

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	3
«БЛИНЧИК» ЧАРЛЬЗА ЦИММЕРМАНА	4
«АБОРДАЖНАЯ САБЛЯ», ИЛИ «БЕСХВОСТОЕ НЕДОРАЗУМЕНИЕ»	8
ПЕРЕХВАТЧИК ПО ПРОЗВИЩУ «ФОРД»	17
«УЛАН», ПОБЕЖДЕННЫЙ «КРЕСТОНОСЦЕМ»	21
ИСТОРИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ГИДРОПЛАНА	24
ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ	31
ЕДИНЫЙ В ТРЕХ ЛИЦАХ	36



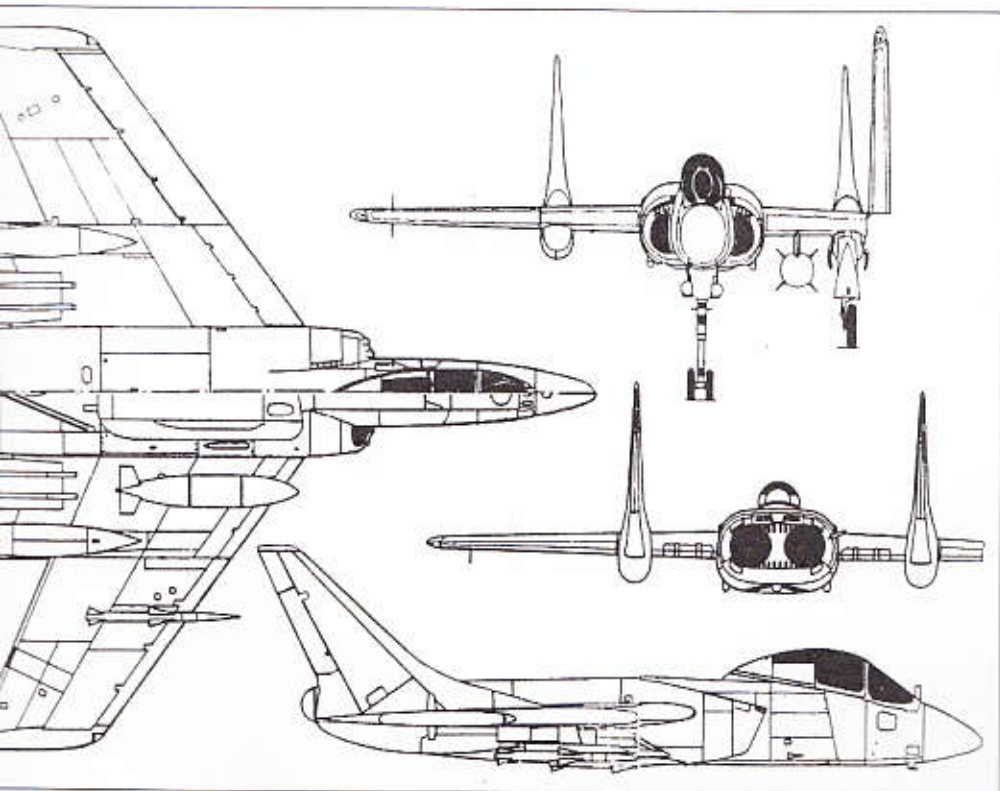
т на производство 88 самолетов F7U-2, следующего года по трезвому размышлению его. Казалось бы, с «Бесхвостым не», как прозвали «Катлэсс» в руководстве

флота, покончено. Но фирма Чанс-Воут, испытывавшая жестокий финансовый кризис, подготовила проект радикальной модернизации «Катлэсса», в котором от исходного самолета, кроме общей схемы, практически ничего и не осталось. Модификация заинтересовала флот, ей тут же присвоили индекс F7U-3.

Хвостовая и центральная секции фюзеляжа были радикально перепроектированы под установку новых двигателей Вестингауз J46WE-8А, оснащенных эффективными форсажными камерами «Спектр» фирмы Солар. В фюзеляже и крыле теперь размещалось 4540 л топлива против 3365 л на самолетах первой модификации. Размах крыла увеличился на 0,3 м, длина самолета – на 0,65 м.

*«Катлэсс»
из состава
показательной
эскадрильи
ВМС США
«Блю Энджелс»*

*Прототип
F7U-3*



*Проекция
самолета F7U-3
«Катлэсс»*

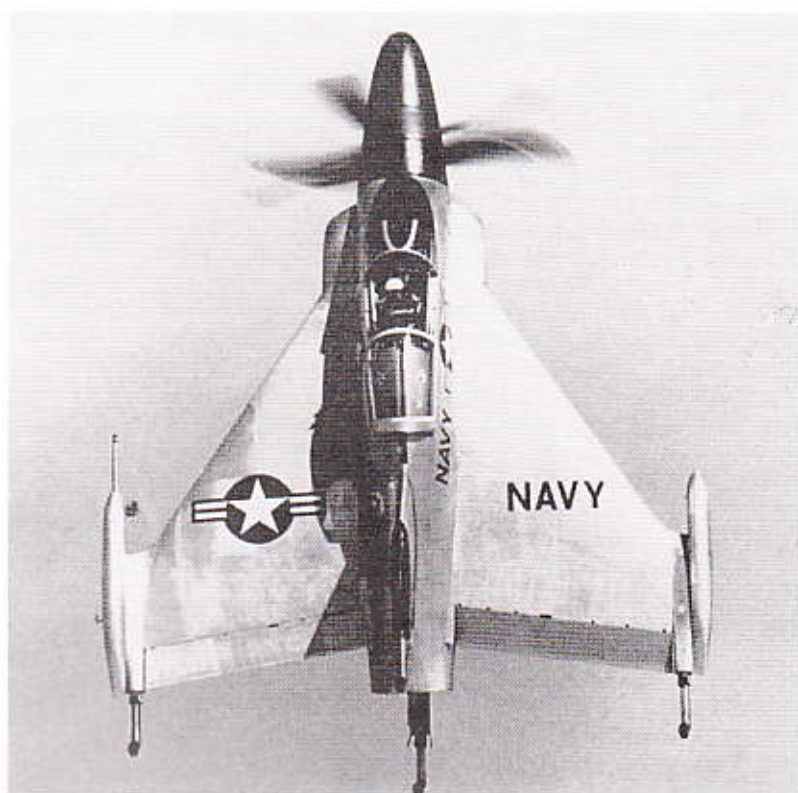
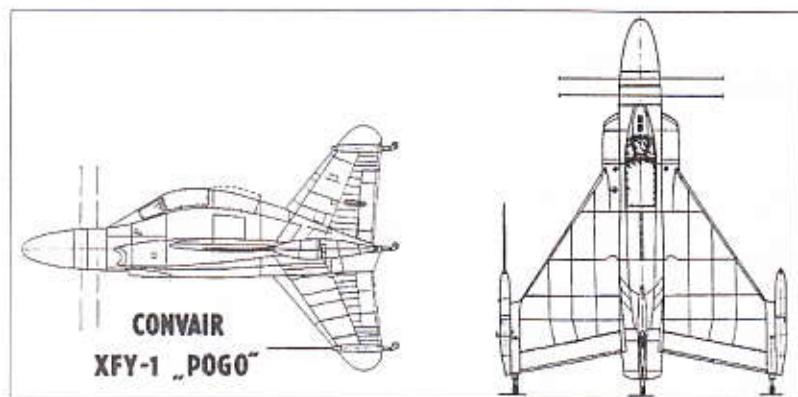
емных вертолетов проблема противолодочной обороны без участия авианосцев была решена: появились специализированные винтокрылые машины, несущие опускаемые гидролокаторы для обнаружения подводного врага и торпеды для его уничтожения. Но в качестве перехватчика вертолет использовать невозможно.

В то же время, флотская авиация США уже перешла на реактивную технику, но технических предпосылок для постройки самолета вертикального взлета и посадки еще не имелось, т.к. отсутствовал реактивный двигатель с высоким значением удельной тяги. Такой двигатель появился лишь в начале 60-х гг. – и не в США, а в Англии. Выход виделся один – создание самолета-перехватчика безаэродромного базирования с вертикальным взлетом и посадкой с использованием мощного турбовинтового двигателя.

В 1950 г. ВМС США объявили конкурс на разработку такой машины. Наиболее многообещающие проекты были представлены фирмами Конвэр и Локхид, которые и вышли в финал конкурса. В 1952 г. с ними были заключены контракты на изготовление двух прототипов и одного планера для статиспытаний. В обоих случаях летательный аппарат имел вертикальное стояночное положение и должен был совершать взлет по-вертолетному, используя тягу винтов большого диаметра. Аппараты такого типа в то время назывались колеопта-

*Проекция боевого вертикала
Конвэр XFY-1
«Пого»*

*Внизу: прототип «Пого»
на висении*



рами (по названию родоначальника колесно-взлетающих аппаратов, французского вертикального взлета Нор Авиасьон). В настоящее время, по классификации ВВС США, класс летательных аппаратов имеет название «план» – аппарат с вертикальным стояночным положением, имеющий фиксированное крыло.

Для того чтобы обеспечить аппарат вертикального взлета энерговооружением (для взлета с 1,35 – 1,4), необходим был очень мощный двигатель. В качестве силовой установки для обоих прототипов был выбран новый ТВД Аллисон YT-40A-14, состоящий из двух фактически двух двигателей T-38, установленных в общем корпусе рядом, работавших через редуктор и передававших мощность на центральный вал противоположного двигателя. Этот двигатель имел особенность: он мог форсироваться до мощности, превышавшей номинальную (с 5850 до 6500 л.с.). В техническом задании была также указана необходимость долговременной работы двигателя в стояночном положении. Для этого топливная система двигателя была оснащена противосахарной системой. Фирма Аллисон занималась работами по вертикальному взлету самолетов. Работы продвигались довольно быстро благодаря наличию большого технического опыта.

Исходя из того, что новый аппарат должен был проектироваться и строиться на авианосце, Конвэром и получивший индекс XFY-1, инженеры решили, что взлетать с качающейся палубы, инженерно-технические специалисты приняли совершенно правильное решение. Для стояночной высоты их нового детища была задана минимальная, а база опор шасси – по соображениям безопасности – максимально возможной. Шасси должно было находиться на минимально возможной высоте над опорной поверхностью. Кроме того, конструкция оригинального истребителя была в значительной степени основана на этом принципе.

Аэродинамики фирмы уже имели опыт проектирования самолетов бесколесного типа с угольным крылом. В новой разработке они решили применить крыло, по форме близкое к треугольному, с небольшой положительной кривизной по задней кромке. Поскольку заданные скорости перед конструкторами ставилась, да и не могла ставиться (из-за отсутствия мощного винта с прямыми лопастями), конструкция должна была позволять преодолеть звуковой барьер. Крыло было сделано достаточно толстым, а внутри установлены емкие топливные баки. Кроме того, авианосец должен был иметь вертикальное оперение, состоящее из верхнего и нижнего треугольных килей. Для предотвращения аварии горизонтальный стабилизатор можно было отстрелить. Для крепления его лонжеронов к силовым шпангоутам были установлены два пиропатрона.

Крыло и кили имели мощную конструкцию с дополнительными силовыми элементами и несущей обшивкой. Силовые элементы были выполнены из алюминиевого сплава.

Шасси XFY-1 имело оригинальную конструкцию, состояло из четырех легких стоек с двумя камерными амортизаторами, расположенными в законцовках килей и крыла. Стойки были выполнены из стальных трубок с одинарными самоориентирующимися колесами большого диаметра. Благодаря тому, что шасси должна была происходить с минимальной скоростью, шасси получилось очень простым. Для того чтобы избежать повреждения с палубы, предполагалось на вер-



Обслуживание двигателя на X-32A

программы по системам вооружения Дэнниса Мюленбурга, достигалась специфической конфигурацией передней кромки крыла и фюзеляжа, которая осталась неизменной. Самолет в новой конфигурации имел бы гораздо больший запас рулей и, соответственно, лучшую управляемость при заходе на посадку. Мюленбург выразил уверенность в том, что самолет в серийной палубной конфигурации "от рождения" будет соответствовать уровню 1 условий захода на посадку.

Несмотря на то, что истребитель УВВП JSF, создаваемый фирмой Боинг, имел устройства непосредственного управления вектором тяги (в то время как конкурирующий самолет фирмы Локхид Мартин оснащался подъемным вентилятором, приводимым механически от турбокомпрессора двигателя), силовые установки обоих ЛА имели в своей основе один и тот же ТРДДФ F119, изначально созданный для истребителя пятого поколения F-22A "Рэптор". F119 обладает тягой на полном форсаже 15900 кг и около 11800 кг на крейсерском режиме, являясь одним из самых мощных турбореактивных двигателей в мире. Основным требованием при его создании было обеспечение возможности крейсерского сверхзвукового режима. Двигатель имеет низкую степень двухконтурности (около 0,2), переразмеренный компрессор с интегрированными дисками ступеней и широкими монокристаллическими лопатками вентилятора и компрессора низкого давления. Двигатель двухвальный, с валами противоположного вращения для нейтрализации гироскопических моментов.

В отличие от F-22A, JSF являлся однодвигательной машиной и нуждался в силовой установке с гораздо более высокой удельной тягой. Кроме того, вариант двигателя с непосредственным управлением вектором тяги для истребителя фирмы Боинг, названный JSF119-614 и впоследствии переименованный в F135, нуждался в еще большем значении удельной тяги, чем двигатель для СУВВП фирмы Локхид Мартин. Таким

СУВВП X-32B на висении



«Бесхвостый» над морем

образом, двигатель 614-й модели с мощным американским ТРДДФ (полная тяга – 22700 кг, крейсерская – 19000 кг) его отличиями от базовой модели являлся трехступенчатый вентилятор диаметром 1,14 м и пятая турбина низкого давления вместо третьей. Прежними остались шестиступенчатый компрессор высокого давления (КВД) и одноступенчатая турбина высокого давления (ТВД). Переход на трехступенчатый вентилятор обеспечивал повышенную степень двухконтурности, что требовалось для создания вертикальных режимов УВВП. На этих режимах маршевое управление с системой УВТ полностью перекрывалось, и створки фюзеляжа открывались, выполняя роль дефлекторов реактивной струи. Этим в фюзеляже находились два подъемных сопла, которые выдували струю воздуха из вентилятора двигателя. Струйный экран, выполненный в виде вставных профилированных шелей, располагался на нижней поверхности фюзеляжа перед подъемными соплами. Давление от компрессора также использовалось для привода струйных рулей, что обеспечивало управление самолетом на околонулевых углах на висении. "Струйный экран" предназначался для недопущения засасывания хвостовых горячих выхлопных газов двигателя, давая завесу из холодного воздуха между соплом и подъемными соплами. Это особенно важно при работе двигателя в режиме вертикального взлета с экранирующей поверхностью. Система "Струйный экран" разработана инженерами фирмы Боинг на заводе в г. Вест Палм Бич. Эффективность визуально наблюдалась во время испытаний двигателя в режиме вертикальной тяги на стенде во время дождя. Капли визуализировали завесу, создаваемую "струйным экраном".

Единственной проблемой во время испытаний первой модификации двигателя стало поведение подъемного сопла, которое сначала не работало герметично. В то же время, даже небольшие отклонения тяги на несколько килограммов горизонтальной тяги на испытаниях могли создать огромные проблемы. Сопло шириной 0,96 м обеспечивало отклонение в пределах +20 град, в маршевом режиме и нижняя створка поворачивалась на 90 град по оси, закрывавшейся гибким кожухом. Проблемы в работоспособности плоского сопла в форсажном режиме, но после стендовых испытаний оно показало стопроцентную надежность в маршевом режиме. Задержка между моментом закрытия сопла и открыванием подъемных сопел первоначально составляла три секунды, а впоследствии была доведена до одной секунды. Наиболее сложной частью стендовых испытаний касалась проверка работы вентилятора и определению режимов, а также работы двигателя в маршевом режиме от вертикальной к горизонтальной тяги и наоборот. Совместная работа многочисленных клапанов двигателя, сопел, струйных рулей обеспечивалась компьютером интегрированной системы управления самолетом и двигателем. На работе двигателя в маршевом режиме явно не сказывалось, какие сопла работали или иной момент времени, хотя избыток воздуха в струи при работе подъемных сопел вызывал сильное противодавление на вентильный клапан, что, в свою очередь, должно было сказаться на работе турбин и камер двигателя. Поэтому же приближать границу помпажа.