

6. Flight International, 1981, v. 119, 20/VI, N 3763, p. 1919.  
 7. Interavia World Review of AAA, 1979, v. 34, I, N 1, p. 27—30.  
 8. Interavia World Review of AAA, 1980, v. 35, XI, N 11, p. 1045—1049.  
 9. International Defence Review, 1981, v. 14, V, N 5, p. 541—543.

10. Flight International, 1980, v. 118, 12/VII, N 3714, p. 100—102.  
 11. Air International, 1981, v. 8, II, N 2, p. 75—79.  
 12. Naval Aviation News, 1980, V, N 5, p. 16—19.  
 13. Interavia World Review of AAA, 1979, v. 34, I, N 1, p. 22—26.

Референты А. В. Левиков, Ю. Я. Шилов.

УДК 629.6(73)

## ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЕКТОВ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ ТРАНСПОРТНЫХ ЭКРАНОПЛАНОВ\*

Эволюция тяжелых транспортных самолетов, обеспечившей повышение их производительности и снижение эксплуатационных расходов, способствовало применению новых концепций. Практика показала, что по мере того как размеры транспортных самолетов увеличиваются, новые технические возможности допускают дальнейшее улучшение летно-экономических показателей самолетов, однако в будущем такие улучшения как следствие увеличения размеров и веса, вероятно, будут осуществляться медленнее. Для сохранения тенденции совершенствования самолетов был выдвинут ряд новых технических идей. Одна из многообещающих концепций основана на использовании эффекта близости земли WIG (Wing-in-Ground Effect); при этом в связи с уменьшением лобового сопротивления самолета его характеристики значительно улучшаются. В данной работе представлены результаты предварительных проектно-конструкторских исследований в области сверхтяжелых транспортных экранопланов, использующих систему увеличения подъемной силы с помощью поддува PAR (Power Augmented Ram), разработанную в НИЦ им. Тейлора.

Часть результатов получена в процессе предварительных проектно-конструкторских и системных исследований, проводимых фирмой Локхид, а часть представлена НИЦ им. Тейлора по программе оценки концепций перспективных морских транспортных средств (ANVCE — Advanced Naval Vehicles Concept Evaluation). На рис. 1 показан рисунок экраноплана, разработанного при осуществлении программы ANVCE. Работы фирмы Локхид по данной программе включали рассмотрение экранопланов, выполненных по схеме «спенлоудер» (spanloader), обеспечивающей размещение полезной нагрузки в крыле; взлетный вес достигал 860 тс, а платная нагрузка 300 тс. Кроме того, было проведено сравнение технико-экономических характеристик экранопланов различных компоновочных схем, а также экранопланов с транспортными самолетами.

Экраноплан должен использоваться для перевозок и снабжения в океане при волнении до 3 баллов\*\* и иметь радиус действия до 7400 км. Как видно из рис. 2, взлет и посадка осуществляются с поверхности океана, а крейсерский полет происходит

при числе  $M=0,4$  в условиях действия экранного эффекта. Время полета при такой скорости составляет примерно 15 ч. Согласно исследованиям, проведенным по программе ANVCE, полет при числе  $M=0,4$  является оптимальным по экономическим показателям. Максимальные перевозимые нагрузки 200 и 300 тс отвечают требованиям перевозок соответственно четырех и шести танков M60A3,

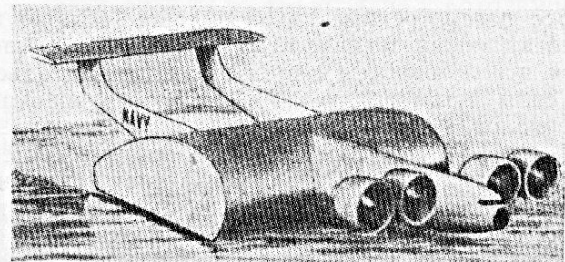
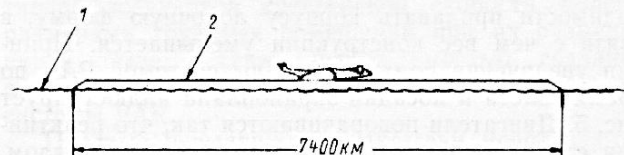


Рис. 1. Рисунок экраноплана PAR/WIG



1—взлет и посадка на поверхность моря;  
 2—крейсерский полет вблизи поверхности,  
 $M=0,4$ ; состояние моря 3 балла

Рис. 2. Профиль полета экраноплана

а также стандартных сухопутно-морских контейнеров. Крейсерская высота полета является компромиссной между идеальной высотой, определяемой классической теорией экранного эффекта, и высотой, вытекающей из эксплуатационных требований для состояния моря 3 балла при ограничениях по прочности при 4 баллах. Полет вблизи экрана приводит к уменьшению индуктивного сопротивления крыла. Это может быть интерпретировано как увеличение эффективного удлинения крыла. На рис. 3 показано отношение эффективного удлинения крыла  $\lambda_{эф}$  к геометрическому удлинению  $\lambda$  в зависимости от отношения высоты над водой нижней поверхности крыла  $h$  к хорде крыла  $b$ . Сплошная линия соответствует теории Визельсбергера, а пунктирная — результатам испытаний в аэродинамической трубе.

Положение экраноплана в крейсерском режиме полета над поверхностью воды показано на рис. 4.

\* Lange R. H. and Moore J. W. Large wing-in-ground effect transport aircraft.

Journal of Aircraft, 1980, v. 17, IV, N 4, p. 260—266.

\*\* По шкале состояний моря, принятой в США.

Соответствующие данные для состояний моря 3 и 4 балла приведены в табл. 1.

Таблица 1

Условия крейсерского полета экраноплана

Состояние моря, баллы	Высота волны, м		Крейсерская высота, м	Глубина погружения концевых шайб, м	Высота дна под вершиной волны, м
	наибольшая				
	из 10	из 1000			
3	1,77	2,71	1,16	0,19	2,58
4	2,65	4,06	1,60	0,43	2,35

Крейсерская высота полета определяется условием прохождения над гребнем наиболее высокой волны из 10 и удара о гребень наибольшей волны из 1000 при глубине погружения в волну 0,19 и 0,43 м для состояний моря 3 и 4 балла соответственно. При том и другом состоянии моря во время крейсерского полета поддерживается минимальный зазор 0,92 м между гребнем наибольшей волны из 1000 и нижней поверхностью крыла и основной конструкцией экраноплана.

Все рассмотренные экранопланы отличаются перспективными техническими решениями, в частности, использованием системы увеличения подъемной силы путем поддува PAR и конструктивных материалов, которые могут найти применение в 1995—2000 гг. Исследования показали, что система PAR может применяться для увеличения подъемной силы во время взлета и посадки, с тем чтобы нагрузку на крыло оптимизировать для условий крейсерского полета. Более того, поскольку при взлете и посадке скорость контакта между водой и экранопланом уменьшается примерно на 60%, нет необходимости придавать корпусу лодочную форму, в связи с чем вес конструкции уменьшается. Принцип увеличения подъемной силы системой PAR во время взлета и посадки экраноплана иллюстрирует рис. 5. Двигатели поворачиваются так, что реактивная струя направляется в полость под крылом, ограниченную нижней поверхностью крыла, закрылками, концевыми шайбами и водной поверхностью. Подъемная сила может быть увеличена в шесть раз, причем 70% тяги сохраняется для разгона.

Силовая установка экраноплана состоит из перспективных ТРДД со степенью двухконтурности 30,

установленных в отдельных гондолах. Эксплуатационные, весовые и другие характеристики установок гондола — двигатель полагаются соответствующими техническим возможностям 1990 г. Характеристики двигателя при выбранных степени двухконтурности и коэффициенте давления аналогичны показателям ТРДД STF-477, проект которого изучался фирмой Пратт-Уитни в исследовании перспективных ТРДД 1990-х годов по контракту с НИЦ им. Льюиса (NASA). Термодинамический цикл выбранного двигателя принимается таким же, как и у двигателя STF-477 с модифицированным ротором низкого давления. Характеристики компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления, соответствующие ТРДД STF-477, в основном сохраняются, в то время как ротор низкого давления модифицируется для удовлетворения выбранной степени двухконтурности и коэффициенту давления вентилятора. Считается, что двигатель обеспечит на расчетном режиме максимальную тягу 43,5 тс. Двигатель отличается двухроторной схемой с одноступенчатым вентилятором, имеющим лопатки регулируемого шага и степень увеличения давления 1,15. Эксплуатационные и геометрические характеристики данного вентилятора подобны характеристикам малозумных вентиляторов («Q-Fan»), разрабатываемых фирмой Гамильтон Стандарт.

Характеристика двигателя экраноплана

Степень двухконтурности . . . . .	30
Температура перед турбиной . . . . .	1427°C
Расход воздуха . . . . .	2800 кгс/с
«Сухой» вес двигателя . . . . .	6,4 тс
Общая степень повышения давления	45
Удельный расход топлива:	
при максимальном продолжительном режиме, $M=0,4$ . . . . .	0,427 кгс/кгс тяги-ч
при максимальном продолжительном режиме, $M=0,4$ и 65% мощности . . . . .	0,457
Максимальная тяга на уровне моря	43,5 тс
Длина . . . . .	4,34 м
Диаметр . . . . .	4,97

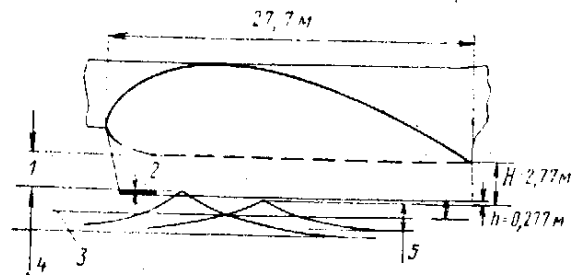


Рис. 4. Положение крыла над поверхностью моря при крейсерском полете экраноплана

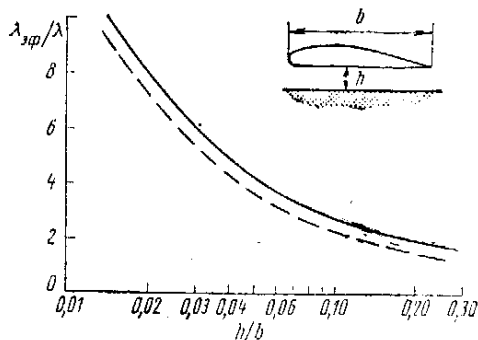


Рис. 3. Эффект близости земли

Двигатели вместе с гондолами могут поворачиваться, обеспечивая как поддув во время взлета и посадки, так и управление углом тангажа на малых скоростях полета.

В основных элементах конструкции экраноплана используется эпоксидный углепластик. Ожидается следующее уменьшение веса основных элементов конструкции экраноплана по сравнению с

соответствующими элементами, изготовленными из алюминия (в %):

Крыло . . . . .	39
Фюзеляж . . . . .	19
Оперение . . . . .	26
Пилон и гондола . . . . .	21

Эти данные соответствуют результатам ранее проведенных фирмой Локхид параметрических исследований по перспективным видам транспорта. Некоторые элементы экраноплана, такие как концевые шайбы и подводное крыло, должны находиться в контакте с морской водой, поэтому для пре-

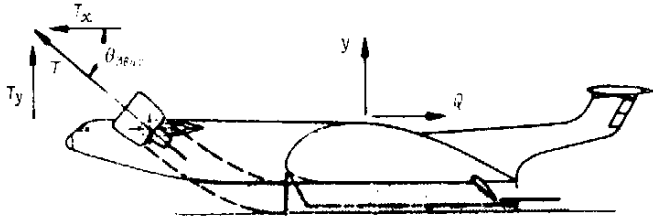
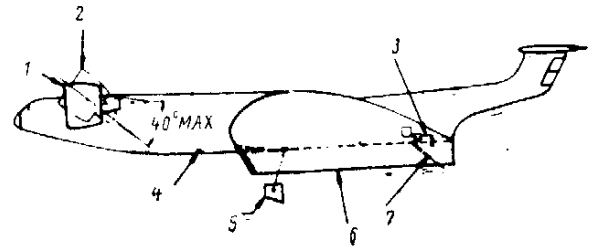


Рис. 5. Схема увеличения подъемной силы с помощью поддува струями двигателей



1—в крейсерском полете; 2—при взлете и посадке; 3—система маневрирования на воде; 4—объем плавучести; 5—подводное крыло; 6—концевая шайба; 7—закрылок — тормозная пластина

Рис. 7. Особенности экраноплана

Вес снаряженного . . . . .	162,3 тс
Вес топлива . . . . .	256 "
Перевозимая нагрузка . . . . .	200 "
Максимальный взлетный вес . . . . .	618 "
Площадь крыла . . . . .	913 м <sup>2</sup>
Геометрическое удлинение крыла . . . . .	1,19
Эффективное удлинение крыла . . . . .	5,70
Нагрузка на крыло . . . . .	678 кгс/м <sup>2</sup>
Тяговооруженность . . . . .	0,28
Тяга одного двигателя . . . . .	43,4 тс

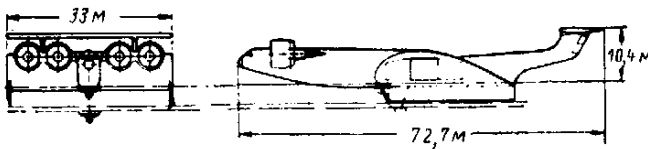
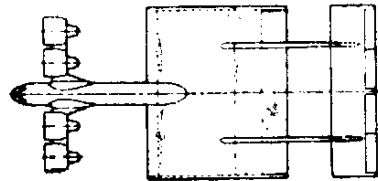


Рис. 6. Общий вид экраноплана «спенлоудер» (перевозимая нагрузка 200 тс)

дотвращения коррозии их предусматривается изготавливать из титана. Распределение материалов в основных компонентах конструкции экраноплана дано в табл. 2.

Таблица 2

Материалы планера экраноплана

Компоненты конструкции	Распределение материалов, % веса компонента			
	Композиционный материал	Алюминиевые сплавы	Сталь	Титановые сплавы
Крыло	85	9	4	2
Фюзеляж	50	35	10	5
Оперение	66	28	4	2
Гондола и пилон	35	25	25	15
Концевые шайбы	0	0	0	100
Подводное крыло	0	0	0	100

На рис. 6 приведена схема экраноплана PAR/WIG, который имеет следующие характеристики:

Было решено ограничить размах крыла экраноплана величиной 33 м. Это вызвано необходимостью использования береговых сооружений, предназначенных для современных морских судов.

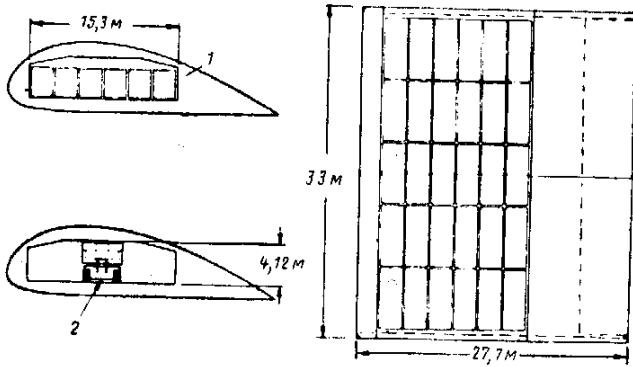
Двойное вертикальное хвостовое оперение и цельноповоротное горизонтальное оперение обеспечивают аэродинамическое управление полетом.

Некоторые конструктивные особенности экраноплана иллюстрирует рис. 7. Как на экраноплане «спенлоудер», так и на экраноплане обычной компоновки используется модифицированный профиль крыла Кларк Y с относительной толщиной 25%. Это обусловлено требованиями по обеспечению эффективной дозвуковой крейсерской скорости полета, размерами грузовых помещений при их размещении в крыле, а также необходимостью создания плоской нижней поверхности для использования системы PAR.

Простые неподвижные закрылки используются как в качестве поверхностей управления, так и для создания гидродинамического сопротивления при посадке. Закрылки оборудованы системой разгрузки на случай превышения допустимой скорости контакта с водой. Внешние скски закрылков работают как элероны.

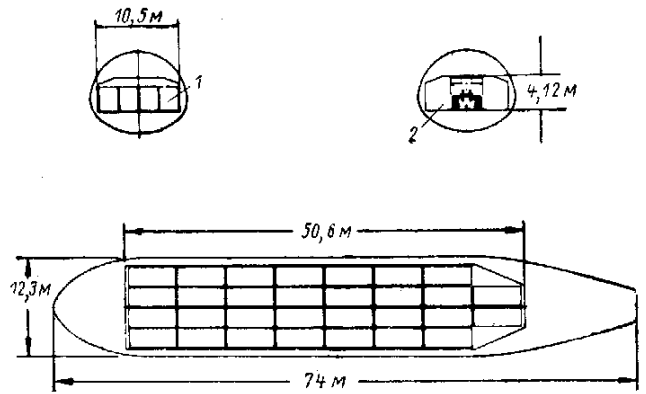
Концевые шайбы являются единственным элементом конструкции, испытывающим удары волн на крейсерском режиме полета. Показанная на рис. 6 концевая шайба имеет длину 27,7 м, высоту 2,77 м и толщину 0,61 м. Передняя ее кромка наклонена под углом 30° к вертикали и заострена в виде клина. Конструкция концевых шайб определена в результате анализа нагрузок, обусловленных сопротивлением и боковой силой при числе  $M=0,4$ .

Статическая плавучесть обеспечивается водонизмещающими объемами, расположенными как ниже пола крыльевого грузового отсека, так и пола кабины экипажа в передней части фюзеляжа. Эти объемы разделены переборками и герметизированы для того, чтобы экраноплан мог оставаться на плаву в случае, если нижняя часть крыла или фюзеляжа будет повреждена при ударах о плавающие на воде предметы.



1—30 контейнеров 2,44×2,9×6,1 м; 2—военная техника, определяющая высоту кабины

Рис. 8. Схема размещения грузов в крыле экраноплана



1 30 контейнеров 2,44×2,9×6,1 м; 2—военная техника, определяющая высоту кабины

Рис. 9. Схема размещения грузов в фюзеляже экраноплана

Подводное крыло используется для получения при посадке как подъемной силы, так и сопротивления (коэффициенты  $c_y$  и  $c_x$ , равные соответственно 0,3 и 0,1). Скорость при выходе подводного крыла из воды составляет 45,7 м/с. Максимальная подъемная сила 230 тс и сопротивление 76,2 тс реализуются на скорости движения 38,1 м/с при полном погружении крыла. Конструктивно подводное крыло представляет собой массивную титановую пластину с весом на единицу площади 306 кгс/м<sup>2</sup>.

Двигатели на поворотной конструкции отклоняются как единое целое. Считается, что такая схема установки двигателей приведет к увеличению веса фюзеляжа на 10%.

Размеры грузовых помещений выбраны из условия возможности транспортировки либо стандартных сухопутно-морских контейнеров 2,44 м шириной, 2,9 м высотой и 6,1 м или 12,2 м длиной при плотности загрузки 160 кгс/м<sup>3</sup>, либо военной техники армии и флота США. Высота грузового помещения принята равной 4,12 м.

Габариты грузовых помещений экраноплана «спенлоудер» показаны на рис. 8.

Габариты экраноплана обычной компоновочной схемы при перевозимой нагрузке 200 тс показаны на рис. 9. В грузовой кабине длиной 50,6 м размещается 30 контейнеров. Ширина кабины 10,5 м выбрана из условия размещения четырех рядов контейнеров с необходимыми допусками.

Процесс взлета экраноплана PAR/WIG иллюстрируется на рис. 10, соответствующие данные приведены в табл. 3 ( $\eta$ ,  $\eta_1$ ,  $\eta_2$ ,  $\eta_3$  — режим работы двигателей, % номинальной мощности, индекс показывающий число работающих двигателей на режиме посадки).

Так как высота полета измеряется от уровня воды до нижней кромки концевых шайб, ее значение при статическом положении экраноплана отрицательно.

Управление по тангажу осуществляется отклонением двигателей вплоть до скорости 22 м/с, после которой становятся эффективными аэродинамические поверхности управления. Полная длина разбега экраноплана определяется как дистанция, проходимая им от положения статического покоя до точки, в которой достигаются крейсерские скорость и высота полета.

Отказ одного двигателя не исключает благополучную посадку экраноплана. Приведенные в табл. 3 последовательные моменты посадки экраноплана представляют случай посадки при одном неисправном двигателе. Для поддержания постоянного курса такие условия требуют несимметричной тяги остальных двигателей. В начальный момент времени вектор тяги двигателей поворачивается на 30°, закрылки отклоняются на 40° и тяга двигателей снижается до 70%. Такой режим обеспечивает

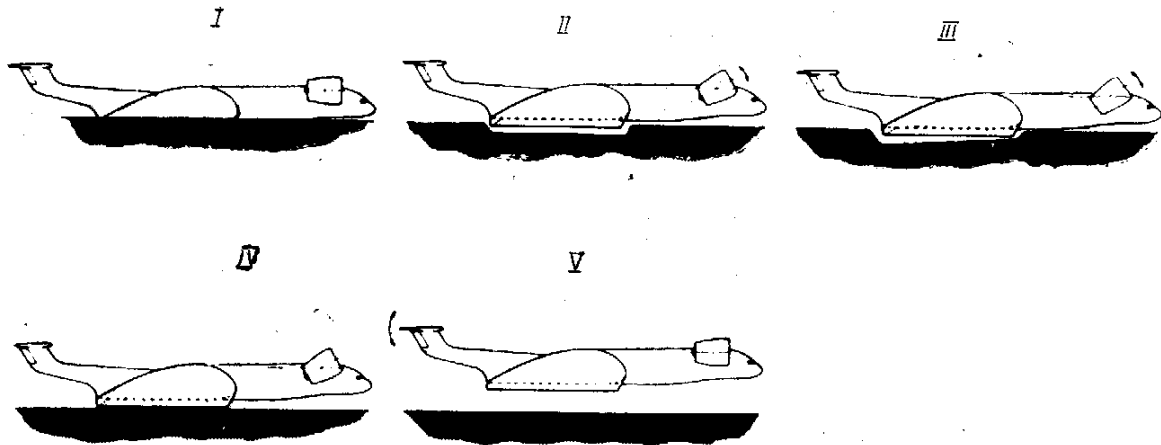


Рис. 10. Последовательные моменты процесса взлета экраноплана

Этапы взлета и посадки экраноплана

Этапы	Последовательные этапы взлета и посадки	Время, с	Дистанция, м	Высота полета, м	Скорость полета, м/с	$\theta_{\text{дв}}$ , град	$\sigma_{\text{д}}$ , град	$\eta$ , %	
Взлет	I	Статическое положение		-3,35	0				
	II	Начало взлета	0	0	-0,37	0	30	20	
	III	Преодоление «горба» сопротивления	8,0	36,3	-0,46	13,7	37		
	IV	Достижение скорости эффективного действия аэродинамических поверхностей управления	13,5	90,0	0,28	22,0	30		
	V	Начало крейсерского полета	174,0	7557,0	1,16	136,0	0	0	65
Посадка	VI	Конец крейсерского полета	0	0	1,16	136,0	0	0	$\eta_3 = 86$
	VII	Начало погружения подводного крыла	79,0	2915,0	0,46	45,7	30	40	$\eta_3 = 70$
	VIII	Начало уменьшения тяги	112,0	3450,0	0,31	22,0			$\eta_3 = 66$
	IX	Начало погружения концевых шайб и закрылков	126,0	3600,0	-0,64	19,0			$\eta_2 = 100$
	X	Удар о воду основной конструкции	138,0	3700,0	-2,02	8,2			$\eta_1 = 71$
	XI	Статическое положение			-3,35	0			$\eta_3 = 0$

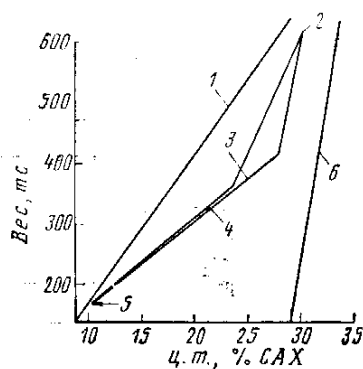
необходимую подъемную силу, создаваемую системой PAR, однако горизонтальная тяга при таких условиях превышает необходимую для поддержания скорости 45,8 м/с, и поэтому требуется увеличение сопротивления с помощью подводного крыла. На скоростях движения менее 19 м/с происходит контакт концевых шайб и закрылков с водной поверхностью, что обеспечивает дополнительное сопротивление. Удар о воду основной конструкцией крыла и фюзеляжа допускается после того, как скорость экраноплана уменьшится до 8,3 м/с.

Характеристики экраноплана допускают его нормальную эксплуатацию при волнении моря до 3 баллов. Хотя конструкция экраноплана выдерживает волнение 4 балла, его летные возможности при этом сильно ухудшаются.

Диапазон центровок экраноплана «спенлоудер» представлен на рис. 11. Несколько необычные ба-

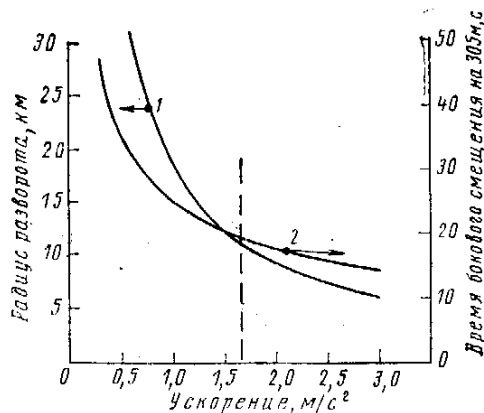
лансировочные характеристики экраноплана объясняются его компоновкой и способом взлета.

Полет в непосредственной близости от водной поверхности препятствует нормальному развороту с креном, поэтому маневр по обходу препятствий должен выполняться с помощью бокового скольжения. Рис. 12 показывает радиус разворота и время достижения бокового смещения 305 м в зависимости от бокового ускорения. При крейсерском полете с числом  $M=0,4$  и полной взлетной массой скольжение с  $10^\circ$  вызывает боковое ускорение 1,68 м/с<sup>2</sup>. Уменьшение массы экраноплана пропорционально увеличивает ускорение. Боковое ускорение 1,68 м/с<sup>2</sup> обеспечивает радиус разворота ~11 100 м; при этом требуется 19 с для достижения бокового смещения 305 м. Дистанция, проходимая экранопланом во время этого маневра, равна ~2600 м.



1—передняя граница (двигатели отклонены на  $40^\circ$ ); 2—максимальный взлетный вес; 3—топливо; 4—перевозимая нагрузка; 5—снаряженный экраноплан; 6—задняя граница (двигатели отклонены на  $20^\circ$ )

Рис. 11. Диапазон центровок экраноплана



1—радиус разворота (боковое скольжение  $10^\circ$ , максимальный взлетный вес); 2—время

Рис. 12. Маневренные характеристики экраноплана на крейсерской скорости полета (число  $M=0,4$ )

Сравнение экранопланов двух компоновочных схем (перевозимая нагрузка 200 тс)

	«Спенлоудер»	Обычная схема	Δ, %
Геометрическое удлинение крыла	1,19	3,94	-70
Эффективное удлинение крыла	5,70	11,02	-48
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме	15,59	19,79	-21
Число двигателей	4	6	-33
Тяговооруженность	0,2808	0,2526	+11
Режим работы двигателей при крейсерском полете, %	65	57	+14
Вес снаряженного, тс	163	150	+9
Запас топлива, тс	238	179	+33
Максимальный взлетный вес, тс	618	543	+14
Относительный вес перевозимой нагрузки	0,324	0,369	-12
Тонна-км/кгс топлива	6,85	9,09	-25

Для оценки летных качеств экраноплана необходимо знать эффективное удлинение крыла. Оно может быть получено из геометрического удлинения путем применения поправочного коэффициента, учитывающего влияние концевых шайб и экранный эффект. Предлагается формула для вычисления эффективного удлинения крыла, обусловленного влиянием концевых шайб  $\lambda_{э, ш}$ , как функции геометрического удлинения крыла  $\lambda$ , высоты концевых шайб  $H$  и размаха крыла  $l$ :

$$\lambda_{э, ш} = \lambda [1,0 + 1,9 (H/l)].$$

Влияние эффекта близости земли показано пунктирной кривой, приведенной на рис. 3. Объединенное влияние концевых шайб и экранного эффекта на геометрическое удлинение крыла, равное 1,19 для экраноплана «спенлоудер» (см. рис. 6), приводит к эффективному удлинению 5,7, определенному для состояния моря 3 балла.

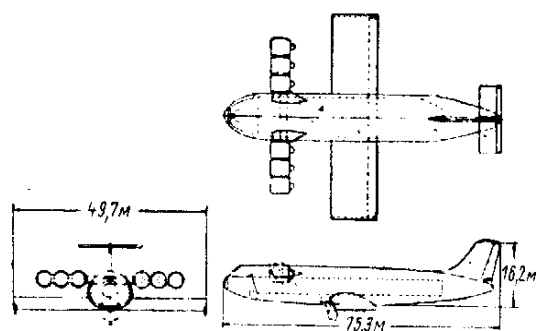
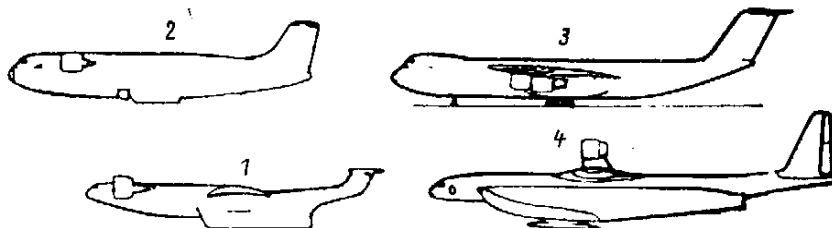


Рис. 13. Экраноплан обычной схемы (перевозимая нагрузка 200 тс)

Аппарат «спенлоудер» значительно уступает экраноплану обычной схемы.

По программе ANVCE была произведена оценка возможностей экранопланов по сравнению с обычными военно-транспортными самолетами и гидросамолетами. Для этого все сравниваемые транспортные средства, показанные на рис. 14, были рассчитаны на платную нагрузку 200 тс и радиус дей-



1—экрaнoплaн «спенлоудер»; 2—экрaнoплaн oбычнoй cхeмы; 3—вoеннo-тpaнcпopтнoй cамoлeт; 4—гидрoсaмoлeт

Рис. 14. Схемы сравниваемых транспортных средств

На рис. 13 дана схема экраноплана обычной компоновочной схемы, имеющего следующие характеристики:

Вес снаряженного	150 тс
Вес топлива	193
Перевозимая нагрузка	200
Максимальный взлетный вес	540
Площадь крыла	626 м <sup>2</sup>
Геометрическое удлинение крыла	3,94
Эффективное удлинение крыла	11,02
Удельная нагрузка на крыло	864 кгс/м <sup>2</sup>
Тяговооруженность	0,2526
Тяга одного двигателя	22,9 тс

По сравнению с экранопланом «спенлоудер» ограничения на размах крыла для экраноплана обычной схемы отпадают и число двигателей увеличено до 6. В табл. 4 сравниваются характеристики экранопланов обеих компоновок.

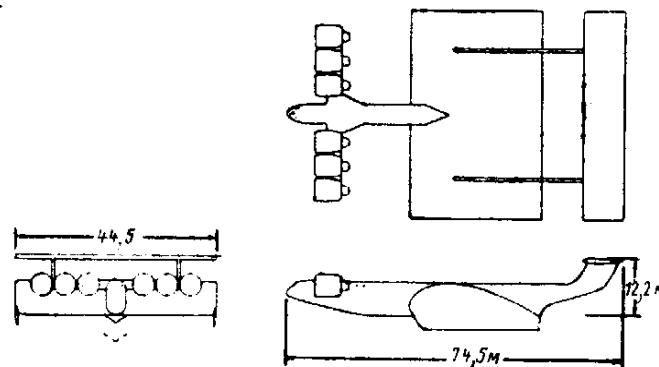


Рис. 15. Схема экраноплана «спенлоудер» (перевозимая нагрузка 300 тс)

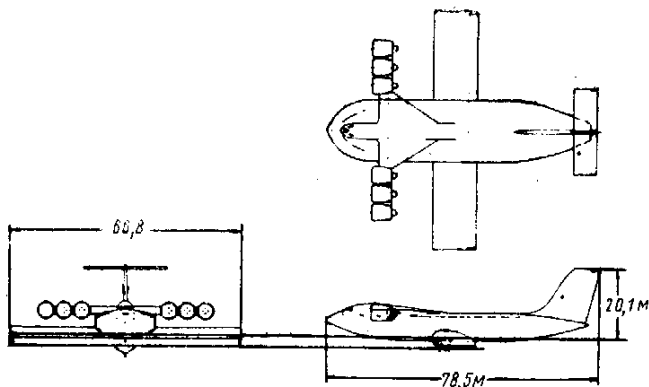


Рис. 16. Экраноплан обычной схемы (перевозимая нагрузка 300 тс)

Таблица 5

Сравнение экранопланов и самолетов

	Экраноплан «спенлоудер»	Экраноплан обычной схемы	Гидросамолет	Самолет наземного базирования
Крейсерская скорость (число М)	0,4	0,4	0,7	0,85
Крейсерская высота полета, м	На уровне моря	На уровне моря	10 360	10 970
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме	15,59	19,79	18,33	20,86
Число двигателей	4	6	5	4
Эффективное удлинение крыла	5,70	11,02	8,15	11,40
Вес снаряженного, тс	162	150	272	246
Запас топлива, тс	233	179	201	161
Максимальный взлетный вес, тс	618	543	543	621
Тонна-км/кгс топлива	6,85	9,09	8,12	10,11

вия 7400 км. Характеристики сравниваемых аппаратов приведены в табл. 5.

Как и ожидалось, перспективный транспортный самолет с большой дозвуковой скоростью имеет наивысшую производительность и большую эффективность использования топлива.

Для оценки влияния эффекта увеличения размеров на эксплуатационные характеристики были проведены конструктивные проработки экранопланов рассматриваемых компоновок, рассчитанных на перевозимую нагрузку 300 тс. Схемы экранопланов приведены соответственно на рис. 15 и 16, а их основные характеристики даны в табл. 6. Эти данные свидетельствуют о значительном преимуществе экраноплана «спенлоудер» перед экранопланом обычной компоновки при расчетной перевозимой нагрузке 300 тс.

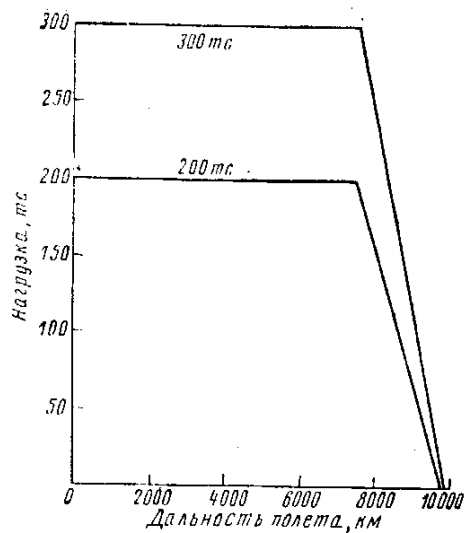


Рис. 17. Зависимость перевозимой нагрузки от дальности полета экраноплана «спенлоудер»

Таблица 6

Характеристики экранопланов двух схем (перевозимая нагрузка 300 тс)

	«Спенлоудер»	Обычная схема
Вес снаряженного, тс	255	274
Максимальный взлетный вес, тс	870	876
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	1282	842
Геометрическое удлинение крыла	1,54	5,31
Эффективное удлинение крыла	7,32	14,66
Тяговооруженность	0,2149	0,2150
Тяга одного двигателя, тс	31,2	31,4
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме	18,34	20,40
Расход топлива (дальность полета 7400 км), тс	292	280
Относительный вес перевозимой нагрузки	0,345	0,343
Тонна-км/кгс топлива	8,40	8,77

Зависимость платной нагрузки от дальности полета для экранопланов «спенлоудер» приведена на рис. 17 (при встречном ветре 5,15 м/с, температуре воздуха 11,7°С, состоянии моря 3 балла и резервах топлива согласно MIL-C-5011A).

Референт А. П. Ручин.