентами.

JB-2 запускалась с рельсовых направляющих при помощи твердотопливных ускорителей, в отличие от довольно сложной паровой катапульты, использовавшейся немцами. Были разработаны два варианта ракеты: один с гироскопической системой наведения, подобной системе наведения Фау-1, другой с радиоуправляемой системой наведения. Большинство испытательных пусков ракет JB-2 в воздухе было выполнено с бомбардировщика В-17, хотя некоторые выполнялись с В-24 и В-29. BBC были настолько довольны результатами испытаний, что в январе 1945 г. они увеличили заказ на JB-2 до 75 000 штук. Однако окончание войны привело к отказу в сентябре от программы, хотя к тому времени было построено 1385 корпусов ракет JB-2 и 2400 двигателей к ним.

ВМФ США также экспериментировал с собственным вариантом Фау-1. Формально проект ВМФ был начат при содействии Бюро авионавтики в апреле 1945 г. Первоначально это тактическое оружие для подводных лодок обозначалось как KGW-1, в 1946 г. его переименовали в KUW-1, а затем в LTV-N-2 Loon («Мужлан»). Бюро авионавтики в июне 1945 г. заключило контракт с фирмой Republic Aviation на изготовление 151 ракеты. Ракета несла боеголовку весом 953 кг (в одном из вариантов предполагалось использовать ядерную боеголовку XW-10 мощностью 10 килотонн), в качестве силовой установки применялся ПуБРД Ford PJ 31-1 с тягой 408 кгс.

В конце 1945 г. на базе ВМФ в Пойнт-Мугу (штат Калифорния) начались испытания опытных образцов, а в марте следующего года приступили к переоборудованию двух подводных лодок и одного надводного корабля для пусков крылатых ракет. В феврале 1947 г. состоялся первый успешный пуск с подводной лодки. Проект был отменен в 1950 г.

Характеристики LTV-N-2: силовая установка – 1 х ПуБРД Ford PJ 31-1 тягой 408 кгс, размах крыла – 5,38 м, длина – 8,26 м, высота – 1,42 м, взлетный вес – 2278 кг, максимальная скорость – 685 км/ч, дальность – 240 км, максимальная высота полета – 1219 м.

JB-3

Разработка околозвуковой крылатой ракеты JB-3 Tiamat класса «воздух – воздух» началась на фирме Hughes в январе 1944 г. в рамках проекта MX-570 по контракту с НАСА.

JB-3 оснащалась двухрежимным РДТТ и имела три сравнительно больших крыла с управляющими поверхностями. В носовой части ракеты располагалась система наведения и боеголовка весом 45 кг. Испытания опытных образцов ракеты проводились с запуском с земли и с запуском в воздухе с самолета-носителя А-26. Испытания и доработка конструкции JB-3 продолжались до окончания Второй мировой войны, но в конце 1946 г. программа была закончена.

Характеристики JB-3: силовая установка – 1 х РДТТ (двухрежимный) тягой 3200 кгс/90 кгс, длина – 4,37 м, полетный вес – 270 кг, максимальная скорость – 965 км/ч, вес боеголовки – 225 кг.

JB-4

Разработанная в рамках проекта MX-607 крылатая ракета JB-4 представляла собой управляемую бомбу GB-4, оснащенную пульсирующим двигателем Ford PJ31, что позволяло увеличить дальность действия до 120 км. Ракета была оборудована телевизионным передатчиком AN/AXT-2, посылавшим изображение с камеры оператору в самолете-носителе, который управлял ракетой с помощью радиокоманд. Разрабатывался также вариант ракеты класса «земля – земля». Летные испытания ракет проводились в конце

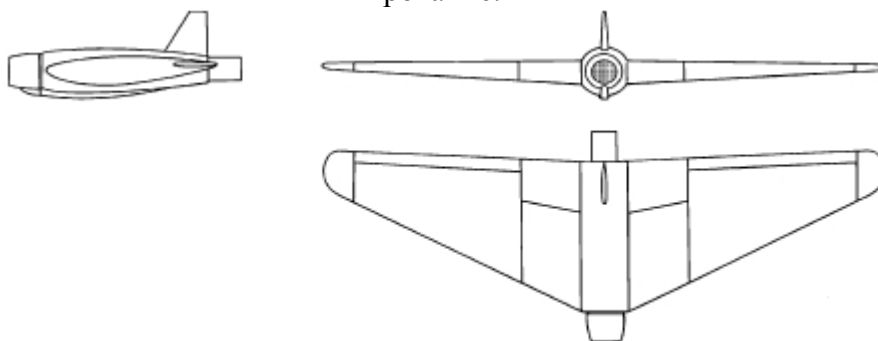
войны, но с ее завершением программа была отменена.

Характеристики JB-4: силовая установка – 1 х ПуВРД Ford PJ31-F-1 тягой 400 кгс, размах крыла – 3,6 м, полетный вес – 1360 кг, максимальная скорость – 716 км/ч, дальность – 120 км, вес боеголовки – 900 кг.

JB-10

После того как программа JB-1 была закончена из-за неудачи с ТРД, специалисты фирмы «Нортроп» в оставшихся экземплярах JB-1 заменили ТРД пульсирующими двигателями. Модернизированные таким образом машины получили новое обозначение JB-10. Пульсирующий двигатель Ford PJ31-F-1 был установлен внутри фюзеляжа по его оси. Так как фюзеляж имел больший диаметр, чем двигатель, это позволяло организовать поток охлаждающего воздуха между обшивкой фюзеляжа и корпусом двигателя. Выступающие бомбовые контейнеры сняли, а две боеголовки разместили в корневых частях крыла.

Подобно JB-1, ракета JB-10 должна была применяться с большого расстояния. Она являлась низкоточным оружием, предназначенным для запланированного вторжения в Японию. Ракета использовала простую систему программного наведения, которая после полета по заданному курсу и на заданное расстояние выдавала сигнал ракете на пикирование.



JB-10

Первый испытательный полет JB-10 состоялся в апреле 1945 г., но завершился неудачно. Фактически из 10 запусков JB-10 восемь были неудачными и только два запуска признали частично удачными. До окончания войны с Японией военно-воздушным силам была передана партия из 24 крылатых ракет. Но из-за проблем с испытательными пусками, а также из-за того, что потребность в таком оружии исчезла, программа JB-10 была прекращена в январе 1946 г.

Характеристики JB-10: силовая установка – 1 х ПуВРД Ford PJ31-F-1 тягой 400 кгс, размах крыла – 8,89 м, длина – 3,65 м, высота – 1,47 м, полетный вес – 3270 кг, максимальная скорость – 685 км/ч, дальность – 300 км, вес боеголовки – 2 х 825 кг.

AUM-N-2

В августе 1944 г. BuOrd (Бюро вооружений) ВМФ США начало разработку проекта крылатой ракеты Kingfisher («Зимородок»), оснащенной реактивным двигателем. Крылатая ракета была, по существу, самонаводящейся торпедой МК 21, оснащенной ТРД Fairchild J44 тягой 440 кгс, аэродинамические поверхности (крыло и хвостовое оперение) были выполнены из дерева. Ракета предназначалась для атак кораблей и всплывших подводных лодок, запускалась с самолета-носителя P2V-6B (позже переименованного в P2V-6M, а затем в MP-2F).

После запуска ракета снижалась до высоты 60 м и продолжала лететь к цели со скоростью около 600 км/ч, используя полуактивное радиолокационное наведение с самолета-носителя. Когда ракета приближалась к цели на расстояние приблизительно 1400 м, двигатель выключался и вместе со всеми аэродинамическими поверхностями сбрасывался. После этого торпеда ныряла в воду и наводилась на цель. Разработка проекта ракеты, получившего окончательное обозначение AUM-N-2 Petrel («Буревестник»), завершилась уже после окончания войны.

Характеристики AUM-N-2: силовая установка – 1 х ТРД Fairchild J44 тягой 440 кгс, размах крыла – 4,06 м, длина – 7,31 м, диаметр фюзеляжа – 0,61 м, вес – 1700 кг, максимальная скорость – 600 км/ч, дальность – 32 км.

BDR

В 1944 г. фирма Interstate Aircraft and Engineering разработала для ВМФ США проект крылатой ракеты-«бесхвостки» под обозначением BDR. В качестве силовой установки использовались два двигателя (ТРД или ПуБРД), расположенные около корневых частей крыла. Модели ракеты прошли испытания в аэродинамических трубах, но из-за окончания войны ни один из опытных образцов XBDR-1 с размахом крыла 15,75 м и весом 4900 кг не был доведен до стадии окончательной сборки.

KA2N-1

В июле 1943 г. BuAer ВМФ США начало программу по созданию крылатой ракеты Gorgon воздушного базирования, предназначенной для атак воздушных и наземных целей. Разработка ракеты велась на фирме Martin, первоначально предполагалось, что она будет весить 300 кг, оснащаться небольшим ТРД фирмы Westinghouse и развивать максимальную скорость 820 км/ч.

В результате рассмотрения разных схем остановились в конце 1943 г. на вариантах Gorgon II (схема «утка») и Gorgon III (обычная схема). Обе схемы разрабатывались в трех модификациях каждая – с ЖРД (Gorgon IIA и Gorgon IIIA), с ТРД (Gorgon IIB и Gorgon IIIB) и с ПуБРД (Gorgon IIC и Gorgon IIIC). К апрелю 1945 г. построили – 21 экземпляр Gorgon IIA, 4 – Gorgon IIB, 34 – Gorgon IIIA, 16 – Gorgon IIIB и 20 – Gorgon IIIC.

Испытания опытных образцов ракет начались в марте 1945 г. с целью оценки эффективности телевизионной системы наведения на цель. Результаты испытаний были неутешительны, так как оператор был не в состоянии эффективно управлять ракетой, движущейся на большой скорости. Уже после окончания войны, в октябре 1945 г., ракеты получили новые обозначения: Gorgon IIA стала именоваться KA2N-1, Gorgon IIC – KGN-1, Gorgon IIIA – KA3N-1 и т. д.

В мае 1945 г. приступили к разработке варианта Gorgon IV с ПБРД Marquardt XRJ30-MA (model C-20-85C). В дальнейшем этот вариант получал разные обозначения – KDM-1, KUM-1, PTV-2 и окончательно PTV-N-2. В общей сложности было построено 19 экземпляров Gorgon IV, которые использовались для исследований.

Характеристики Gorgon IIC: силовая установка – 1 х ПуБРД тягой 150 кгс, размах крыла – 3,5 м, длина – 5,98 м, вес – 880 кг, максимальная скорость – 725 км/ч, дальность – 150 км.

Характеристики Gorgon IIA: силовая установка – 1 х ЖРД Reaction Motors CML2N тягой 155 кгс, размах крыла – 3,35 м, длина – 4,42 м, вес – 440 кг, максимальная скорость – 800 км/ч, дальность – 40 км.

Характеристики Gorgon IIIA: силовая установка – 1 х ЖРД Reaction Motors CML2N тягой 155 кгс, размах крыла – 3,35 м, длина – 4,93 м, вес – 580 кг, максимальная скорость – 845 км/ч, дальность – 19 км.

Характеристики Gorgon IV: силовая установка – 1 х ПБРД Marquardt XRJ30, размах крыла – 3,05 м, длина – 6,6 м, вес – 725 кг, максимальная скорость – 800 км/ч, практический потолок – 10 700 м, дальность – 110 км.

LBD-1

В октябре 1943 г. ВМФ США сформулировал требования к крылатой ракете для действий против кораблей. Фирма «Макдоннел» получила контракт на разработку проекта ракеты под обозначением LBD-1 Gargoyle («Горгулья»). Ракета, предназначенная для пуска с самолета-носителя, имела трапециевидное крыло, мотыльковое хвостовое оперение, в носовой части имелась бронебойная боеголовка весом 450 кг, в качестве силовой установки применялся РДТТ Aerojet 8AS1000 тягой 440 кгс со временем работы 8 секунд. Использовалась радиокомандная система наведения с визуальным наблюдением за ракетой и целью. В хвостовой части ракеты над двигателем имелись трассеры для облегчения

наблюдения за ракетой в полете.

В июне 1944 г. проект был завершен, и фирме выдали новый контракт на постройку опытной партии ракет для летных испытаний. Первые бездвигательные испытания опытных образцов LBD-1 начались в марте 1945 г., в июле испытания уже проводились с двигателями.

После окончания войны ракету LBD-1 несколько раз переобозначивали, всего было построено 200 образцов «Горгулий» к середине 1947 г., в декабре 1950 г. программа была официально закончена.

Характеристики KSD-1 (RTV-N-2): силовая установка – 1 х РДТТ Aerojet 8AS1000 тягой 440 кгс, размах крыла – 2,59 м, длина – 3,08 м, вес – 680 кг, максимальная скорость – 965 км/ч, дальность – 8 км, вес боеголовки – 450 кг.

KAN-1

В феврале 1945 г. американский флот сформулировал требования для разработки нового оружия ПВО, чтобы противостоять увеличивающейся угрозе со стороны японских камикадзе. Авиационно-техническое подразделение ВМФ США (NAMU – Naval Air Material Unit) предложило очень простой проект управляемой ракеты Little Joe («Маленький Джо»), который и был одобрен в мае 1945 г. Первые испытания опытных образцов начались в июле того же года, а в октябре 1945 г. ракета получила новое обозначение KAN-1.

В качестве силовой установки ракеты KAN-1 был использован основной РДТТ Aerojet 8AS1000 со временем работы 8 секунд и четыре твердотопливных стартовых 76-мм ускорителя. Ракета имела крестообразные крылья и хвостовое оперение, в носовой части размещалась 45-кг боеголовка. После запуска ракета стабилизировалась гироскопом, а ее полетом управлял по радио оператор, который визуальное ее отслеживал.

Вторая модель ракеты, KAN-2, использовала новое, менее дымящее топливо для основного двигателя, чтобы облегчить визуальное слежение оператором за ракетой во время полета. У более поздних моделей в хвосте ракеты устанавливался маячок для удобства работы оператора.

К концу войны было изготовлено и испытано 15 образцов Little Joe. Однако острая потребность в быстродоступной, но очень простой ракете для ПВО исчезла, и поэтому программа Little Joe была отменена в 1946 г.

Характеристики KAN-1: силовая установка – 1 х РДТТ Aerojet 8AS1000 тягой 440 кгс и четыре стартовых твердотопливных ускорителя тягой по 440 кгс каждый, размах крыла – 2,31 м, длина – 3,45 м, диаметр фюзеляжа – 0,58 м, вес – 550 кг, максимальная скорость – 650 км/ч, практический потолок – 2400 м, дальность – 4 км, вес боеголовки – 45 кг.

Англия

Brakemine

В феврале 1944 г. под руководством подполковника Седжефилда из REME (Royal Electrical and Mechanical Engineers – Королевское общество электриков и механиков) началась разработка первой английской крылатой ракеты Brakemine с управлением по радарному лучу. Работы велись в мастерских командования ПВО в Парк-Рояле.

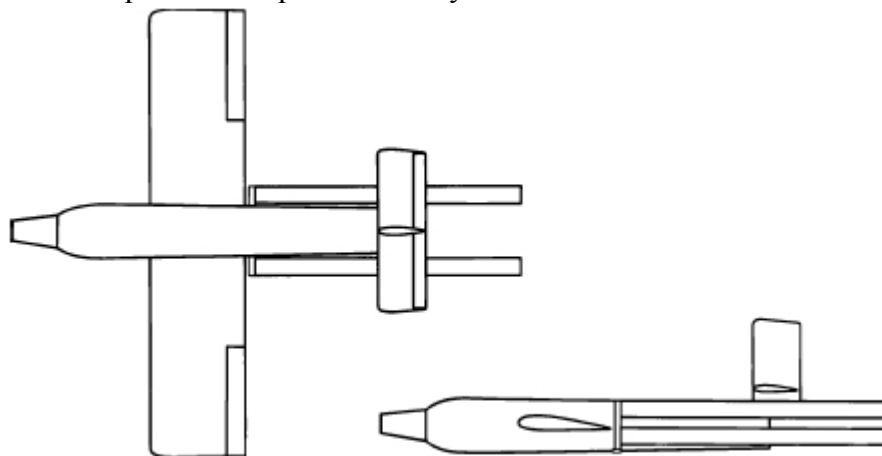
Ракета Brakemine класса «земля – воздух» имела цилиндрический корпус длиной 2,4 м и диаметром 0,27 м, эллиптическое крыло небольшого размаха, установленное около центра силы тяжести аппарата, и крестообразное хвостовое оперение. Ракета весила 145 кг, дальность ее полета составляла 5 км. Силовая установка первоначально состояла из восьми стандартных РДТТ, использовавшихся в конструкции зенитной ракеты RP-3, в более поздних моделях Brakemine устанавливались шесть РДТТ. Во время полета ракеты плоскости ее крыла выполняли функцию элевонров.

Рельсовая пусковая установка монтировалась на лафете серийной 3,7-дюймовой зенитной пушки, испытательные пуски ракет начались в сентябре 1944 г. Во время первых испытаний происходили многочисленные отказы, но поскольку пуски ракет производились в

сторону моря, то их подбирали и восстанавливали с целью исправления недостатков и продолжения исследований. Как только аэродинамика опытных образцов улучшилась, процент неудачных пусков снизился, и начались пуски с опробованием радиосистемы наведения. В общей сложности более 20 опытных образцов были построены и испытывались в полете. Когда война в Европе закончилась, командование ПВО потеряло интерес к проекту, поэтому программу закрыли.

Stooge

Министерство снабжения Англии (MoS – Ministry of Supply) подписало контракт с фирмой Fairey Aviation на разработку крылатой ракеты Stooge («Марионетка») в 1944 г. «Марионетка» была, по существу, маленьким дозвуковым самолетом с прямым крылом и обычным хвостовым оперением. В хвостовой части фюзеляжа имелись четыре основных РДТТ тягой по 33 кгс со временем горения 40 секунд.



Fairey Stooge

Для запуска ракета оснащалась четырьмя стартовыми РДТТ RP-3, расположенными парно под хвостовым стабилизатором. При старте они развивали суммарную тягу 2500 кгс в течение 1,6 секунды, запуская ракету с рельсовых направляющих длиной 3 м. После окончания работы ускорителей, когда скорость ракеты составляла 426 км/ч, они сбрасывались, при этом сбрасывался и балансировочный противовес, выполненный в виде обтекателя носового конуса. Затем в работу вступали основные двигатели, ракета могла развивать максимальную скорость 840 км/ч.

После запуска ракета стабилизировалась гироскопом-автопилотом, расположенным в передней части фюзеляжа, который выводил ракету по прямой линии на высоту полета цели. Затем управление ракетой брал на себя наземный оператор, который отслеживал курс ракеты по дымовым трассерам на концах ее крыла и с помощью радиосигналов направлял ракету непосредственно на цель.

Первые опытные образцы приступили к испытаниям в самом конце войны. Всего двенадцать «Марионеток» были построены фирмой Fairey, самым успешным был пуск шестой ракеты, которая достигла высоты 490 м и дальности 4,8 км, прежде чем исчезла из поля зрения оператора. Окончание войны в августе 1945 г. привело к снижению уровня безотлагательности выполнения работы, но MoS продолжал финансировать проект в качестве исследовательского. Вскоре программа была прекращена.

Характеристики Stooge: силовая установка – 4 x 130-мм РДТТ тягой по 33 кгс и 4 x стартовых твердотопливных 76-мм ускорителя RP-3 суммарной тягой 2500 кгс, размах крыла – 2,08 м, длина – 2,27 м, диаметр фюзеляжа – 0,32 м, вес – 335 кг, максимальная скорость – 840 км/ч.

Ben

С середины 1944 г. по заданию министерства авиации в RAE (Royal Aircraft Establishment – Королевское самолетостроительное предприятие) под руководством

лейтенанта Б. Бенсона разрабатывалась крылатая ракета класса «земля– воздух».

Корпус ракеты, получившей обозначение Ven, состоял из двух 3-дюймовых РДТТ RP, скрепленных боками, в носовой части располагалась аппаратура системы наведения, боеголовка и четыре дюзы для струйного управления полетом. На концах крестообразных крыльев, расположенных примерно посередине длины корпуса, находились фоточувствительные датчики системы наведения. Для наведения использовалась двухканальная система наведения – по радарному лучу с дублированием по лучу прожектора, что должно было повысить точность управления ракетой. Длина ракеты составляла 1,24 м, размах крыльев – 0,68 м.

Пусковая установка ракеты крепилась на одной платформе с прожектором. Сразу же после запуска, на высоте приблизительно 15 м, ракета попадала в луч прожектора, и, используя фотоэлектрические датчики, система управления держала ее в пределах луча, корректируя траекторию полета с помощью соответствующего включения струй из носовых дюз. Когда Ven оказывался на расстоянии примерно 60 м от цели, прожектор выключался, что являлось сигналом для подрыва боеголовки. Однако с изменением военной ситуации приоритет работы был понижен.

Red Hawk

В январе 1945 г. министерство авиации выпустило технические требования OR.1056 на разработку крылатой ракеты Red Hawk («Красный ястреб») класса «воздух – воздух». Она должна была оснащаться инфракрасной системой наведения или радаром AI Mk.IX, способным перехватить цель под любым углом.

Один из вариантов Red Hawk разрабатывала фирма Gloster. Ракета выглядела как миниатюрный беспилотный самолет обычной схемы длиной 3,14 м и размахом стреловидного крыла 1,64 м. Под носовым обтекателем ракеты располагалась бортовая радиолокационная станция, в качестве силовой установки использовался ЖРД. Работы по ракете продолжились после окончания войны, но требования к ней были изменены в 1947 г.

Vickers TRM

Как уже говорилось выше, в 1943–1945 гг. на фирме Miles разрабатывался сверхзвуковой самолет M.52. В феврале 1946 г. работы по M.52 были прекращены с мотивировкой, что предпочтительнее исследования характеристик сверхзвуковых самолетов проводить с помощью беспилотных летательных аппаратов. На этом основании было принято решение заключить контракт с фирмой Vickers на разработку и изготовление крылатых ракет TRM (Transonic research model – «околозвуковая исследовательская модель»), конструктивно подобных самолету M.52.

Была спроектирована и построена серия моделей длиной 3,35 м, они оснащались ЖРД тягой 362 кгс, работавшими на перекиси водорода. Ракеты запускались в воздухе с самолета-носителя Mosquito. Первый пуск в воздухе модели AI состоялся 30 мая 1947 г. и оказался неудачным. Второй запуск 8 октября 1947 г. также оказался неудачным, но в третьей попытке 10 октября 1948 г. модель A3 успешно летала, достигнув горизонтальной скорости 1500 км/ч на высоте 10 500 м.

Япония

«Фунрю»

В 1943 г. Технологическая лаборатория ВМФ Японии начала разработку крылатых ракет в рамках программы «Фунрю» («Бушующий дракон»), затем в самом начале 1944 г. к работам подключили специально созданное ракетное исследовательское бюро ВМФ. Всего было разработано четыре варианта «Фунрю».

«Фунрю-1» представляла собой крылатую ракету класса «воздух – земля», предназначенную для действий против кораблей противника. Она внешне выглядела как миниатюрный самолет, ее боеголовка содержала 400 кг взрывчатого вещества, управление ракетой в полете осуществлялось по радио. Летные испытания «Фунрю-1» проводились со

сбросом с модифицированного для этих целей бомбардировщика «Мицубиси» G4M. Пока шли испытания опытных образцов, интенсивность бомбардировочных налетов американской авиации на Японию все увеличивалась, поэтому было принято решение приостановить работы по «Фунрю-1» и направить усилия на разработку ракет класса «земля – воздух».

Этой ракетой стала «Фунрю-2», использовавшая в качестве силовой установки РДТТ. Хотя к тому времени выпускались три типа РДТТ («Ро-Цу», «Ро-Са» и «Ро-Та»), было решено, что все-таки необходим новый двигатель, который должен производить тягу величиной 2400 кгс в течение 3,5 секунды горения. По результатам испытаний многочисленных моделей в аэродинамических трубах выбрали вариант относительно простой формы – четыре деревянных крыла с элевонами крепились к телу ракеты, крестообразный хвост располагался перед срезом реактивного сопла. Ракета «Фунрю-2» имела длину 2,2 м, диаметр 0,28 м и размах крыла 0,88 м. Полный вес ракеты при пуске был 370 кг, практический потолок составлял 5000 м, максимальная скорость при полной тяге – 845 км/ч. Система радионаведения принимала сигналы управления с земли. В носовой части ракеты располагались два гироскопа и 50 кг взрывчатого вещества, запускалась «Фунрю-2» с рельсовой пусковой установки под углом 80° к горизонту.

Испытания опытных образцов начались весной 1945 г. Первые запуски «Фунрю-2» были неуправляемыми, они проводились исключительно для оценки работы двигателя и изучения аэродинамических характеристик ракеты. В июле 1945 г. состоялось первое испытание ракеты с системой радионаведения. Стартовавшая с наземной пусковой установки ракета была выведена оператором на цель (летающий самолет) и взорвана на расстоянии 20 м от него. Хотя прямое попадание и не было достигнуто, испытание посчитали успешным. Однако это был последний полет «Фунрю-2», потому что война закончилась.

Параллельно разрабатывался вариант ракеты «Фунрю-3», в котором вместо РДТТ планировали применить ЖРД. На первоначальной стадии проектирования выяснилось, что существовавшие ЖРД не подходят, а так как на разработку новых двигателей уже не было времени и ресурсов, то работы по этому варианту отложили.

Одновременно с началом испытаний «Фунрю-2» приступили к разработкам четвертого варианта ракеты, наиболее сложного. Эта ракета, получившая обозначение «Фунрю-4», разрабатывалась специалистами фирмы «Мицубиси» и Токийского завода авиационного оборудования. «Фунрю-4» имела самолетное крыло с элевонами и два киля, запуск ее производился с рельсовых направляющих под углом 45° к горизонту. В качестве силовой установки ракеты должен был использоваться ЖРД Токо Ро.2 (КР 10), тот же, что и на ракетном истребителе «Мицубиси» J8M. Для двигателя применялись следующие компоненты топлива – Ко (концентрированная перекись водорода) и Гцу (раствор гидразингидрата в метиловом спирте). Двигатель, развивавший тягу до 1500 кгс, должен был обеспечить достижение ракетой максимальной скорости 1099 км/ч. «Фунрю-4» имела длину 4,0 м, диаметр 0,6 м и размах крыла приблизительно 0,8 м. Вес при запуске составлял 1900 кг, включая боеголовку весом 200 кг, дальность составляла 30 км, а практический потолок – 15 000 м.

Система наведения ракеты представляла собой японский аналог немецкой системы Elsass. В ее состав входили две радарные станции, круговая поляризованная антенная система, вычислительное устройство и командно-передающее устройство. Одна станция осуществляла слежение за целью, а вторая – за ракетой. Данные обеих станций обрабатывались в вычислительном устройстве и выводились на экран электронно-лучевой трубки в виде двух меток, движущихся каждая по своей траектории. Оператор системы при помощи джойстика пытался совместить метку ракеты с меткой цели. При этом сигналы, полученные с джойстика, транслировались командно-передающим устройством на приемник ракеты, откуда они передавались на сервоприводы рулей.

Арсенал в Нагасаки получил задание на постройку опытной партии ракет «Фунрю-4», к середине лета опытный образец ракеты и двигатель к ней были готовы. Первые наземные

испытания ракеты и ее двигателя начались 16 августа 1945 г., но окончание войны прекратило дальнейшие работы по «Фунрю-4».

«И-Го»

В 1942 г. по заказу армейской авиации началась разработка крылатой ракеты «И-Го» класса «воздух – поверхность». Первоначальные исследования проводились в армейском авиационно-исследовательском институте («Рикугун»). Затем к работам подключили фирмы «Мицубиси», «Кавасаки» и научно-исследовательский авиационный институт университета Токио. Система управления ракеты разрабатывалась на фирме «Сумитомо».

Первый вариант ракеты, «И-Го» 1-А (Ки-147), был разработан на «Мицубиси» к концу 1943 г. Ки-147 представляла собой небольшой самолет с прямым крылом, на котором располагались элероны для управления по крену. Стабилизатор большой площади был прямоугольным в плане, на нем были установлены рули высоты, на концах стабилизатора крепились два киля с рулями направления. В верхней гондоле, расположенной на фюзеляже, находились источник питания, гироскопическая система стабилизации и приемник радиокомандной системы управления. В носовой части фюзеляжа находилась боеголовка весом 800 кг, а в хвостовой – ЖРД Токо Ро.1 тип 3, развивавший тягу 240 кгс в течение 75 секунд. Управление ракетой осуществлялось оператором по радио с самолета-носителя.

Первые опытные образцы Ки-147 были построены к середине 1944 г., после чего начались их испытания без системы управления. В качестве самолета-носителя использовался модифицированный бомбардировщик «Мицубиси» Км-67-1. Ракета подвешивалась под фюзеляж носителя так, что верхняя гондола скрывалась в бомбоотсеке, а сама ракета оставалась снаружи.

К октябрю 1944 г. начались управляемые испытания Ки-147 с отработкой способов захода на цель для ее атаки. Носитель, подойдя к цели на расстояние 11 км, сбрасывал ракету, у которой через 0,5 секунды включалась система стабилизации, а через 1,5 секунды – двигатель. Далее носитель следовал за ракетой, держась от нее на расстоянии 4 км, а оператор направлял ракету на цель. Однако, несмотря на то что была построена опытная партия из 15 экземпляров, ракета Ки-147 в серийное производство не пошла, потому что американские корабли к тому времени имели мощную систему ПВО, способную отразить атаки с применением Ки-147.

Вторая версия ракеты под обозначением «И-Го» 1-В (Ки-148) выпускалась на фирме «Кавасаки». Она была немного короче, чем Ки-147, в качестве силовой установки использовался ЖРД Токо Ро.1 тип 2, который развивал 150 кгс тяги в течение 80 секунд горения. Боеголовка содержала 300 кг взрывчатого вещества, для управления Ки-148 использовала ту же самую систему радиоуправления, что и Ки-147. К концу 1944 г. были закончены испытания в аэродинамических трубах полноразмерных моделей и моделей половинного масштаба. В декабре проводились испытательные пуски 20 опытных образцов с четырех модифицированных бомбардировщиков «Кавасаки» Км-48-II. Несмотря на относительно успешные результаты испытаний, Ки-148 так и не пошла в серийное производство, а общий их выпуск составил 180 предсерийных экземпляров.

Третья версия ракеты, «И-Го» 1-С, была заключительным проектом, выполненным в научно-исследовательском авиационном институте университета Токио. В предположении, что противокорабельные действия будут главными для ракеты, разработчики отказались от системы радионаведения, а вместо этого применили акустическую систему, которая должна была реагировать на звук выстрелов корабельных пушек союзных кораблей во время налета японской авиации. Ракета сама определяла направление на стреляющее орудие и корректировала свой курс. Испытания элементов акустической системы управления начались в 1945 г., первоначальные результаты оказались достаточно успешными. Однако саму ракету так и не успели построить, так как война закончилась. Характеристики ракеты неизвестны, кроме ее длины 3,05 м и диаметра корпуса 0,48 м. Некоторые источники предполагают, что «И-Го» 1-С должна была иметь в дальнейшем обозначение Км-149, хотя этому нет документальных подтверждений.

Характеристики Ки-147: силовая установка – 1 х ЖРД Токо Ро.1 тип 3 тягой 240 кгс, размах крыла – 3,6 м, длина – 5,77 м, диаметр фюзеляжа – 0,565 м, вес – 1400 кг, максимальная скорость – 600 км/ч, высота полета – 1000 м, дальность – 15 км.

Характеристики Ки-148: силовая установка – 1 х ЖРД Токо Ро.1 тип 2 тягой 150 кгс, размах крыла – 2,6 м и его площадь – 1,95 м², длина – 4,09 м, диаметр фюзеляжа – 0,7 м, вес – 680 кг, максимальная скорость – 550 км/ч, высота полета – 500–1000 м, дальность – 12 км.

Литература

1. *Авиация: Энциклопедия* / Гл. ред. Г.П. Свищев. М., 1994.
2. *Бургес Э.* Управляемое реактивное оружие. М.: Иностранная литература, 1958.
3. *Валуев Н.* Полуреактивные истребители ЦАГИ // *Самолеты мира*. 1995. № 2.
4. *Глушко В.П.* Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. М.: Машиностроение, 1987.
5. *Голованов Я.К.* Королев. Факты и мифы. М.: Наука, 1991.
6. *Грин В., Кросс Р.* Реактивные самолеты мира. М.: Иностранная литература, 1957.
7. *Евтифьев М.Д.* Огненные крылья. М.: Вече, 2005.
8. *Козырев В.М., Козырев М.Е.* Летающие крылья братьев Хортен // *Крылья Родины*. 1999. № 1.
9. *Козырев В.М., Козырев М.Е.* Бесхвостки А. Липпиша // *Крылья Родины*. 2000. № 1.
10. *Козырев В.М., Козырев М.Е.* Ракетные самолеты В. фон Брауна // *Крылья Родины*. 2002. № 9.
11. *Козырев М.Е., Козырев В.М.* Необычное оружие Третьего рейха. М.: Центрполиграф, 2006.
12. *Козырев М.Е., Козырев В.М.* Авиация стран оси во Второй мировой войне. М.: Центрполиграф, 2007.
13. *Козырев В.М... Козырев М.Е.* НЛО земного происхождения. От Третьего рейха до наших дней. М.: Центрполиграф, 2009.
14. *Козырев В.М., Козырев М.Е.* Авиация Красной армии. М.: Центрполиграф, 2010.
15. *Первушин А.* Битва за звезды: Ракетные системы докосмической эры. М.: АСТ, 2003.
16. *Соболев Д.А.* Возникновение идеи реактивного самолета // *Вопросы истории естествознания и техники*. 1990. № 2.
17. *Султанов И.Г.* История создания первых отечественных турбореактивных самолетов. М.: Вузовская книга, 1996.
18. *Хайленд Г.* Потерянные секреты нацистских технологий. М.: Яуза; Эксмо, 2003.
19. *Шавров В.Б.* История конструкций самолетов в СССР до 1938 г. М.: Машиностроение, 1985.
20. *Шавров В.Б.* История конструкций самолетов в СССР 1938–1950 гг. М.: Машиностроение, 1988.
21. *Alegi G.* Campini-Caproni. La Bancarella Aeronautica, Torino, 2006.
22. *Angelucci E., Bowers P.* The American Fighter. Orion Books, 1987.
23. *Buttler A.* British secret projects – Jet fighters since 1950. Midland Publishing, 2000.
24. *Buttler A.* British secret projects – Jet bombers since 1949. Midland Publishing, 2003.
25. *Buttler A.* British secret projects – Fighters & Bombers 1935–1950. Midland Publishing, 2004.
26. *Cook N.* The Hunt for Zero Point. Arrow, London, 2002.
27. *Dressel J., Griehl M.* Die deutschen Raketenflugzeuge 1935–1945. Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1989.
28. *Dyer E.* Japanese Secret Projects: Experimental Aircraft of the IJA and IJN 1939–1945. Midland Publishing, 2009.
29. *Gordon E.* Early Soviet Jet Fighters. Midland Publishing, 2002.

30. *Griehl M.* Jet planes of the Third Reich. The secret projects. Vol. 1–2. Monogram Aviation Publications, 1998.
31. *Gunston B.* The Illustrated Encyclopedia of Rockets and Missiles. Salamander Books, 1979.
32. *Hahn F.* Deutsche Geheimwaffen. Heidenheim, 1963.
33. *Hogg J.* German secret weapons. London, 1970.
34. *Horten R., Selinger P.* Nurflugel. Graz, 1983.
35. *Kershow T.* Jet pioneers – Gloster and the birth of the jet ages. Sutton Publishing, 2004.
36. *Lusar R.* Die deutschen Waffen und Geheimwaffen. Munchen, 1962.
37. *Nowarra H.* Die deutsche lufrüstung 1933–1945. Bernarg & Graefe Verlag, Kublenz, 1993.
38. *Ordway F., Wakeford R.* International Missile and Spacecraft Guide. McGraw-Hill, 1960.
39. *Pape G., Campbell J.* Northrop Flying Wings. Schiffer Publishing, 1995.
40. *Quick A., Hohler W.* Abgleich der Jager-Projekte mit He-11 TL. ZWB, Berlin, 1945.
41. *Schick W., Meyer I.* Luftwaffe secret projects – Fighters 1939–1945. Midland Publishing, 1997.
42. *Smith J., Kay A.* German aircraft of the Second World War. London, 1972.