

траншее вместе с транспортером. Персонал такого поста сможет взять на себя функции управления пуском ракет в случае повреждения или разрушения наземного центра. Кроме того, мобильные центры управления могли бы вообще исключить необходимость в наземных центрах.

Проблема обеспечения базирования в защитных укрытиях представляется менее сложной. Укрытия будут иметь габариты, позволяющие разместить в них транспортно-пусковую установку с ракетой (фиг. 15), и будут достаточно прочными, чтобы противостоять поражающему воздействию ядерного взрыва. Обе фирмы разработали транспортно-пусковые системы и для варианта базирования ракет в защитных укрытиях [16].

По программе работ над защитными укрытиями было запланировано проведение в течение двух лет восьми экспериментов для оценки характеристик живучести таких укрытий. Эксперименты проводятся на базе Льюк в специальном сооружении арочного типа длиной 50 м и диаметром 8 м. Первый эксперимент был осуществлен в октябре 1976 г., а пятый — в декабре 1977 г. В последнем эксперименте на одном конце сооружения был подорван заряд обычного ВВ весом 2270 кгс для определения воздействия взрывной волны на модель, размещенную на другом конце сооружения [17].

В настоящее время ВВС США изучают различные системы связи с транспортно-пусковыми установками для обеих систем базирования ракет [16].

Выбор метода базирования баллистических ракет М-Х далеко не завершен, и в связи с этим в 1979 б. г. не выделены ассигнования на постройку полномасштабных опытных образцов этих ракет. Средства на исследовательские работы по этой программе обеспечат более широкие исследования методов базирования, основными из которых являются:

крытые траншеи с участками из усиленных секций, соединенных участками из менее прочных секций;

укрытия с горизонтальным положением ракеты в пусковом контейнере;

укрытия с вертикальным положением ракеты в пусковом контейнере;

заполненные водой бассейны с ракетой в герметическом пусковом контейнере на дне.

На ранних этапах исследований по программе М-Х метод базирования на дне бассейна был отвергнут из-за сложности доступа к ракете, необходимости в герметическом транспортно-пусковом контейнере и проблемы размещения персонала. Однако в настоящее время некоторые факторы изменились, и ВВС считают необходимым заново рассмотреть этот метод, в котором вода обеспечивает определенную защиту от некоторых поражающих факторов ядерного взрыва. Необходимость присутствия операторов пусковой бригады в зоне базирования отпадает, поскольку предпусковые команды могут быть переданы с самолета-воздушного командного поста [20].

Продолжают изучаться и другие способы базирования ракет М-Х. В недавно опубликованном докладе ученых Массачусетского технологического института предлагаются новые варианты базирования этих ракет, в частности на судах (которые бу-

дут плавать на Великих озерах) или на тяжелых вертолетах. Это, по мнению ученых, повысит защищенность ракет и обойдется дешевле, чем строительство тоннелей. Кроме того, за вертолетами можно следить со спутников, что облегчит в будущем проблему контроля вооружений [21, 22].

ПОГРУЖАЮЩИЙСЯ ГИДРОСАМОЛЕТ-НОСИТЕЛЬ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Хотя в исследованиях по программе М-Х концепция воздушно-мобильного базирования баллистических ракет была признана нецелесообразной по причине высокой стоимости такой системы оружия и трудности обеспечения высокой точности наведения, определенный интерес представляют проекты самолетов-носителей ракет, рассмотренные в последние годы. Отдельные проекты таких самолетов отличаются оригинальностью, хотя их техническая осуществимость и целесообразность представляются весьма спорными.

На 12-ю конференцию американского института авиации и космонавтики 1976 г. был представлен доклад американских специалистов, в котором излагались результаты оценки возможности создания необычного носителя баллистических ракет — погружающегося гидросамолета [23].

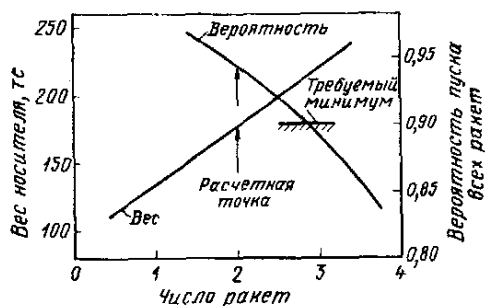
Преимущества погружающегося гидросамолета. Выбор для анализа столь необычного носителя основывался на концепции совместного использования «дорогих» и «дешевых» систем оружия, в том числе стратегического. Считалось, что определенные преимущества обеспечивает рассредоточение стратегического арсенала на небольших носителях, вооруженных баллистическими ракетами с меньшими возможностями, чем у ракет нового поколения. Применение носителей увеличит вероятность «выживания» части стратегических ядерных сил в условиях атомной войны и, кроме того, повысит гибкость использования ядерного потенциала.

Анализ возможных носителей проводился на основе минимального числа предположений и с учетом стоимостных ограничений.

Считалось, что носитель помимо стратегического оружия (баллистических ракет) должен нести и тактическое оружие. После пуска баллистических ракет носитель может либо оставаться в зоне боевого дежурства для защиты других носителей, которые еще не применили свое стратегическое оружие, либо возвратиться на базу для подготовки к новому заданию.

Изучение современного и планируемого к разработке стратегического оружия США показало, что к 1980 г. все виды беспилотного стратегического оружия будут иметь боеголовку мощностью более 500 кт и дальность действия свыше 9000 км. Отдельные виды оружия с малым радиусом действия (типа ракет SRAM) будут использоваться для вооружения бомбардировщиков.

Было принято, что аппарат-носитель стратегического оружия не должен проникать в зону обороны потенциального противника. Поэтому для поражения целей радиус действия баллистических ракет должен быть не менее 3500 км. Однако для повышения степени рассредоточения носителей радиус действия был увеличен до 4500 км. Считалось, что мощность боеголовок ракет должна быть промежуточной между тротиловым эквивалентом



Фиг. 16. Определение боевой нагрузки (числа баллистических ракет)

богголовков небольших ракет малой дальности действия и богголовков больших МБР и составлять ~100—200 кг.

Расчетная дальность движения аппарата-носителя, выбранная из условия его базирования в США и его боевого дежурства на расстоянии 4500 км от потенциальной цели, составляет 8000 км. Для быстрого рассредоточения носитель должен обладать способностью к перемещению в другую зону боевого дежурства на расстояние 1000 км не более чем за 10 ч. Считалось, что в условиях войны время дежурства в зоне будет не более двух дней, а в мирное время — три дня. В связи с этим максимальное время дежурства без дозаправки топливом было принято равным пяти дням.

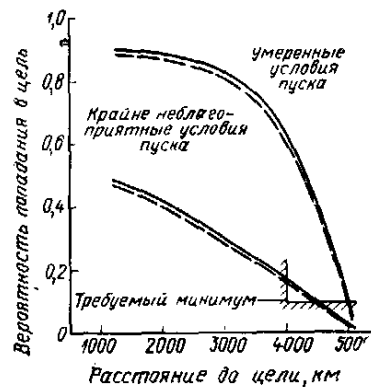
При выборе типа аппарата-носителя были рассмотрены «сухопутный» самолет и гидросамолет, надводный корабль и подводная лодка и погружающийся под воду гидросамолет.

Использование базирующегося на суше самолета в качестве стартовой платформы для баллистических ракет связано с чрезвычайно высоким расходом топлива для полета в течение 30 ч. Атомный двигатель не рассматривался, так как в течение ближайших двух десятилетий вероятность его создания мала. Всем остальным предъявлявшимся требованиям самолет, как аппарат-носитель МБР, отвечает в полной мере.

Надводные корабли, не использующие воздушную подушку или подводные крылья, не способны пройти 1000 км за 10 ч. Кроме того, возникали проблемы боевого дежурства в штормовую погоду.

Подводная лодка, даже используя атомный двигатель и подводные крылья, также не отвечает требованиям к скорости движения. Движение на подводных крыльях в надводном положении значительно повышает вероятность обнаружения ее противником. Всем остальным требованиям подводная лодка отвечает в полном объеме.

Гидросамолет в качестве носителя ракет удовлетворяет требованиям ко времени рассредоточения и расходу топлива, но не имеет существенных преимуществ в отношении других характеристик. Главными недостатками гидросамолета являются: его неспособность дежурства на плаву при большом волнении на море и уязвимость со стороны надводных систем оружия потенциального противника. Но все же опасность быть обнаруженным и уничтоженным для гидросамолета намного меньше, чем для подводных кораблей. При этом гидросамолет имеет наименьшую стоимость по срав-



Фиг. 17. Вероятность попадания ракетами в цель

нению со всеми рассмотренными видами носителей стратегического оружия.

Погружающийся под воду гидросамолет обладает скоростью и радиусом действия самолета в сочтании со скрытностью и живучестью подводной лодки. Его летные характеристики хуже, чем у обычного самолета, а гидродинамические характеристики хуже, чем у подводной лодки. Однако предварительные исследования показали, что погружающийся гидросамолет может удовлетворить всем предъявленным требованиям при наименьших затратах, поэтому он был выбран как основа для более подробного анализа концепции стартовой платформы.

До настоящего времени наиболее значительное исследование проекта погружающегося гидросамолета провела фирма Джeneral Дайнэмикс в 1963 г. по заданию флота США. Объектом исследования был тактический погружающийся гидросамолет, вооруженный одной торпедой весом 540 кгс. Результаты анализа этого аппарата, названного «Сабплайн» (самолет-подводная лодка), остаются засекреченными, но согласно имеющимся сведениям этот проект соответствовал относительно низкому уровню развития техники.

Оценки показывают, что успехи в области силовых установок, конструкции и систем управления, достигнутые за последние 10—15 лет, обеспечивают создание погружающегося самолета на основе современного уровня техники.

Погружающийся гидросамолет должен перемещаться в основном по воздуху, под водой он будет находиться только во время боевого дежурства. Способность к подводному перемещению определяется лишь требованиями удержания заданной позиции при наличии подводных течений и ограниченного оборонительного маневрирования.

Пуск баллистических ракет должен обеспечиваться как в воздухе, так и под водой. Пребывание на поверхности моря необходимо сократить до минимума, чтобы снизить вероятность обнаружения.

В качестве стратегического оружия были выбраны баллистические ракеты «Поларис» А-3, имеющие дальность действия 5000 км, с модифицированной системой пуска. При определении числа ракет считалось, что уровень «живучести» гидросамолета должен обеспечивать 90%-ую вероятность

пуска всех ракет при 10%-ной вероятности поражения цели на расстоянии 4000 км в максимально неблагоприятных условиях. Вероятность успешного пуска предполагалась экспоненциальной функцией числа пусков ракет с одной стартовой платформы. В соответствии с фиг. 16, гидросамолет, отвечающий требованиям «живучести», не может нести более двух ракет. В этом случае вероятность поражения цели каждой ракетой в максимально неблагоприятных условиях выше 10% (фиг. 17).

Гидросамолет должен быть оборудован системой дальнего обнаружения целей и оснащен тактическим оружием для поражения воздушных, надводных и подводных целей. Единой системы обнаружения и одного вида оружия, способных выполнять эти функции, не существует. Поэтому на гидросамолете должны быть установлены РЛС и гидролокационные системы с большим радиусом действия и применены два типа оружия: ракета класса воздух — воздух и ракета, запускаемая из-под воды для поражения подводных лодок. Против надводных кораблей могут быть применены оба типа ракет. Из имеющегося арсенала тактического оружия были выбраны ракеты «Феникс» (AIM-54A) и «Саброк» (UUM-44A). Использование ракет «Феникс» требует установки инфракрасной и радиолокационной станций обнаружения (система AN/AWG-9), а ракеты «Саброк» — гидроакустической станции большого радиуса действия AN-BQQ5 для обнаружения противника на расстоянии свыше 55 км.

Выбранный состав тактического оружия должен обеспечить поражение четырех самолетов и двух подводных или надводных кораблей противника. Боевые действия против надводных кораблей считаются маловероятными, так как их можно обнаружить на большом расстоянии, а атаковать они могут лишь с расстояния 10—60 км. За время, пока противник приблизится на расстояние применения оружия, погруженный гидросамолет может всплыть и взлететь. Поскольку атакующий самолет противника имеет большое преимущество в скорости по сравнению с гидросамолетом, последний может спастись, лишь применив ракеты класса воздух—воздух с большой дальностью действия. Анализ показал, что гидросамолет должен быть вооружен четырьмя ракетами «Феникс» и двумя ракетами «Саброк».

Предварительный анализ показал, что для движения в воздухе может быть использован только ТРДД. Однако этот двигатель обладает двумя основными недостатками: большой фронтальной площадью, что приводит к увеличению сопротивления при движении под водой, и большим объемом вентиляторного модуля, что усложняет процесс погружения.

Первый недостаток не так важен, так как к подводному движению предъявляются весьма умеренные требования. Для преодоления второго недостатка предполагается герметизировать объем двигателя в подводном положении и заполнять его авиационным топливом. Камеру сгорания при подготовке к погружению можно охлаждать водой.

При выборе двигателя для подводного хода рассматривались электродвигатель с питанием от аккумуляторных батарей или парогазовый турбогенератор, работающий по замкнутому циклу, и

двигатель Стирлинга с питанием от теплового аккумулятора.

Парогазовый турбогенератор, работающий по замкнутому циклу, оказался наименее подходящей системой, так как для его работы требуется специальное топливо — водород и кислород. Трудности пополнения топлива в море, малые располагаемые объемы для его размещения и высокие требования к его хранению заставили отказаться от этого источника энергии.

Парогазовая установка на гидразине или перекиси водорода и органическом топливе не обеспечивает требуемую дальность плавания и имеет повышенную пожароопасность.

Аккумуляторные батареи имеют энергоемкость 30—100 Вт·ч/кгс, но малый коэффициент перезарядки, требующей большого времени, поэтому они рассматривались как надежный источник энергии, применение которого, однако, приводило к ухудшению характеристик гидросамолета как носителя баллистических ракет.

Двигатель Стирлинга работает от теплового аккумулятора, имеющего энергоемкость 200 Вт·ч/кгс, отличающегося удобством перезарядки. Аккумулятор соединен с двигателем теплоизолированным трубопроводом. В качестве накопителя тепловой энергии может использоваться расплавленная соль, например фторид лития (LiF), имеющий температуру эвтектики 850°C. Перезарядка может производиться быстро, с помощью небольшой керосиновой горелки. Потери тепловой энергии через теплоизоляцию оцениваются ~6% в день.

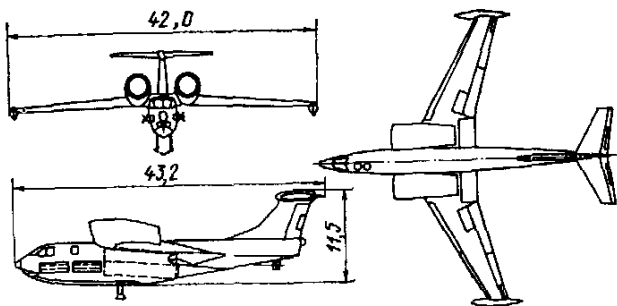
В результате сравнительных оценок для подводного движения был выбран двигатель Стирлинга. Так как скорость погруженного гидросамолета невысока, в качестве движителя использован гребной винт в кольцевом канале, который обеспечивает в этих условиях высокую эффективность и малый уровень шума.

Второй двигатель Стирлинга приводит во вращение генератор для питания бортовой электросистемы. Предусмотрена также небольшая аварийная серебряно-цинковая аккумуляторная батарея.

Конструкция, системы и вооружение погружающегося гидросамолета. Предварительные проектные исследования привели к выбору схемы гидросамолета, показанной на фиг. 18.

Характеристика погружающегося гидросамолета

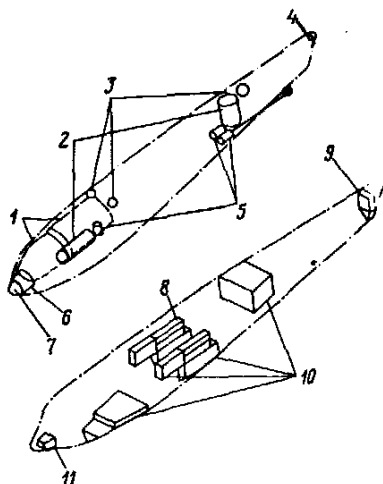
Максимальный взлетный вес	180,78 тс
Вес пустого	77,38 „
Боевая нагрузка	38,42 „
Полное подводное водоизмещение	581 „
Длина самолета	43,2 м
Высота самолета	11,5 „
Максимальная ширина фюзеляжа	3,4 „
Размах крыла (включая поплавки)	42 „
Площадь крыла	256 м ²
Относительное удлинение крыла	6,25
Угол стреловидности по 1/4 хорд	24,2°
Угол отрицательного поперечного V	2,5°
Средняя аэродинамическая хорда	7,65 м
Площадь стабилизатора	60 м ²
Площадь киля	30,5 „
Длина по ватерлинии	38,3 м
Ширина на редане	2,39 „
Удлинение фюзеляжа (отношение длины к ширине)	16,0
Площадь подводного крыла	2,84 м ²



Фиг. 18. Схема погружающегося гидросамолета (размеры в метрах)

Исследования показали, что для снижения веса балласта, необходимого для погружения, гидросамолет должен иметь максимально возможное отношение взлетного веса к подводному водоизмещению. Увеличение балласта приводит к увеличению массы и моментов инерции в подводном положении по сравнению с полетным состоянием, что, в свою очередь, требует увеличения затрат энергии на управление; с другой стороны, уменьшение объема вызывает уменьшение сопротивления как в воде, так и в воздухе.

Все системы расположены внутри прочного фюзеляжа, за исключением ТРДД (фиг. 19). РЛС и гидролокационное оборудование установлено в носовой и кормовой частях, а командный и жилой отсеки расположены в передней части фюзеляжа. Топливные баки и балластные цистерны распределены по фюзеляжу. Две ракеты «Поларис» размещены в средней части фюзеляжа, одна под другой, под углом 5° к продольной линии. Ракеты загружаются и запускаются через небольшой люк фюзеляжа за нижней ракетой. Пуск верхней ракеты может быть осуществлен только после установки ее в нижнее положение на освободившееся место пуска первой ракеты. При пуске в воздухе или под водой ракета вытягивается из люка небольшим парашютом. При пуске в воздухе ракета затем стабилизируется тремя большими парашютами, после чего включается РДТТ. При пуске в подводном положении после выхода из люка ракета стабилизируется в следе гидросамолета, после чего включается ее двигатель. При подводном пуске гидросамолет должен двигаться как для осуществления нормальной процедуры пуска ракеты,



1—модули экипажа; 2—тепловые аккумуляторы; 3—баллоны сжатого воздуха; 4—хвостовые РЛС и гидролокатор; 5—двигатели Стирлинга; 6—модуль оборудования; 7—носовые РЛС и гидролокатор; 8—вспомогательные цистерны и цистерны быстрого погружения; 9—кормовая и дифференциальная цистерна; 10—топливные баки; 11—носовая дифференциальная цистерна

Фиг. 19. Размещение оборудования балластных цистерн и топливных баков

Таблица 1
Весы и объемы компонентов конструкции и систем погружающегося гидросамолета

Компонент	Вес, %	Объем, %
Конструкция фюзеляжа	6,6	1,6
Конструкция крыла	6,2	1,8
Конструкция гондолы (две)	1,1	15,9
Оверение	1,1	0,3
Командный модуль	2,9	7,2
Жилой модуль	7,1	11,4
ТРДД (два)	5,0	0,6
Тепловые аккумуляторы (два)	11,3	6,9
Прочие компоненты	1,5	2,1
Всего . . .	42,8	47,8
Ракеты „Поларис“	10,2	15,1
Ракеты „Феникс“	0,9	0,4
Ракеты „Саброк“	2,0	1,7
Всего . . .	21,1	17,2
Топливо	36,1	15,1

так и для уменьшения вероятности своего обнаружения.

Ракеты класса воздух—воздух «Феникс» размещаются по две в нишах по бортам фюзеляжа. Каждая ракета имеет свой выдвижной узел подвески. Ракеты «Саброк» размещаются внутри фюзеляжа в стандартных пусковых трубах диаметром 0,53 м. Загрузка и пуск снарядов осуществляется через переднее отверстие трубы. Весы и объемы компонентов конструкции и бортовых систем приведены в табл. 1.

В фюзеляже имеется система из топливных баков и балластных цистерн. Баки позволяют разместить 64,9 тс топлива. Поскольку погружение гидросамолета возможно лишь при запасе топлива 38,11 тс, 27,98 тс топлива перекачивают в гондолы двигателей, освободившиеся объемы топливных баков заполняют морской водой, отделяемой от оставшегося топлива гибкими перегородками. В носовой и хвостовой частях расположены дифференциальные цистерны, а вспомогательные балластные цистерны и цистерны быстрого погружения — вблизи центра тяжести гидросамолета (в погруженном положении). Вспомогательные цистерны служат для регулирования положения центра тяжести по высоте. Схема расположения топливных баков и балластных цистерн показана на фиг. 19, а их характеристики — в табл. 2.

Осушение балластных цистерн производится сжатым воздухом. Эти цистерны выполнены из титановых сплавов и рассчитаны на давление 300 атм. На борту гидросамолета имеется три баллона со сжатым воздухом объемом $2,0 \text{ м}^3$ и давлением 150 атм. Каждый из баллонов может дважды обеспечить всплытие гидросамолета с глубины 300 м. Для всплытия достаточно продуть цистерны быстрого погружения, а остальные цистерны и объемы опорожняются на поверхности моря с помощью компрессора, использующего атмосферный воздух. В случае необходимости осушение цистерн может производиться во время полета при взлете.

Таблица 2

Характеристика цистерн и топливных баков

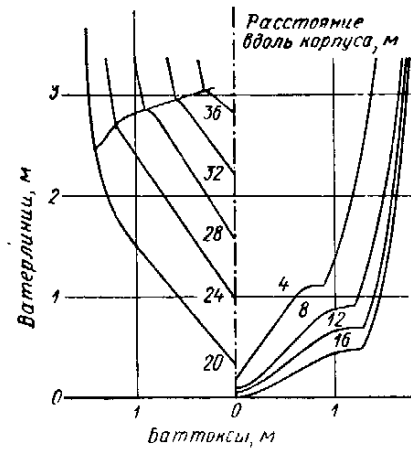
	Объем, м ³	Полный вес, тс
Балластные цистерны		
Цистерны быстрого погружения	7,52	7,708
Вспомогательные цистерны	2,80	2,87
Носовая дифферентная	2,32	2,378
Кормовая дифферентная	1,60	1,64
Топливные баки		
Бак № 1	23,68	20,60
Бак № 2	15,28	13,29
Бак № 3	14,36	12,49
Бак № 4	21,29	18,52

Для гидродинамических оценок использовались характеристики фюзеляжа современного гидросамолета Мартин М-270. Корпус этого гидросамолета имеет значительный угол кормового подзора ($\sim 9^\circ$), что обеспечивает хорошую управляемость при волнении моря. Для снижения брызгообразования предусмотрена двойная скула. На фиг. 20 приведен теоретический чертеж нижней части фюзеляжа гидросамолета М-270. Угол килеватости в носовой части 19° , а в кормовой — 58° . Расстояние редана от носа фюзеляжа 18 м. По результатам испытаний М-270 были определены зоны поверхности фюзеляжа, подверженные интенсивному воздействию брызг (фиг. 21).

Большой удельный вес погружающегося гидросамолета приводит к увеличению длины пробега при взлете из-за увеличения сопротивления при глиссировании. Для уменьшения сопротивления на днище фюзеляжа установлено небольшое убирающееся суперкавитирующее подводное крыло. Размеры его выбирались из условия обеспечения скорости отрыва 72 м/с. Площадь подводного крыла $2,84 \text{ м}^2$, удлинение 3,0.

Конструкция планера погружающегося гидросамолета рассчитывалась на рабочую глубину погружения 100 м. Погружение более чем на 100 м не дает особенных выигрышей по живучести. Жизненно важные системы гидросамолета, включая отсеки жизнеобеспечения экипажа, рассчитывались на глубину 500 м, остальные системы — на 300 м. При расчете полумонокковой конструкции фюзеляжа учитывались аэродинамические, аэростатические, гидродинамические и гидростатические нагрузки. Для облегчения конструкции фюзеляжа и повышения ее коррозионной стойкости широко использовались сплавы титана (72%) и алюминия (28%). Внутри фюзеляжа имеются поперечные водонепроницаемые перегородки. Характеристики продольной жесткости фюзеляжа представлены на фиг. 22.

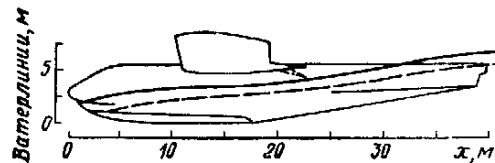
При выборе крыла были отвергнуты по причине большого веса или сложности конструкции крыло изменяемой стреловидности, крыло-парашют, а также надувное и складывающееся крылья. Было выбрано простое фиксированное крыло умеренного относительного удлинения, несмотря на то, что в



Фиг. 20 Обводы нижней части фюзеляжа

подводном положении оно ухудшает маневренность и увеличивает сопротивление.

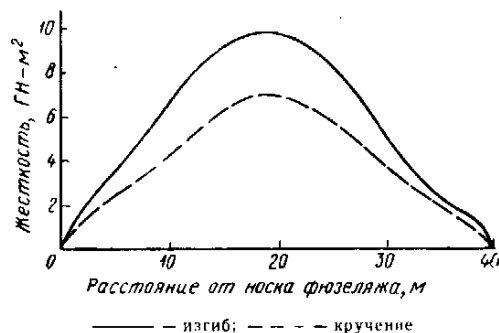
Крыло имеет обычную конструкцию, спроектированную без учета особенностей погруженного состояния, поскольку эти условия не являются расчетными. На концах верхнерасположенного крыла установлены поплавки для улучшения поперечной устойчивости. Площадь крыла 256 м^2 , размах 40 м, относительное удлинение 6,25, угол стреловидности по $1/4$ хорд $24,2^\circ$. Профиль бортового сечения NASA 64-412, концевой профиль NASA 64-206 угол отрицательного поперечного $V 2,5^\circ$. Геометрическая кривка крыла $2,0^\circ$. Угол установки крыла $1,5^\circ$. По-



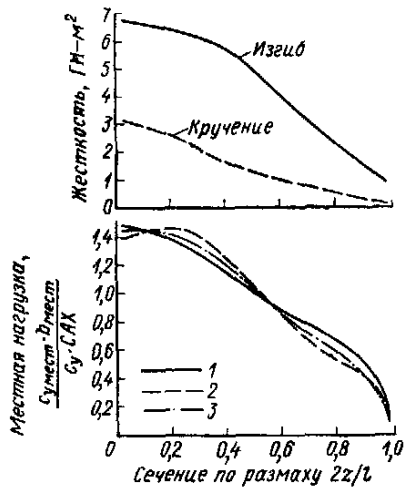
Фиг. 21. Зоны фюзеляжа, подверженные воздействию брызг морской воды

плавки на концах крыла имеют длину 8,0 м и ширину 1,0 м. Объем каждого поплавка $4,884 \text{ м}^3$, при погружении они свободно заполняются водой. Оборудование в них отсутствует.

Для увеличения подъемной силы крыла используются закрылки с обдуваемой струями двигателей верхней поверхностью, обычные двухщелевые закрылки и предкрылки, простирающиеся от гондол

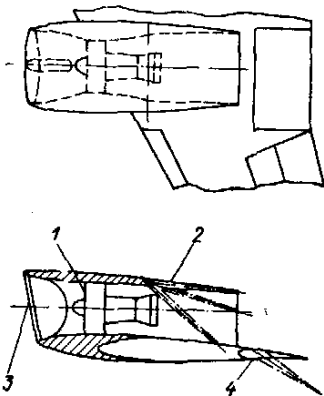


Фиг. 22. Продольная жесткость фюзеляжа



1—крейсерский полет; 2—взлет; 3—посадка
Фиг. 23. Нагрузка на крыло и его жесткость

двигателей до концов крыла. Закрылки имеют хорду, равную 25% хорды крыла, а предкрылки — 12%. Максимальные углы отклонения закрылков и предкрылков составляют соответственно 25° и 15°.

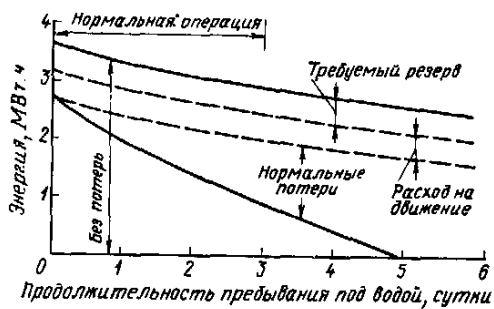


1—ТРДД JT9D-59A; 2—створка; 3—двухступенчатый компрессор; 4—закрылок, обдуваемый сверху струей двигателя

Фиг. 24. Схема гондолы с двигателем

Такая система обеспечивает максимальное значение c_y , равное 3,62. Для управления по крену используются элероны (занимающие 35% размаха крыла и имеющие хорду, равную 25% хорды крыла) и интерцепторы.

Крыло имеет обычную двухлонжеронную кон-



Фиг. 25. График расходования энергии в подводном положении

струкцию, состоящую на 65% из титана и на 35% из алюминия. Расчетные нагрузки на крыло соответствуют условиям полета и движения по поверхности моря. Максимальная эксплуатационная перегрузка 4,0, коэффициент безопасности принят равным 1,5. Распределение жесткости по размаху крыла показано на фиг. 23.

Силовая установка гидросамолета состоит из двух ТРД, расположенных перед крылом таким образом, чтобы выхлопные струи двигателей обтекали верхнюю поверхность крыла (как на военном транспортном самолете Боинг УС-14). На гондолах двигателей установлены специальные направляющие створки, «прижимающие» к закрылкам выхлопную струю, которая отклоняется вниз вследствие эффекта Коанда. Эти створки, кроме того, обеспечивают герметизацию двигателей со стороны выхлопной части. Воздухозаборники перед погружением гидросамолета закрываются двухстворчатыми клапанами.

Обдув верхней поверхности крыла позволяет получить заданный коэффициент подъемной силы при меньших углах отклонения закрылков, что упрощает проблему защиты конструкции от воздействия водяных брызг. На обычных самолетах такая силовая установка не применяется из-за дополнительных потерь тяги вследствие того, что струя внешнего контура заключена в гондолу до самого среза сопла. Однако на рассматриваемом самолете двигатель все равно должен быть полностью закрыт и герметизирован перед погружением.

В качестве двигателей предлагается использовать два ТРДД Пратт-Уитни JT9D-59A со статической тягой на уровне моря по 472 кН. Перед погружением двигатели выключаются, камеры сгорания охлаждаются впрыском воды. После этого гондолы герметически закрываются и заполняются топливом. Схема силовой установки показана на фиг. 24.

Применение системы обдува верхней поверхности крыла требует выбора Т-образного хвостового оперения, чтобы избежать интерференции выхлопной струи с оперением. Размеры стабилизатора выбраны в соответствии с малым запасом продольной центровки (2% САХ), что способствовало снижению лобового сопротивления (аналогичные цели преследовались при определении параметров киля). Почти критический запас центровки требует применения системы улучшения устойчивости.

Стабилизатор имеет площадь 60 м² и размах 14,0 м. Рули высоты вдоль всего размаха имеют относительную 25%-ную хорду. Стабилизатор отклоняется в диапазоне углов от 0 до -6,5°. Для стабилизатора выбран профиль NACA 64-009.

Площадь киля составляет 30,5 м², высота равна 5,0 м. Руль направления имеет 35%-ную хорду, его размеры выбраны в соответствии с требованиями управляемости при взлете в условиях волнения на море.

Рули высоты и направления имеют триммеры и используются также для управления при движении под водой.

Для уменьшения концентрации нагрузок на фюзеляж и повышения надежности работы «подводных» систем было решено установить два тепловых аккумулятора, вмещающих 17,88 тс фторида лития и имеющих энергоемкость 3564 кВт·ч. Пе-

редний тепловой аккумулятор весом 8100 кгс, вмещающий 7060 кгс фторида лития, находится под модулем экипажа. Аккумулятор, установленный за крылом, весит 12420 кгс и вмещает 10820 кгс LiF. Каждый аккумулятор снабжен керосиновой горелкой; перезарядка аккумуляторов выполняется за 30 мин.

Запасы тепловой энергии обеспечивают выполнения 5-дневного задания, резервы энергии рассчитаны на 1 день. Расход энергии на жизнеобеспечение экипажа составляет 15,0 кВт·ч. 27 кВт·ч резервируется для пуска ракет «Поларис». Остальной запас энергии обеспечивает движение под водой в течение 8 ч со скоростью 2,58 м/с (9,3 км/ч). График расходования энергии показан на фиг. 25.

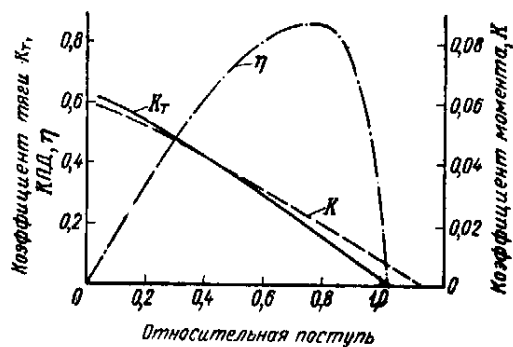
На гидросамолете установлены три двигателя Стирлинга. Один, мощностью 500 кВт, обеспечивает подводное движение. Два малых, мощностью по 40 кВт, используются для привода электрогенераторов. Общий вес трех двигателей и двух электрогенераторов 190 кгс.

В качестве движителя для подводного режима использован четырехлопастный гребной винт в кольцевом патрубке Вагенинген В.4.55 диаметром 1,2 м. За винтом установлен небольшой руль управления. В полете гребной винт убирается в фюзеляж. Применение патрубка улучшает характеристики винта при малых скоростях хода (фиг. 26). Максимальная скорость вращения винта 900 об/мин.

Так как погружающийся гидросамолет действует в двух различных средах и несет стратегическое и тактическое оружие, обязанности экипажа очень велики. Экипаж должен состоять минимум из четырех человек: двух летчиков и двух членов экипажа, обеспечивающих тактические операции. Один летчик управляет гидросамолетом в воздухе, другой — под водой. Летчик, не участвующий в управлении, обеспечивает пуск баллистических ракет. Вахту продолжительностью 8 ч в нормальных условиях несут два человека: летчик и оператор. Остальная часть экипажа в это время отдыхает.

Требования к помещениям, где располагается экипаж, почти такие же, как для космических кораблей. Они должны иметь минимальный объем и вес и состоять из двух отсеков: командного и жилого. Спасение экипажа должно обеспечиваться как в воздухе, так и под водой. Приемлемым решением является использование аварийного модуля, подобного отделяемой кабине самолета Джернал Дайнемикс F-111. В воздухе модуль отделяется от гидросамолета с помощью ракетного двигателя, а под водой его всплытие обеспечивается положительной плавучестью. Спасательным модулем служит отсек управления с четырьмя креслами. Между отсеком управления и жилым отсеком должна быть водонепроницаемая дверь. Давление в отсеках поддерживается постоянным и равным атмосферному давлению на уровне моря.

Схема модулей для размещения экипажа показана на фиг. 27. Все оборудование системы управления сосредоточено в командном модуле, который в аварийной ситуации отделяется от гидросамолета четырьмя ракетными двигателями тягой по 50 кН. Модуль имеет положительную плавучесть, что обеспечивает спасение экипажа при погруженном положении гидросамолета. Жилой мо-



Фиг. 26. Характеристики четырехлопастного гребного винта в кольцевом канале (диаметр 1,2 м, шаговое отношение 1,0)

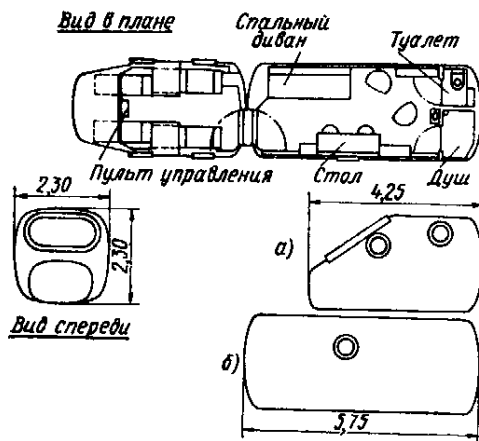
дуль является интегральной частью фюзеляжа. В нем содержится оборудование для отдыха, питания и личной гигиены экипажа.

В модулях автоматически поддерживается постоянное давление (700 мм рт. ст.). Система кондиционирования воздуха полностью автономна. В баллонах хранится 80 кгс кислорода при давлении 20 атм. Для очистки воздуха применяется специальный регенератор весом 250 кгс. Основная система жизнеобеспечения рассчитана на 48 человеко-дней, а резервная система — на 8 человеко-дней. Таким образом, жизнедеятельность экипажа обеспечивается в течение 12 дней (включая два резервных дня). В каждом модуле имеется запас воды 2,0 м³.

Система жизнеобеспечения потребляет менее 1 кВт·ч энергии. В аварийной ситуации экипаж должен покинуть жилой модуль и перейти в командный, отключив жилой от системы жизнеобеспечения.

Модули имеют плавные обводы и выдерживают погружение на глубину 500 м. Стенки выполнены в виде сотовой титановой конструкции с пеноизоляцией. Командный модуль объемом 15,28 м³ весит 5,34 тс, 11% веса приходится на конструкцию. Жилой модуль объемом 24,26 м³ весит 12,85 тс, из которых 8% — вес конструкции.

При полете центр тяжести гидросамолета расположен на расстоянии 16,4 м от носка фюзеляжа.



а — командный модуль (5,34 тс; 15,28 м³); б — жилой модуль (12,85 тс; 24,26 м³)

Фиг. 27. Схема модулей для размещения экипажа

Таблица 3

Производные устойчивости и управляемости

Величины	1/град	Величины	1/град
c_y^{α}	0,0816	$m_{y\omega}^{\omega}$	0,00215
m_z^{α}	-0,00163	$c_{y\delta}^{\delta}$	0,00694
m_z^{ω}	-0,459	m_z^{δ}	-0,0170
c_z^{β}	-0,00747	m_x^{δ}	0,00162
m_x^{β}	-0,000982	m_y^{δ}	0,000210
m_y^{β}	-0,00183	c_z^{δ}	0,000818*
m_y^{ω}	0,00178	m_x^{δ}	0,00134*
m_x^{ω}	0,000912	m_y^{δ}	-0,00151*

* Производные по перекладке рулей для управления при подводном плавании.

Без тактического оружия ц. т. сдвигается до 16,69 м. Все остальные случаи центровки являются промежуточными. Положение центра тяжести по высоте над килем меняется от 3,22 м при полной загрузке до 4,35 м для пустого гидросамолета.

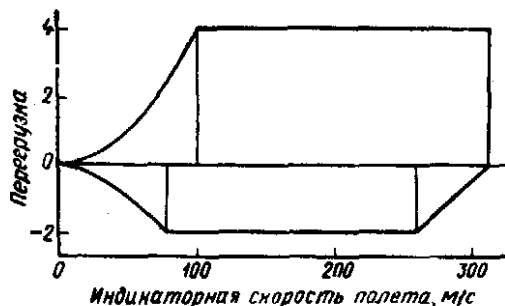
В подводном режиме центр плавучести расположен на высоте 3,72 м над килем, а центр тяжести на 1,18 м ниже. Постоянство положения центра тяжести по длине самолета обеспечивается дифферентными цистернами.

На самолете применена электродистанционная система управления, обеспечивающая требуемую устойчивость и экономию 5% веса. Производные устойчивости и управляемости приведены в табл. 3.

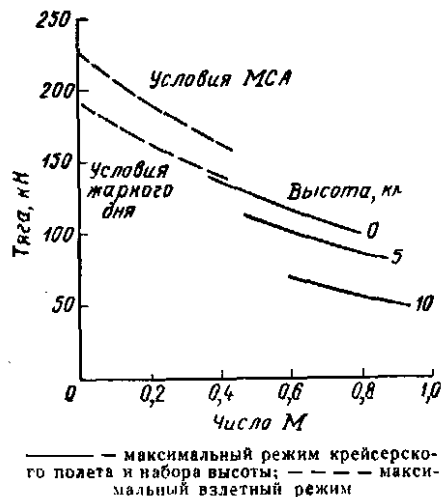
В подводном положении система улучшения устойчивости применяется для регулировки статической балансировки. Рули высоты и направления используются для управления ориентацией гидросамолета в условиях подводных течений, а руль за гребным винтом — для управления движением.

Характеристики погружающегося гидросамолета. Область летных режимов гидросамолета, показанная на фиг. 28, соответствует требованиям министерства обороны США к тактическому бомбардировщику. По условиям прочности индикаторная скорость ограничена величиной 312 м/с. Для расчета пределов по бафтингу и флаттеру располагаемая информация оказывается недостаточной.

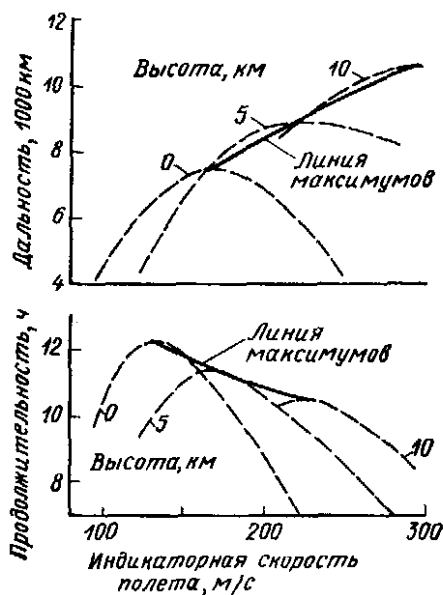
Принятые для расчетов характеристики ТРДД представлены на фиг. 29. Зависимости дальности



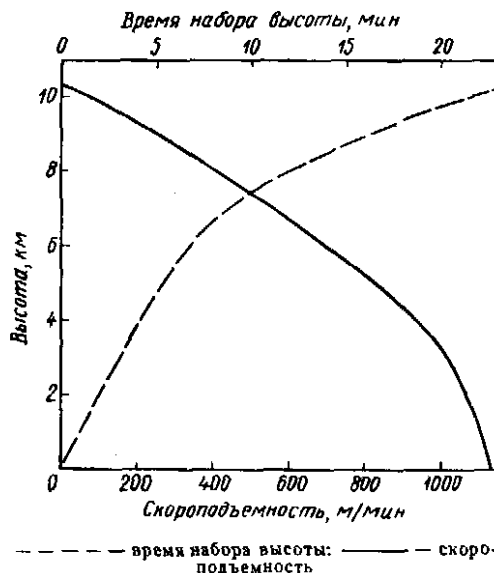
Фиг. 28. Область летных режимов



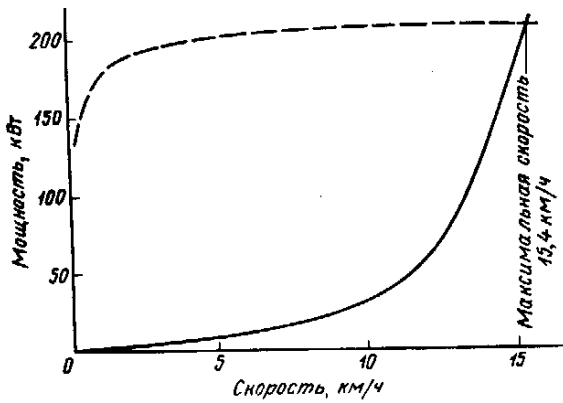
Фиг. 29. Характеристика ТРДД JT9D-59A с учетом установочных потерь



Фиг. 30. Дальность и продолжительность полета (резервы топлива для полета на расстояние 500 км на уровне моря)



Фиг. 31. Характеристика скороподъемности



Фиг. 32. Зависимость мощности потребной силовой установки от скорости подводного движения

и продолжительности полета гидросамолета от высоты и индикаторной скорости показаны на фиг. 30. При полете на высоте 10 000 м дальность полета достигает 10 600 км; максимальная дальность полета на уровне моря составляет 7650 км. Максимальная продолжительность, равная 12,3 ч, обеспечивается при полете на уровне моря, с увеличением высоты полета продолжительность уменьшается.

Практический потолок гидросамолета равен 10 150 м (где располагаемая скороподъемность составляет 30 м/мин). Время достижения этой высоты — 19 мин. На уровне моря скороподъемность равна 1130 м/мин, для подъема на высоту 5000 м требуется только 5 мин (фиг. 31).

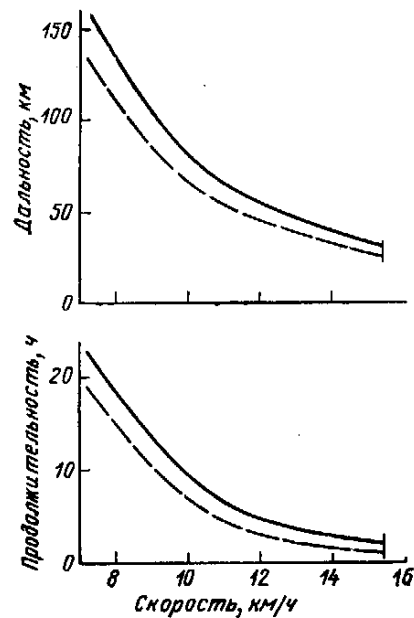
Лобовое сопротивление гидросамолета в погруженном состоянии вычислялось по методике, принятой для расчета хода подводных лодок. Принятые характеристики гребного винта приведены на фиг. 32. Максимальная скорость подводного движения составляет 4,28 м/с.

На фиг. 33 показано влияние скорости подводного движения на продолжительность пребывания под водой и дальность плавания. Если в первый день пребывания в зоне боевого дежурства дальность плавания со скоростью 2 м/с составляет 149 км, то на третий день она уменьшается до 124 км. Это объясняется потерей энергии тепловым аккумулятором. Малые скорости будут применяться для компенсации сноса подводными течениями. На отдельных этапах скорость может превышать 2,5 м/с.

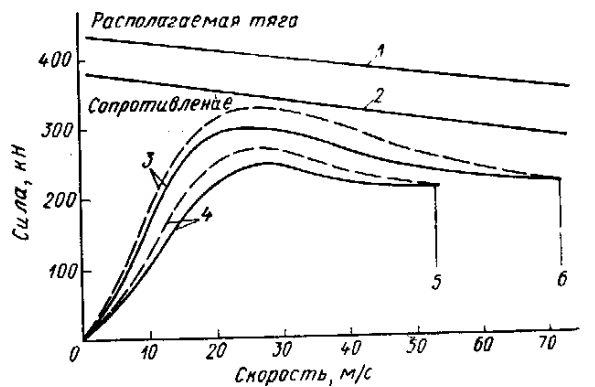
Зависимости тяги силовой установки и лобового сопротивления гидросамолета от скорости при взлете показаны на фиг. 34 для стандартных условий и условий жаркого дня ($t = 30^\circ\text{C}$) и двух значений взлетного веса (180 700 кгс и 96 700 кгс). Изменение угла тангажа при взлете иллюстрируется фиг. 35. Полученные взлетные характеристики гидросамолета представлены в табл. 4.

Перегрузки при приводнении приведены в табл. 5. Подводное крыло значительно снижает посадочную перегрузку: при волнении моря 4 балла нормальная перегрузка уменьшается от 4,1 до 1,9.

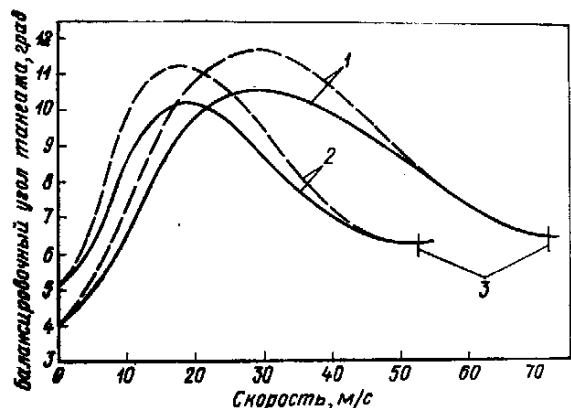
Стоимостный анализ. Оценки стоимости разработки и эксплуатации погружающегося гидросамолета проводились с помощью методики корпорации



Фиг. 33. Дальность и продолжительность подводного движения



Фиг. 34. Тяга и сопротивление при взлете



Фиг. 35. Углы балансировки при взлете

Таблица 4
Взлетные характеристики гидросамолета

	Положение подводного крыла			
	Выпущено		Убрано	
	расстояние, м	время, с	расстояние, м	время, с
<i>Максимальный взлетный вес</i>				
Море спокойно				
Стандартные условия	3660	94	4560	119
Условия жаркого дня	7800	190	10 150	281
Волнение моря 4 балла				
Стандартные условия	7250	184	—	—
Условия жаркого дня	13 870	342	—	—
<i>Вес = вес пустого самолета + 25% топлива</i>				
Море спокойно				
Стандартные условия	690	22	910	30
Условия жаркого дня	1360	42	1530	49
Волнение моря 4 балла				
Стандартные условия	1432	46	—	—
Условия жаркого дня	5240	160	—	—

Таблица 5
Перегрузки при приводнении

	Положение подводного крыла	
	Выпущено	Убрано
<i>Максимальный вес</i>		
Море спокойно	1,2	1,6
Волнение моря 4 балла	1,9	4,1
<i>Вес = вес пустого + 25% топлива</i>		
Море спокойно	0,6	0,9
Волнение моря 4 балла	0,9	2,1

РЭНД (Rand Corporation Memorandum RM-484S-PR, V, 1966). Предполагалось, что для летных испытаний будет построено пять гидросамолетов, а для прочностных испытаний два планера. Расчетный объем серийного производства — 144 гидросамолета, темп выпуска — 2 самолета в месяц для первых 50 самолетов, затем 4 самолета в месяц.

Разработка, постройка опытных самолетов и испытания обойдутся в 969,3 млн. долл. (в ценах 1975 г.). Стоимость производства составит 5,332 млрд. долл. Постройка пяти авиабаз для эксплуатации гидросамолетов потребует затрат 130 млн. долл., стоимость оборудования для технического обслуживания и начальной подготовки летных экипажей составят соответственно 218,9 млн. и 40,5 млн. долл. Таким образом, общие затраты на закупки всего парка погружающихся самолетов и подготовку их эксплуатации составят 6,690 млрд. долл.

Эксплуатационные расходы рассчитывались в предположении стоимости топлива 10 цент/л. Стоимость годовой эксплуатации всего парка гидросамолетов составила 133,7 млн. долл. (120 само-

летов первой линии, 24 самолета в ремонте, на каждой из пяти авиабаз имеется 36 экипажей по четыре человека и 160 человек технического персонала).

Рассмотренный парк гидросамолетов считается эквивалентным 10 атомным подводным лодкам типа «Трайидент». В 1975 г. стоимость программы «Трайидент» оценивалась в 16,4 млрд. долл. (без учета расходов на персонал) [24].

1. Gallery of Missiles and Space Weapons. Air Force/Space Digest, 1962, IV, N 4, pp. 121, 122, 133.
2. Aviation Week and Space Technology, 1977, vol. 107, 19/IX, N 12, p. 41.
3. Richardson D. World Missile Directory. Flight International, 1977, vol. 111, 14/V, N 3557, pp. 1328—1329.
4. Hewish M. World Missiles. Flight International, 1976, vol. 109, 29/V, N 3507, pp. 1418—1420.
5. Miller B. ICBMs Get Major Modernization. Aviation Week and Space Technology, 1976, vol. 104, 10/V, N 19, pp. 67—70.
6. Missiles and Rockets, 1966, 18/IV, N 16, p. 26.
7. Advanced ICBM Technology (MX) Program. Military Research Letter, 1977, 1/VIII, N 466, p. 7.
8. Robinson C. A., Jr. MX Deployment Urged for Parity. Aviation Week and Space Technology, 1977, vol. 107, 5/XII, N 23, pp. 12—13.
9. B-1 Bomber Crucial to SAC Plans. Aviation Week and Space Technology, 1976, vol. 104, 10/V, N 19, pp. 39—45.
10. Hepfer W. J. M-X and the Land-Based ICBM. Astronautics & Aeronautics, 1975, vol. 13, 11, N 2, pp. 57—61.
11. US Strategic Weapons Programme. Interavia Air Letter, 1975, 27/II, N 8201, p. 5.
12. Heavy-Lift Platform for ICBM Studied. Aviation Week and Space Technology, 1975, vol. 102, 3/III, N 9, p. 12.
13. Air-Launched ICBM Proposal. International Defence Review, 1974, vol. 7, IV, N 2, p. 233.
14. Interavia Air Letter, 1974, 15/XI, N 8135 p. 3.
15. Slay A. D. MX, a New Dimension in Strategic Deterrence. Air Force Magazine, 1976, vol. 59, IX, N 9, pp. 44—49.
16. Lenorovitz J. M. MX Basing Mode Concepts Analyzed. Aviation Week and Space Technology, 1977, vol. 107, 21/XI, N 21, pp. 62—63, 66—67.
17. Brown Approved Full-Scale Development of M-X Missile. Interavia Air Letter, 1977, 12/X, N 8859, p. 7.
18. Interavia Air Letter, 1977, 21/XII, N 8909, p. 4.
19. USAF Hopes to Press Advanced ICBM. Aviation Week and Space Technology, 1974, vol. 100, 11/II, N 6, pp. 60—61.
20. Lenorovitz J. M. M-X Basing Evaluation Widened. Aviation Week and Space Technology, 1978, vol. 108, 20/II, N 8, pp. 14, 15.
21. New York Times, 27/III 1978.
22. Air et Cosmos, 1978, 1/IV, N 712, p. 9.
23. Aviation Week and Space Technology, 1976, vol. 104, 2/II, N 5, p. 15.
24. Papadales B. S., Leitner R. T. The Design of a Highly Mobile Strategic Missile Platform. AIAA Paper N 76—214.

Референты А. В. Жаринов, М. В. Смирнова.