

Аванпроект регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Разработан аванпроект регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки, базовый вариант которого предназначен для перевозки 15 пассажиров или полезной нагрузки массой 1500 кг с крейсерской скоростью полета 375 км/ч на дальность до 1500 км. Выполнен анализ статистических данных самолетов-аналогов. Выполнен расчёт взлётной массы самолёта и масс его агрегатов, центровки самолёта. Разработан общий вид проектируемого самолета.

Ключевые слова: самолет-амфибия, геометрические и массовые характеристики, схема общего вида, тактико-технические характеристики.

Введение

Региональные авиаперевозки являются элементом системы межрегионального воздушного сообщения и выполняют функции регулярной связи между отдельными небольшими населенными пунктами или между отдельными небольшими населенными пунктами и региональным или межрегиональным транспортным центром (HUB/ХАБ). При этом в качестве таких ХАБов могут выступать не только аэропорты, но и узловые ж/д станции, речные и морские порты или логистические центры автомобильных перевозок. Таким образом региональные авиаперевозки включаются в единую транспортную инфраструктуру регионов. Качество транспортной инфраструктуры выражается в суммарной потенциальной доступности автомобильных, железнодорожных и воздушных перевозок для населения и хозяйствующих субъектов на определенной территории.

Совершенствование транспортной инфраструктуры является одним из ключевых элементов обеспечения развития и повышения инвестиционной привлекательности регионов, а также ускорения промышленного освоения труднодоступных районов, обеспечивая следующие факторы развития:

- Повышение доступности трудовых ресурсов и социальной мобильности населения.
- Увеличение у населения труднодоступных и удаленных районов шансов на своевременное получение квалифицированной помощи (правоохранительной, медицинской, или в случае возникновения природных катаклизмов).
- Увеличение туристического потока.

В настоящее время во всем мире происходит рост потребности в скоростных, экономичных, безопасных и простых в эксплуатации транспортных системах. При этом согласно исследованиям проведенным в рамках программы ESPON (программа сотрудничества Европейской сети мониторинга сплоченности и территориального развития, стартовавшая в 2002 году, которая поддерживает региональное планирование и развитие Европейского союза) даже в странах Европы транспортная инфраструктура значительных по площади территории признана неудовлетворяющей потребности данных территорий и тормозящей их дальнейшее развитие. [1] К таким территориям, к примеру, были отнесены

северно-западная часть Шотландии и прилегающие острова, значительные территории Норвегии и Финляндии, средиземноморское побережье Хорватии. Сходные проблемы есть у транспортной инфраструктуры территорий на севере Канады и на Аляске у США, на крайнем севере, в Сибири и Приморском крае у России, у стран Океании и островных территорий в Средиземном и Карибском море. Развитие и поддержание в рабочем состоянии наземной транспортной инфраструктуры в этих регионах осложняется климатическими условиями, сложным рельефом местности и такими местными особенностями как, к примеру, значительное число островов или вечная мерзлота. Подобные проблемы приводят к недоразвитости транспортной сети или к невозможности создания неразрывных наземных транспортных путей. Водный транспорт часто не удовлетворяет клиентов из-за слишком низкой скорости перемещения, необходимости нести дополнительные затраты на предохранение грузов от повреждения от воздействия воды и качки, также из-за того, что при волнении у пассажиров и членов экипажей возникают физиологические проблемы. Строительство на этих территориях аэропортов обычно сложно с технической точки зрения и чаще всего не выгодно с экономической из-за малого пассажиропотока на потенциальных транспортных маршрутах. При этом практически все эти территории имеют значительные водные пространства, потенциально пригодные для использования гидроавиацией.

С помощью самолетов амфибий можно решить и проблему развития инфраструктуры авиационного транспорта в районах с большой плотностью населения. В таких местах крайне сложно выделять землю под постройку новых или модернизацию и расширение существующих аэропортов. При этом водные поверхности и береговая линия обычно достаточно свободны и находятся в собственности государства. К примеру, по результатам исследования территории Польши которые проводились в рамках финансируемого Евросоюзом проекта по оценке перспектив использования гидросамолетов FUSETRA (Future Seaplane Traffic - Transport Technologies for the Future) был сделан вывод о потенциальной возможности использования территории 11 морских, 6 речных портов и 33 озер в качестве гидроаэродромов для самолетов - амфибий местных и региональных авиалиний [2].

1. Постановка задачи

В качестве перспективных ЛА используемых для дальнейшего совершенствования и развития транспортной структуры отдельных регионов можно принять:

- различные варианты VTOL аппаратов, особенно с использованием в качестве силовых установок электродвигателей;
- дальнейшее развитие вертолетов и конвертопланов, также с заменой классических СУ на электрические;
- гидросамолеты, самолеты-амфибии, экранопланы.

В результате анализа перспективных типов летательных аппаратов (ЛА) для местных и региональных авиалиний с малым пассажиропотоком можно сделать предварительный вывод о целесообразности выполнения аванпроекта многоцелевого самолета-амфибии с укороченными дистанциями взлета и посадки.

Цель данной работы – разработка аванпроекта регионального многоцелевого самолета-амфибии с укороченной дистанцией взлета и посадки,

который по совокупности своих характеристик превзойдет существующие и перспективные самолеты и экранопланы, а также сможет быть более выгодным в эксплуатации, чем вертолеты и конвертопланы подобной грузоподъемности.

Базовый вариант проектируемого самолета должен обеспечить перевозку 15 пассажиров или полезной нагрузки массой 1500 кг с крейсерской скоростью полета 375 км/ч на дальность до 1500 км.

Проектируемый самолет-амфибия должен иметь максимально широкий диапазон функциональных возможностей по дальности и скорости полета, комфорту пассажиров и экипажа при эксплуатации в различных климатических условиях, номенклатуре перевозимых грузов, автономности эксплуатации и вариативности аэродромной сети. А также максимальное разнообразие вариантов по видам применения - региональный пассажирский и транспортный с возможностью переоборудования в полевых условиях, административный, патрульный (с возможностью использовать в интересах армии и флота, МВД, МЧС и погранслужбы), медицинский (как в санитарно-спасательном варианте так и в варианте реанимационного центра), пожарный – авиационная цистерна для тушения лесных пожаров, для обучения пилотов гражданской и военно-транспортной авиации и типам устанавливаемого оборудования (отечественная или западная авионика и прочие оборудование).

Особенностью применения самолета-амфибии должно быть обеспечение свободной эксплуатация с аэродромов класса E, гидроаэродромов класса VI, а также со снежных и ледовых аэродромов и возможность эксплуатации с неподготовленных грунтовых и водных площадок ограниченных размеров.

Самолет должен обладать возможностью безопасно взлетать и совершать посадки на воду при высоте волны не менее 1 метра.

2. Сбор и обработка статистических данных

На этапе предварительного проектирования, когда информация о проектируемом самолете в основном ограничена его необходимыми характеристиками и прошлым опытом проектирования самолетов аналогичного назначения, возможно применение полуэмпирических методов расчетов взлетной массы гидросамолета, которые опираются на упрощенные теоретические аналитические выражения (формулы) и аппроксимации, отображающие важнейшие параметрические зависимости. Для уточнения расчетных данных в эти формулы возможен ввод поправочных коэффициентов, полученных на основе обработки статистических данных.

Для сбора и обработки статистических данных о самолетах-аналогах, выбраны следующие прототипы:

- Dornier Seastar (рисунок 1);
- Бе-103 (рисунок 2);
- ЛА-8С-RS (рисунок 3);
- Т-130 Фрегат (рисунок 4);
- ДНС-6 Twin Otter – 400 (рисунок 5, 6).

Основные геометрические, массовые и лётно-технические характеристики самолётов-аналогов представлены в таблице 1.

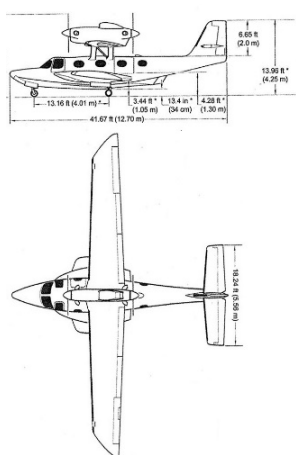


Рис.1. Схема Dornier Seastar

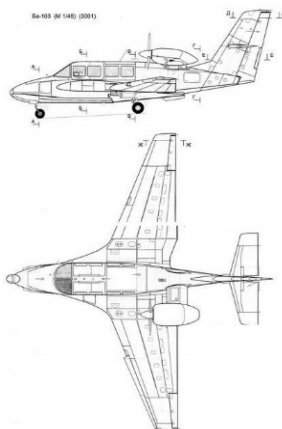


Рис. 2. Схема Бе-103

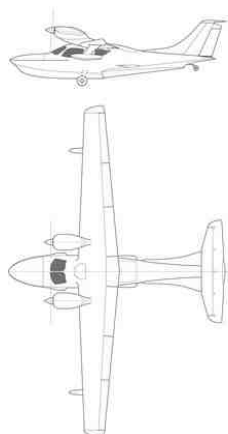


Рис. 3. Схема ЛА-8С-RS

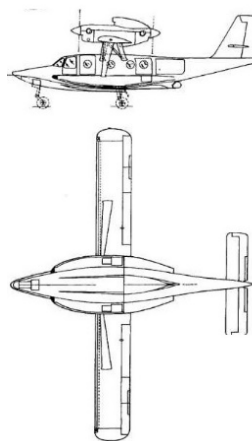


Рис. 4. Схема Т-130 Фрегат

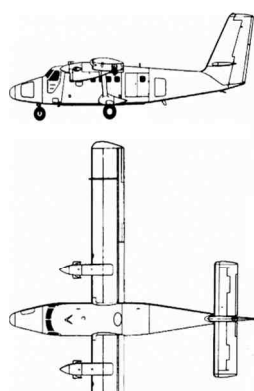


Рис. 5. Схема DHC-6



Рис. 6. Поплавокный DHC-6 Мальдивских авиалиний

Таблица 1

Статистические данные самолетов-аналогов

Наименование самолета, страна, год	Dornier Seastar Германия 1984	Бе-103 Россия 1997	ЛА-8С-RS Россия 2004	Т-130 Фрегат Россия 2001	DHC-6 TO - 400 Канада 2009	Проектируемый самолет	
Летные данные	V_{\max} , км/ч	360	240	305	350	340	400
	$H_{v \max}$, м	5000	5020	4500	5000	7 620	
	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	330	190—210	235	290	265	375
	$H_{\text{крейс}}$, м	4600	3000	3500	4600	5000	3500
	$V_{\text{взл}}$, км/ч	134	100	110	135	110	-
	$V_{\text{пос}}$, км/ч	-	-	-	-	-	-
	V_y , м/с	6,6	4 – 5	4 – 6	6	8,1	6
	L , км	1 500	1070	1200	1820	1800	1500
	$L_{\text{разб}}$, м	с суши-330 с воды-510	с суши-350 с воды-560	с суши - 350 с воды - 450	с суши - 240 с воды - 285	с суши-365 с воды-420	-
	$L_{\text{проб}}$, м	-	на суше - 400 на воде-360	-	на суше - 180 на воде - 220	на воде-335 на суше-320	-
	$L_{\text{взл}}$, м	с суши 560 с воды 760	-	-	-	-	-
	$L_{\text{пос}}$, м	на землю - 650 на воду - 750	-	-	-	-	-
Массовые данные	m_0 , кг	4600	2270	2800	5850	5 670	-
	$m_{\text{пос}}$, кг	3330	2062	2358	4592	4675	-
	$m_{\text{пуст}}$, кг	2100	1824	1480	2970	2560	-
	$m_{\text{об}}$, кг	560	318	336	630	580	-
	m_k , кг	1380	800	800	1989	1927	-
	m_T , кг	1390	245	520	1480	1 170	-
	$n_{\text{эк}}$, чел	2	1	1+1	2	2	2
	$n_{\text{пас}}$, чел	12	5	7	10-14	19-20	15
Данные СУ	Тип и количество двигателей	2 × ТВД P&WC PT6A-135A	2 × ПД TCM-Ю-360ES	2 × ТВД АИ-450С	2 × ТВД P&WC PT6A-135A	2 × ТВД P&WC PT6A-34	2 × ТВД
	N_0 , л.с	2 × 650	2 × 210	2 × 465	2 × 650	2 × 620	-
	$m_{\text{дв}}$, кг	220	133	103	220	220	-

Окончание таблицы 1

Наименование самолета, страна, год		Dornier Seastar Германия 1984	Бе-103 Россия 1997	ЛА-8С-RS Россия 2004	Т-130 Фрегат Россия 2001	DHC-6 TO - 400 Канада 2009	Проектируемый самолет
Геометрические данные	$S, \text{ м}^2$	30,6	25,1	20,2	39,6	39	-
	$L_{\text{кд}}, \text{ м}$	17,74	12,72	14	18,2	19,8	-
	$\chi_{\text{пк}}, \text{ град}$	4	17	6	0	0	-
	λ	10,28	6,5	9,7	8,4	10,05	10,39
	η	1,5	2,3	1,55	1	1	1,75
	$L_{\text{ф}}, \text{ м}$	12,7	10,65	10,5	14,7	15,1	-
	$d_{\text{ф}}, \text{ м}$	1,7	1,5	1,6	1,85	2,1	-
	$\lambda_{\text{ф}}$	7,47	7,1	6,6	7,9	7,1	-
	$\bar{S}_{\text{ГО}}$	0,26	0,22	0,25	0,23	0,24	0,26
	$\bar{S}_{\text{ГО}}$	0,183	0,19	0,2	0,187	0,2	0,167
Производные	$\rho_0, \text{ даН}$	150	140	138	145	147	135
	\bar{N}_0	0,328	0,371	0,4	0,310	0,318	0,3
	$\gamma_{\text{дв}}, \text{ кг/даН}$	0,3	0,34	0,33	0,35	0,28	0,3
	K_c	0,26	0,22	0,25	0,23	0,335	-

С учетом статистических данных по самолетам-аналогам определены основные тактико-технические требования к проектируемому самолету. Проектируемый самолет-амфибия должен превосходить свои аналоги по эксплуатационным показателям, для выполнения условия конкурентоспособности.

Выполнение поставленной цели возможно при выполнении новых концепций:

- по аэродинамике: получить максимальное аэродинамическое качество самолета 17-18 единиц и на взлетном режиме – 14-15 единиц. Выполнение этого требования возможно благодаря применению классической аэродинамической схемы с высокорасположенным крылом, имеющее наименьшее (с зализами в месте стыка крыла с фюзеляжем) сопротивление интерференции, а также это дает возможность установить выше двигатели, что увеличивает клиренс с водой. Убирающееся шасси также способствует уменьшению лобового сопротивления;

- по управлению: применяется классическая схема самолета и органы управления, такие, как элероны, закрылки, рули высоты и направления, обеспечивающие высокую устойчивость и управляемость проектируемого самолета на всех режимах полета;

- по прочности: конструкция планера должна обеспечить ресурс не менее 40 000 летных часов;

- по эксплуатационной технологичности и ремонту: конструкция планера и систем позволит осуществлять удобную и комфортную посадку пассажиров, быструю загрузку грузами, как на воде так и на суше, даст возможность осуществить быстрый осмотр и подготовку к полету без дополнительного обслуживающего персонала.

С учетом статистических данных по самолетам-аналогам определены основные тактико-технические требования (ТТТ) к проектируемому самолету [3, 4], которые представлены в таблице 2.

Таблица 2

Тактические требования к проектируемому самолёту

V_{\max} , км/ч	L_{\max} , км	$n_{\text{пас}}$, чел	L_p , м	$H_{\text{пот}}$, м	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	$H_{\text{крейс}}$, м	V_y м/с	$n_{\text{эк}}$, чел
400	1500	15	400	6000	375	3500	6	2

Необходимо, чтобы проектируемый самолет обеспечивал выполнение таких требований [5, 7]:

- широкий диапазон по дальности, скорости и комфорту;
- разнообразие вариантов по типу применения;
- высокий уровень технических и эксплуатационных характеристик;
- конкурентоспособность;
- полное соответствие современным НЛГС АП-23 [5];
- характеристики надёжности и эксплуатационной технологичности.

Ожидаемые условия эксплуатации и эксплуатационные факторы:

– барометрическое давление во всем диапазоне высот полета – по ГОСТ 4401-81;

- температура наружного воздуха – по ГОСТ 4401-81;
- массовая плотность, барометрическое давление, кинематическая вязкость воздуха – по ГОСТ 4401-81;
- температура наружного воздуха у земли – от -35°C до $+35^{\circ}\text{C}$;
- относительная влажность наружного воздуха у земли при $+35^{\circ}\text{C} \leq 70\%$;
- направление и скорость ветра у земли:
- встречная составляющая ≤ 25 м/с;
- попутная составляющая ≤ 5 м/с;
- боковая составляющая под углом 90° к ВПП:
 - при $f \geq 0,5 \leq 15$ м/с;
 - при $f \geq 0,3 < 6$ м/с.

Допустимые состояния ВПП (по НАС ГА-86):

- сухая;
- влажная;
- мокрая, с участками воды;
- залитая водой до 10 мм;
- покрытая слоем слякоти до 15 мм;
- заснеженная (слой снега до 50 мм).

Самолет должен обеспечивать полеты:

- по правилам визуального полета и по приборам;
- днем и ночью;
- в простых и сложных метеоусловиях;
- в условиях обледенения;
- по внутренним и международным воздушным трассам;
- над равнинной, холмистой и горной местностью;
- над водными пространствами.

Планер самолета, системы, силовая установка и оборудование должны эксплуатироваться в пределах назначенного ресурса. Функциональные возможности и технический уровень самолета и оборудования должны обеспечить заданные ЛТХ и сертификационные требования в соответствии с

нормами летной годности гражданских легких самолетов АП-23, двигателей воздушных судов АП-33, авиационными правилами сертификации воздушных судов по шуму на местности АП-36, процедуры сертификации авиационной техники АП-21, нормами летной годности воздушных винтов АП-35.

Исходя из статистических данных и ТТТ к проектируемому самолету выбрана классическая аэродинамическая схема с высокорасположенным крылом и оперением расположенным в хвостовой части фюзеляжа. Благодаря развитой хвостовой части фюзеляжа без затруднений обеспечивается необходимая продольная и путевая устойчивость и управляемость [3].

Крыло: Для проектируемого самолета выбрана монопланная схема с высокорасположенным над фюзеляжем крылом, форма крыла в плане – трапециевидная, с прямой задней кромкой и прямым центропланом. Поперечное V верхнего крыла положительное ($\psi = 2^\circ$), что повышает поперечную устойчивость самолета при крене и обеспечивает движение топлива с конца крыла к ПНС “самотеком”. В качестве средств механизации крыла используется предкрылки и двухщелевые закрылки, в качестве органов управления по крену – элероны.

Фюзеляж: Нижняя часть фюзеляжа выполнена в виде лодки для обеспечения лучшей плавучести и снижения сопротивления в воде при разбеге, а также для уменьшения ударных нагрузок при посадке на воду. В качестве формы лодки выбрана тримаранная схема обвода, по типу «Бостонский китобой», которая отличается повышенной остойчивостью, как на стоянке, так и на ходу. В нижней части фюзеляжа расположен профилированный наплыв который увеличивает поперечную устойчивость при движении на воде, а также обладает некоторой несущей способностью и при взлете и посадке создает экранный эффект, что позволяет увеличить ВЕЛИЧИНУ подъемной силы самолета. Так же на нем крепятся поплавки, в которых размещаются ниши уборки шасси.

Оперение: Вертикальное оперение выполнено в виде разнесенной на фюзеляж схемы, что позволяет осуществлять погрузку и выгрузку пассажиров и багажа через заднюю часть фюзеляжа. Горизонтальное оперение крепится сверху вертикального оперения, что позволяет вынести ГО из зоны спутной струи крыла.

Шасси. Для проектируемого самолета выбрано убирающееся трехопорное шасси с носовой стойкой. При действии боковых сил на колеса основных опор является устойчивым на этапе разбега и пробега. Главные опоры шасси установлены в поплавках на нижнем наплыве и в полете убираются вперед. Носовая опора шасси установлена в носовой части фюзеляжа и в полете также убирается вперед. Ниши для шасси закрываются створками при полностью убранном и выпущенном положении опор. При выпущенном положении не закрытыми являются только небольшие отверстия непосредственно у амортизационных стоек. Таким образом агрегаты защищены от попадания посторонних предметов и грязи.

Силовая установка. Самолет оснащен двумя ТВД с толкающими винтами, расположенными над крылом, что увеличивает клиренс воздушных винтов с водой и предотвращает попадание на него брызг и посторонних предметов. Плоскость вращения винтов вынесена за зону пассажирской кабины,

Относительные параметры проектируемого самолета назначены с учетом статистических данных самолетов-аналогов и представлены в таблице 3.

Таблица 3

Основные относительные параметры самолета

λ	$\chi_{лк}$, град	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3 , град	$\bar{S}_{ГО}$	$\bar{S}_{ВО}$
10,39	6	1,75	0,12	0,25	25° /40°	0,26	0,167
$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{ГО 0,25}$	$\chi_{ВО 0,25}$	$\bar{c}_{ГО}$	$\bar{c}_{ВО}$	$\eta_{ВО}$	$\eta_{ГО}$
4	1,78	0	32,5	0,12	0,12	2	1,2

3. Определение взлетной массы легкого самолета в нулевом приближении

На этапе начального проектирования принято допущение, что весовая отдача по коммерческой нагрузке проектируемого самолета равна весовой отдаче по коммерческой нагрузке самолета-аналога [4]:

$$m_0 = \frac{m_{ком}}{(\bar{m}_{ком})_{статист}},$$

где $m_{ком} = 1500$ кг – масса коммерческой нагрузки принята по ТЗ;

$(\bar{m}_{ком})_{статист}$ – относительный вес полезной нагрузки самолетов-аналогов.

Из рекомендаций [3] и статистических данных принимаем $(\bar{m}_{ком})_{статист} = 0,283$.

Также по аналитическим зависимостям [3, 4] определены массы конструкции и агрегатов, которые сведены в таблицу 4.

Таблица 4

Массы агрегатов (грузов) самолета

Наименование агрегата (груза)	Масса агрегата (груза), кг
Крыло	1836
Фюзеляж	563
Оперение	130
Шасси	270
Силовая установка	530
Наплыв	237
Топливо	1007

4. Выбор двигателя и его характеристик

Для выбора типа двигателя определим его мощность исходя из того, что $\bar{N}_0 = 0,3$ – энерговооруженность, которая выбирается с учетом статистических данных.

$$N_0 = \frac{\bar{N}_0 \cdot m_0}{2} = \frac{0,3 \cdot 5300}{2} = 795 \text{ л. с.} = 585 \text{ кВт.}$$

Исходя из полученного значения мощности можно сделать вывод, что из производимых в настоящее время турбовинтовых авиационных двигателей на проектируемый самолет возможна установка двигателей из линейки Pratt Whitney PT6A, или Walter M601, или лицензионной копии Walter M601 – "H Series" от компании GE Aviation, которая является дочерней компании General Electric.

На данном этапе проектирования для проведения дальнейших расчетов был выбран двигатель Walter M601E.

Некоторые характеристики двигателя представлены в таблице 5

Таблица 5

Характеристики двигателя

Режим работы	Масса двигателя, кг	Экв. удельный расход топлива, г/кВт/ч	Экв. мощность, кВт	Диаметр воздушного винта, м	Габариты -длина -ширина -высота, м
Взлетный	200	385	660	2,3	1,65
Максимально продолжительный		430	630		0,59
					0,65

5. Определение геометрических параметров самолета

Площадь крыла – $S = 38,5 \text{ м}^2$; размах крыла – $L_{кр} = 20 \text{ м}$; концевая хорда крыла – $b_k = 1,4 \text{ м}$; корневая хорда крыла – $b_0 = 2,45 \text{ м}$; средняя аэродинамическая хорда крыла – $b_a = 1,973 \text{ м}$; координата САХ по размаху крыла – $z_a = 4,545 \text{ м}$.

Площадь горизонтального оперения – $S_{ГО} = 10 \text{ м}^2$; размах горизонтального оперения – $L_{ГО} = 6,325 \text{ м}$; корневая хорда горизонтального оперения – $b_{0ГО} = 1,723 \text{ м}$; концевая хорда горизонтального оперения – $b_{кГО} = 1,435 \text{ м}$; средняя аэродинамическая хорда горизонтального оперения – $b_{аГО} = 1,584 \text{ м}$; координата САХ горизонтального оперения по размаху – $z_{аГО} = 1,533 \text{ м}$.

Площадь вертикального оперения – $S_{ВО} = 4,25 \text{ м}^2$; размах вертикального оперения – $L_{ВО} = 2,75 \text{ м}$; корневая хорда вертикального оперения – $b_{0ВО} = 2,1 \text{ м}$; концевая хорда вертикального оперения – $b_{кВО} = 1,05 \text{ м}$; средняя аэродинамическая хорда вертикального оперения – $b_{аВО} = 1,633 \text{ м}$; координата САХ вертикального оперения по размаху – $z_{аВО} = 1,222 \text{ м}$.

Плечо горизонтального оперения имеет значение $L_{ГО} = 6,905 \text{ м}$.

Длина фюзеляжа – $L_{ф} = 13,895 \text{ м}$; длина носовой части фюзеляжа – $L_{н.ч} = 3,011 \text{ м}$; длина кормовой части фюзеляжа – $L_{хв.ч} = 4,83 \text{ м}$.

Вынос главных стоек шасси – $e = 0,456 \text{ м}$; вынос носовой стойки шасси – $a = 4,106 \text{ м}$; база шасси – $b_{ш} = 4,17 \dots 5,56 \text{ м}$; колея шасси – $B = 4,363 \text{ м}$.

6. Центровка самолета

После определения положения ГО, ВО, крыла, двигателя и приближенного задания положения центра масс согласно рекомендациям, определяем положение центра масс самолета с учетом распределения масс грузов и агрегатов для расчетного случая при максимально допустимой взлётной массе самолета с полной нагрузкой и соответствующим запасом топлива (рисунок 7).

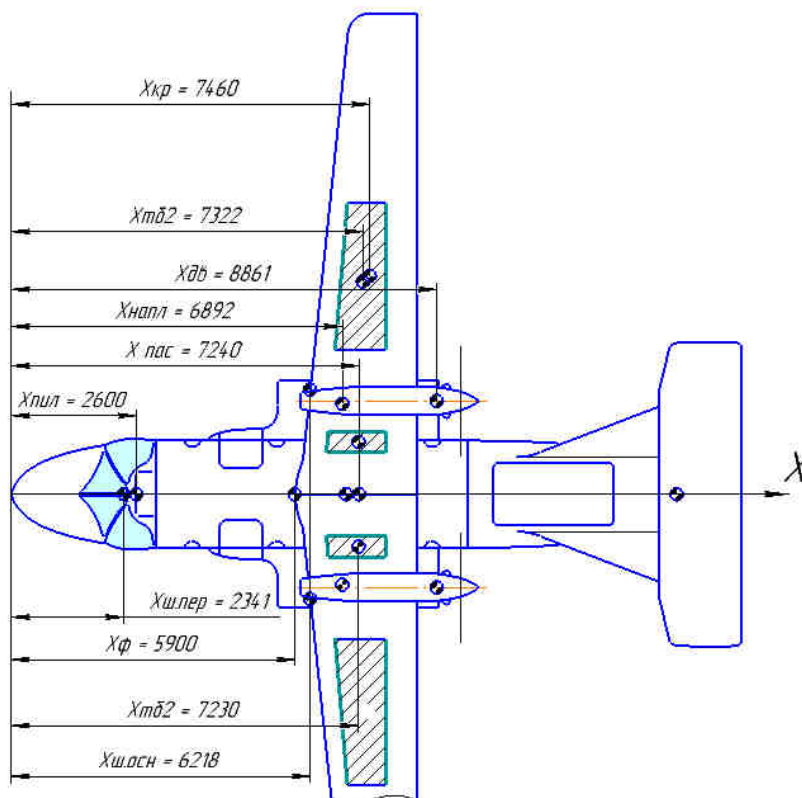


Рис. 7. Схема расположения центров тяжести грузов и агрегатов

Для расчета центровки составляют центровочную ведомость самолета. В нее включают массы всех основных элементов, составляющих самолет, их координаты и величины статических моментов относительно начала координат.

Положение центра тяжести для основных расчетных случаев:

1) максимально допустимая взлётная масса самолета с полной нагрузкой и соответствующим запасом топлива:

$$X_T = 6,97 \text{ м}, \quad \bar{X}_T = 0,253;$$

максимально допустимая взлетная масса самолета с полной заправкой топливом и уменьшенной полезной нагрузкой вдвое:

$$X_T = 6,926 \text{ м}, \quad \bar{X}_T = 0,231;$$

самолет с полной заправкой топливом без полезной нагрузки (перегоночный вариант):

$$X_T = 6,862 \text{ м}, \quad \bar{X}_T = 0,199;$$

самолет с полной полезной нагрузкой без топлива (предельный посадочный вариант):

$$X_T = 6,894 \text{ м}, \quad \bar{X}_T = 0,215;$$

пустой самолет без полезной нагрузки и топлива:

$$X_T = 6,698 \text{ м}, \quad \bar{X}_T = 0,12.$$

На основе выбранных геометрических параметров разработан общий вид самолета (рисунок 8).

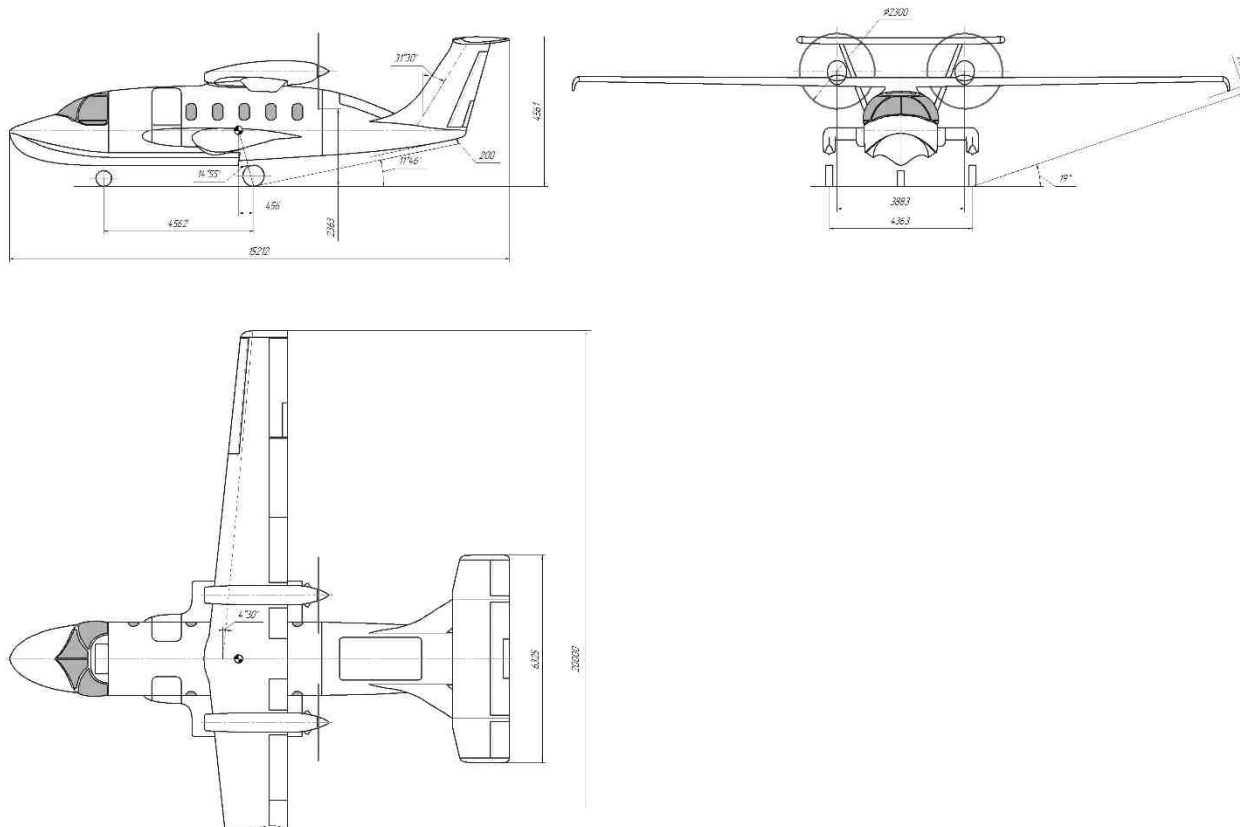


Рис.8. Фрагмент чертежа общего вида проектируемого самолёта

7. Практическая ценность

Создание и применение на местных и региональных авиалиниях нового типа экономически эффективного в условиях малых пассажиропотоков многоцелевого самолета-амфибии с укороченным взлетом и посадкой, приспособленного к эксплуатации с неподготовленных площадок, позволят:

- решить проблемы региональных перевозок и с минимальными экономическими затратами повысить эффективность транспортной инфраструктуры большого числа регионов по всему миру;
- существенно увеличить количество доступных для воздушного сообщения мест;
- повысить коэффициент загрузки транспортной системы по сравнению с одноцелевыми пассажирскими или транспортными воздушными судами и судами с большей грузовой и пассажирской вместимостью;
- повысить топливную эффективность самолетов и комфорт пассажиров при замене устаревшего парка самолётов местных и региональных авиалиний;
- дополнить модельный ряд предприятий авиационной промышленности новым конкурентоспособным объектом производства. Разработка и внедрение в процессе создания самолёта новых методов проектирования, материалов,

технологий, а также отраслевых и государственных стандартов позволят поддержать конкурентоспособность и авторитет отечественного авиационно-космического комплекса.

Выводы

В данной статье представлен аванпроект регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки для перевозки 15 пассажиров на дальность до 1500 км. На основе статистических данных схем самолетов-аналогов выбрана классическая схема высокоплана с Т-образным горизонтальным оперением и двухкилевым вертикальным оперением, убирающимся трехопорным шасси с носовой стойкой. Определены тактико-технические требования к самолету. Рассчитана взлетная масса легкого многоцелевого самолета, которая составляет $m_0 = 5300$ кг. По рассчитанным геометрическим параметрам разработан общий вид проектируемого самолета.

Проведенная работа позволяет сделать предварительный вывод о возможности создания регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки с заданными тактико-техническими характеристиками.

Летные и маневренные характеристики, а также экономическая эффективность проектируемого самолета нуждаются в дальнейшем уточнении

Разработанный проект в целом соответствует требованиям современных стандартов проектирования и информационной поддержки жизненного цикла изделия.

Список литературы

1. Report on current strength and weaknesses of existing seaplane/amphibian transport system as well as future opportunities including workshop analysis [Text] / Giangi Gobbi, Ladislav Smrcek, Roderick Galbraith and others. – FUTURE SEAPLANE TRAFFIC (FUSETRA) Contract № 234052 , FP7-AAT-2007-RTD1, 2011 – 62 p.
2. Majka A. The Problem of Choice of Light Passenger Seaplane Used for Short-Haul Flights [Text] / A. Majka // Journal of KONES Powertrain and Transport, Vol. 19, No. 4, 2012 – p. 419-428
3. Разработка аванпроекта самолета [Текст] : учеб. пособие / А.К. Мялица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2010. – 233 с.
4. Арепьев, А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов [Текст]: / А.И. Арепьев. – М.: МЯТУГА, 2001. – 637 с.
5. Нормы летной годности гражданских легких самолетов (АП-23). – М.: МАК, 1998. – 146 с.
6. Кривцов, В.С. Основы аэрокосмической техники [Текст] : учебник в 2 ч. / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2003. – Ч. 2. – 901 с.
7. Буйвал, Л.Ю. Аванпроект гражданского легкого многоцелевого самолета [Текст] / Л.Ю. Буйвал, А.М. Гуменный / Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 63 – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – С 197-211.

8. Концепция создания пассажирского самолёта для местных воздушных линий [Текст] / Ю.Н. Геремес, А.Г. Гребеников, А.М. Гуменний и др. / Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2010. – Вып. 47 – С 20-37.

Поступила в редакцию 06.06.2018.

Аванпроект регіонального багатопільового літака-амфібії укороченого зльоту і посадки

Розроблено аванпроект регіонального багатопільового літака-амфібії укороченого зльоту і посадки, базовий варіант якого призначений для перевезення 15 пасажирів або корисного навантаження масою 1500 кг з крейсерською швидкістю польоту 375 км/год на дальність до 1500 км. Виконано аналіз статистичних даних літаків-аналогів. Виконано розрахунок злітної маси літака і мас його агрегатів, центрування літака. Розроблено загальний вигляд проєктованого літака.

Ключові слова: літак-амфібія, геометричні та масові характеристики, схема загального вигляду, тактико-технічні характеристики.

Pilot Project of Regional Multipurpose Amphibian Aircraft with Short Take-Off And Landing

A pilot project for a regional multi-purpose amphibian shortened takeoff and landing aircraft has been developed. The basic version is designed to carry 15 passengers or a payload of 1500 kg with a cruising speed of 375 km/h for a range of up to 1500 km. An analysis of the statistical data of analog aircrafts is given. The calculation of the take-off weight of the aircraft and the masses of its assemblies, and the CG position of the aircraft are performed. A general view of the aircraft under design is developed.

Key words: amphibian aircraft, geometric and mass characteristics, general view scheme, performance characteristics.

Сведения об авторах:

Бездетко Руслан Игоревич – студент группы 140, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Козлова Елизавета Эдуардовна – студент группы 140, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Сердюков Александр Анатольевич – ст. преподаватель каф. 103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.