

Оценка взлетных характеристик регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования

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

Оценены взлетные характеристики регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки. Рассчитанные значения скорости хода, при которых будут происходить смены режимов плавания, воздушное и водное сопротивление, длины дистанции разбега, воздушной дистанции взлета и полной дистанции взлета.

Ключевые слова: самолет-амфибия, гидродинамические характеристики, укороченные взлет и посадка.

Усовершенствование взлетно-посадочных характеристик самолетов-амфибий является одной из самых актуальных задач развития гидроавиации. Решение данной задачи при проектировании самолетов-амфибий находится в русле общемировых тенденций по проектированию летательных аппаратов (ЛА), способных эксплуатироваться с ограниченных по размерам сухопутных и гидроаэродромов с минимальной номенклатурой наземного оборудования или вообще с необорудованных взлетно-посадочных площадок ограниченной площади с усложненными условиями взлета и захода на посадку.

Одними из главных причин необходимости улучшения взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) самолетов, таких как уменьшения длины разбега и пробега, скорости отрыва и посадки, взлетной и посадочной дистанции, есть решение ряда актуальных народно-хозяйственных задач, важнейшими из которых являются:

- возможность осуществлять взлет и посадку с неподготовленных или малооборудованных ограниченных грунтовых и водных площадок
- расширение и оптимизация сети авиалиний и увеличение объемов воздушных перевозок в труднодоступных регионах, таких как Аляска, северная Канада и Европа, Сибирские регионы и Дальний Восток в России;
- рост эффективности эксплуатации существующих аэродромов в следствие увеличения интенсивности полетов и оптимизации использования воздушного пространства;
- обеспечение возможности регулярных полетов между отдельными небольшими населенными пунктами или отдельными небольшими населенными пунктами с малыми аэродромами и региональным транспортным центром (в качестве таких ХАБов могут выступать как аэропорты, так и узловые железнодорожные станции или речные и морские порты).
- уменьшение времени перевозки пассажиров и транспортировки грузов между крупными административно-промышленными центрами за счет приближения посадочных площадок к городским узлам транспортной логистики.

Целью данной работы является предварительная оценка взлетных характеристик регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования. Общий вид

самолета-амфибии представлен на рис. 1. В процессе выполнения расчётов необходимо оценить возможность создания гидросамолёта классической аэродинамической схемы, который бы по своим взлетно-посадочным характеристикам мог конкурировать не только с гидросамолётами аналогичного класса, но и с экранопланами. Также проектируемый самолет должен иметь явные эксплуатационные и летно-тактические преимущества перед конвертопланами и вертолетами аналогичной грузоподъемности.

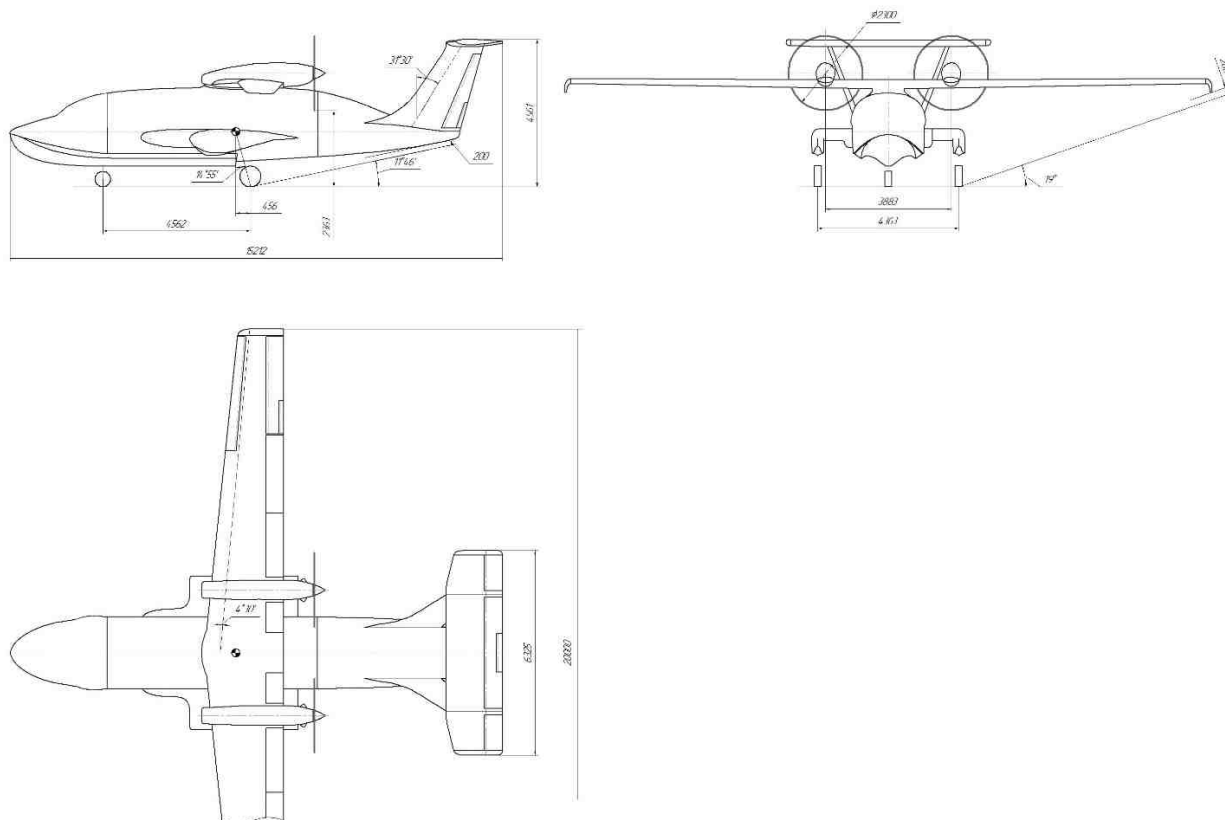


Рис. 1. Фрагмент чертежа общего вида проектируемого регионального самолета-амфибии

На улучшение ВПХ влияют такие параметры, как:

Механизация крыла. Механизация крыла играет важную роль в обеспечении требуемых аэродинамических характеристик крыла на взлетно-посадочных режимах полета [1]. На крыльях современных летательных аппаратов предусмотрен ряд устройств для улучшения взлетно-посадочных и некоторых маневренных характеристик [2]. К таким устройствам относятся предкрылки, передние щитки, интерцепторы, закрылки, которые оказывают разное влияние на взлетно-посадочные характеристики самолета. Все эти устройства составляют механизацию крыла. К примеру, увеличение угла установки закрылков приводит к возрастанию величин коэффициента подъемной силы при взлете и посадке; скорости сваливания и отрыва при взлете соответственно уменьшаются, и разбег самолета сокращается.

Типичные изменения зависимости $C_y = f(\alpha)$ при использовании базовых средств механизации крыла представлены на рис. 2.

Экранный эффект. Для достижения наилучших ВПХ признано целесообразным использовать "экранный эффект", что дает возможность

выполнять взлет на минимальных скоростях и с минимальными дистанциями разбега. В процессе прохождения потока воздуха между крылом и земной поверхностью, на высотах меньших и равных размерам хорды крыла, происходит интенсивное его подтормаживание и увеличение давления на нижней поверхности крыла. Это приводит к увеличению подъемной силы крыла, что, в свою очередь, существенно увеличивает аэродинамическое качество ЛА. Экранный эффект особенно заметен при малых скоростях полета.

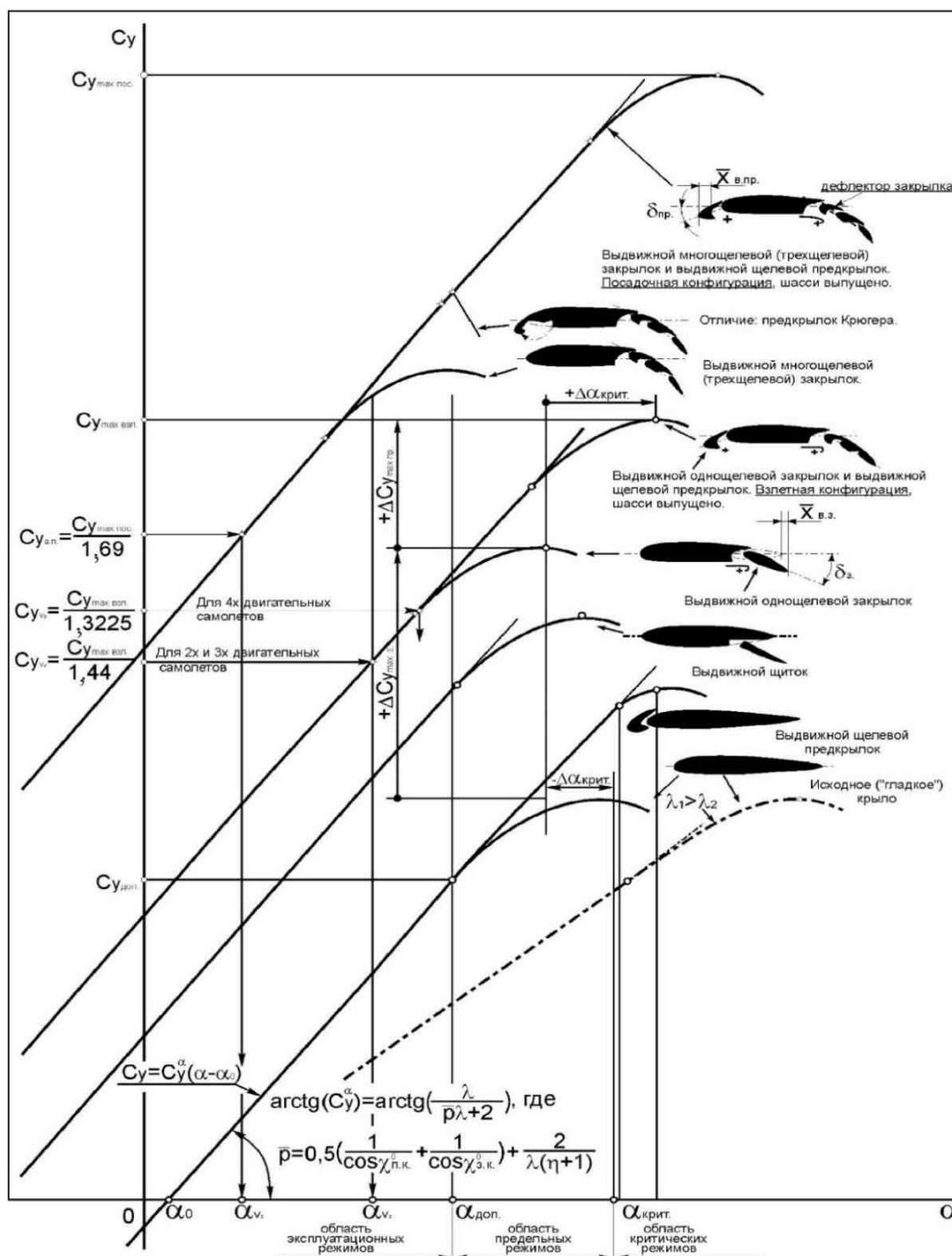


Рис. 2. Изменение зависимостей $C_y = f(\alpha)$ при наличии базовой механизации крыла [3]

Конструктивные особенности фюзеляжа. Фюзеляж летающей лодки одновременно должен отвечать требованиям аэро- и гидродинамики. В ходе проектирования решалась задача по выполнению и оптимизации этих требований.

От формы днища лодки зависят гидродинамические параметры, такие как: устойчивость на волне, при продольной и поперечной качке, возможность преодоление высоких волн, устойчивость по курсу и эффективность управления на большой и малых скоростях при разбеге и пробеге. Также форма днища влияет на силу сопротивления при разбеге и динамику торможения.

Так как целью проектирования являлось получение максимальной мореходности летающей лодки и улучшение гидродинамических характеристик корпуса для уменьшения дистанции взлёта проектируемого самолёта, то помимо классических форм днища гидросамолетов был проведён статистический анализ гидродинамических свойств для возможных новых форм днища лодки. До этого данные формы были многократно использованы на различных типах современных быстроходных катеров. Существующие и потенциально возможные варианты конструктивного исполнения нижней части фюзеляжа – лодки, представленные на рис. 3.

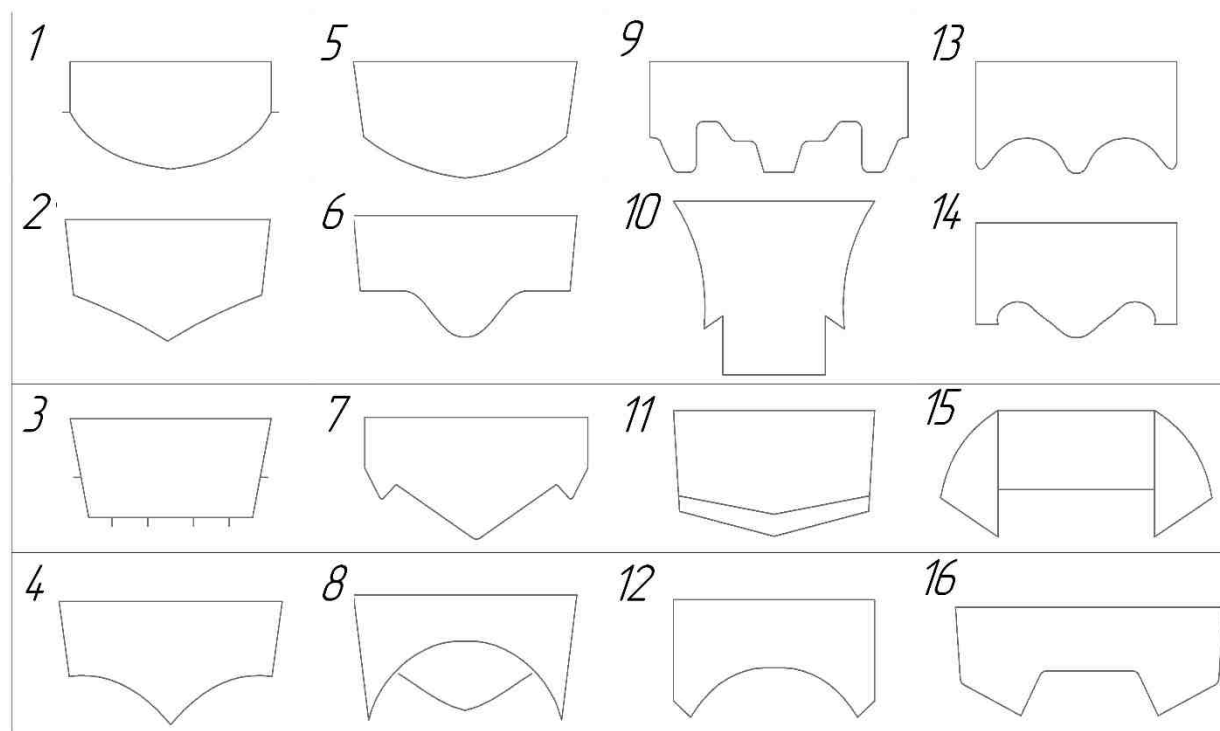


Рис. 3. Схемы классификации обводов лодок [4,7]

- 1 – круглоскулые; 2 – плоскокилевые; 3 – плоскодонные; 4 – вогнутокилевые;
 5 – выпуклокилевые; 6 – выпукловогнутые; 7 – кафедра; 8 – триклин;
 9 – обводы Блегга; 10 – «морской нож»; 11 – реданные; 12 – «морские сани»;
 13 – тримаран; 14 – «сани фокса»; 15 – трехточка; 16 – катамаран

Еще одной конструктивной особенностью нижней части фюзеляжа гидросамолетов, которая снижает подсосывающее действие воды при разгоне лодки, является редан (или система реданов). Таким образом уменьшается сила сопротивления, а следовательно уменьшается дистанция разбега самолета на

воде. Установка редана заметно снижает силу сцепления, облегчая отрыв от водной поверхности.

Одним из самых совершенных самолетов-аналогов в данном классе является Dornier Seastar (рис.4), нижняя часть которого выполнена в виде лодки вогнутокилеватой схемы с реданом.



Рис.4. Фото Dornier Seastar

Самолет-аналог Бе-103 так же имеет вогнутокилеватую схему с реданом в нижней части фюзеляжа (рис. 5).



Рис. 5. Фото Бе-103

Динамические свойства корпуса лодки могут быть улучшены за счет применения современных технических решений, уменьшающих сопротивление корпуса при разгоне, скоростном движении и отрыве, например, использование поддува воздуха под редан с созданием воздушной каверны (рис. 6) или установка гидрولыжи (рис. 7).

Создание каверны в заданном пространстве лодки («воздушная смазка») является одним из наиболее перспективных способов снижения сопротивления

трения при скоростном движении. Получаемый эффект достигается за счет уменьшения сопротивления той части поверхности корпуса, которая аэрируется, т.е. покрывается воздушной прослойкой и движется уже не в водной, а в воздушной среде.

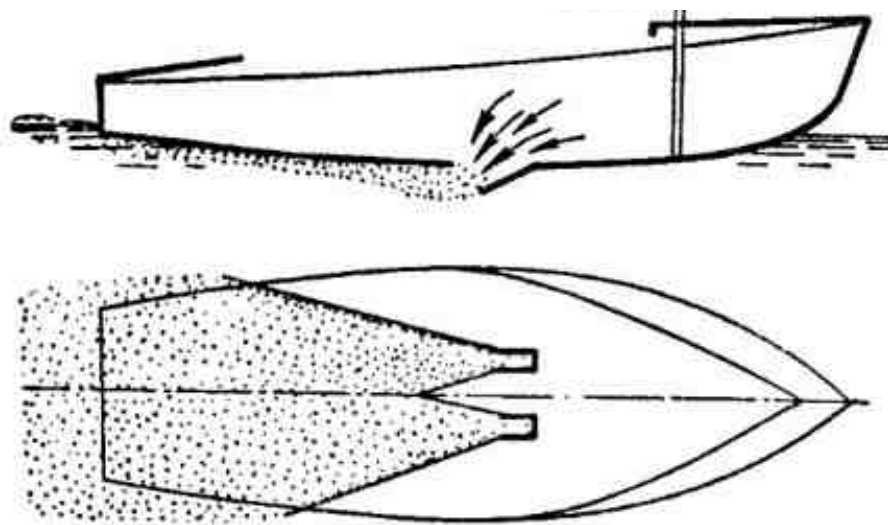


Рис. 6. «Воздушная смазка» днища лодки [8]

Гидролыжа устанавливается на днище в виде отклоняемой поверхности и дает возможность улучшить мореходные качества глиссирующего судна, увеличить скорость, а также создает дополнительную подъемную силу, которая выталкивает лодку из воды, что облегчает взлет. При этом при установке гидролыжи основная ударная нагрузка, при движении лодки, приходится на саму гидролыжу, а не на днище в целом.

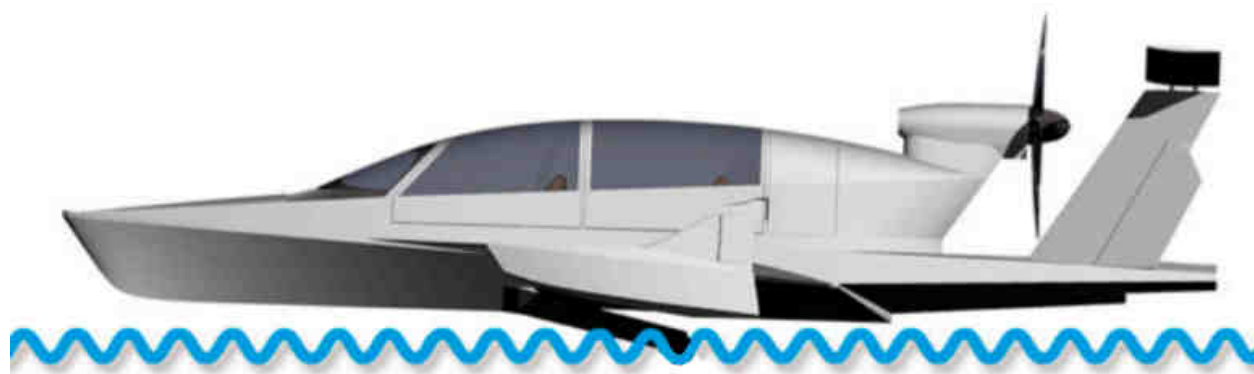


Рис. 7. Схема экраноплана-аналога ЭП-15 на взлетном режиме с отклоненной гидролыжей

Применение вышеописанных технических средств не рассматривается на этапе предварительного проектирования самолета-амфибии, так как отсутствуют готовые методики расчёта и является невозможным их расчет без проведения натурных испытаний модели.

С учетом данных по самолетам-аналогам определены основные тактико-технические требования к взлетным характеристикам проектируемого самолета.

Тактико-технические требования представленные в табл. 1.

Таблица 1

Тактические требования к взлетным характеристикам проектируемого самолёта

L_p , м	$L_{ВДВ}$, м	$L_{п}$, м	$V_{отр}$, м/с	V_2 , м/с	V_y , м/с	$C_{yа max}$ ВЗЛ
300	350	730	34	37	6	2,26

В качестве средств механизации крыла используется двухщелевые закрылки и предкрылки. Нижняя часть фюзеляжа выполнена в виде лодки для обеспечения лучшей плавучести и снижения сопротивления в воде при разбеге, а так же для уменьшения ударных нагрузок при посадке на воду. В качестве формы обводов лодки выбрана тримаранная схема, по типу «Бостонский китобой», которая отличается повышенной остойчивостью, как на стоянке, так и на ходу. Улучшение параметров взлёта с воды и с суши возможно не только за счёт формы корпуса лодки и его гидродинамического совершенства, но и за счёт использования экранного эффекта, который заметно проявляется до высоты полета равной хорде крыла. В качестве источника экранного эффекта в расчетах используется профилированный наплыв, который совместно с профилированным днищем создаёт экранный эффект. Данный наплыв расположен в нижней части фюзеляжа и кроме создания экранного эффекта, позволяет обеспечить лучшую устойчивость при движении на воде, а также по суше за счет увеличения колеи шасси.

Для осуществления взлета и посадки на грунтовые аэродромы проектируемый самолет оснащен убирающимся трехопорным шасси с носовой стойкой, основные колеса тормозные.

Определение взлетных характеристик самолета

Расчеты взлетных характеристик проектируемого самолета проведены для разных типов взлетных полос аэродромов и гидроаэродромов.

1. Аэродром с искусственным покрытием ВПП.

Участок разбега от момента начала движения до момента достижения самолета скорости отрыва $V_{отр}$.

Согласно с нормами летной годности (НЛГ) [6]:

$$V_{отр} = 1,1 \cdot \sqrt{\frac{2m_0g}{\rho S C_{yа max}}} = 1,1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 5300 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 38,5 \cdot 2,259}} = 34,4 \frac{м}{с},$$

где $C_{yа max} = 2,259$ – максимальное значение коэффициента аэродинамической подъемной силы самолета, который имеет взлетную конфигурацию;

$m_0 = 5300$ кг – взлетная масса самолета;

$S = 38,5$ м² – площадь крыла.

Воздушный участок взлета с точки отрыва самолета от ВПП к достижению им высоты $H_{без} = 10,7$ м согласно АП-23.51(а) [5]. По НЛГ на высоте $H_{без}$ скорость самолета должна быть не менее V_2 [6]:

$$V_2 = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{2m_0g}{\rho S C_{ya \max}}} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 5300 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 38,5 \cdot 2,259}} = 37,5 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Длину дистанции разбега можно определить приближенно как:

$$L_{\text{разб}} = \frac{1}{2} \frac{V_{\text{отр}}^2}{J_{\text{ср}}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{34,4^2}{1,888} = 310 \text{ м},$$

где $J_{\text{ср}}$ – среднее значение ускорение на участке разбега.

$$\begin{aligned} J_{\text{ср}} &= \frac{P - f_{\text{тр}}G - qS(C_{xa} - f_{\text{тр}}C_{ya})}{m_0} = \\ &= \frac{12000 - 0,03 \cdot 5300 \cdot 9,81 - 406,88 \cdot 38,5 \cdot (0,04 - 0,03 \cdot 0,42)}{5300} = \\ &= 1,888 \text{ м/с}^2, \end{aligned}$$

где $C_{ya} = C_{ya \text{ опт}} = \frac{f_{\text{тр}}}{2A} = \frac{0,03}{2 \cdot 0,0357} = 0,42$ – оптимальный коэффициент подъемной силы;

$f_{\text{тр}} = 0,03$ – коэффициент трения колес при взлете по сухой бетонной ВПП;

$A = 0,0357$ – коэффициент отвала поляры;

$C_{xa} = 0,04$ – значение коэффициента лобового сопротивления самолета;

$P = 12 \text{ кН}$ – тяга двигателя;

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{1,225 \cdot (34,36 \cdot 0,75)^2}{2} = 406,88 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}$$

Длина воздушного участка взлета (ВУВ) $L_{\text{ВУВ}}$ находится из условия баланса энергии ЛА.

$$L_{\text{ВУВ}} = \frac{\frac{m_0}{2} (V_2^2 - V_{\text{отр}}^2) + m_0 g H_{\text{сп}}}{(P - X_a)_{\text{ср}}},$$

где $(P - X_a)_{\text{ср}} = \Delta P_{\text{ср}}$ – среднее значение разницы между силой тяги и лобовым сопротивлением на ВУВ:

$$\Delta P_{\text{ср}} = \frac{\Delta P(V_{\text{отр}}) + \Delta P(V_2)}{2},$$

$$\begin{aligned} \Delta P(V_{\text{отр}}) &= P(V_{\text{отр}}) - C_{x0} \frac{\rho V_{\text{отр}}^2}{2} S - \frac{\square G_0^2}{\frac{\rho V_{\text{отр}}^2}{2} S} = \\ &= 12000 - 0,035 \cdot \frac{1,225 \cdot 34,36^2}{2} \cdot 38,5 - \frac{0,0357 \cdot (5300 \cdot 9,81)^2}{\frac{1,225 \cdot 34,4^2}{2} \cdot 38,5} = \\ &= 7559 \text{ Н}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta P(V_2) &= P(V_2) - C_{x0} \frac{\rho V_2^2}{2} S - \frac{G^2}{\frac{\rho V_2^2}{2} S} = \\ &= 12000 - 0,035 \cdot \frac{1,225 \cdot 37,5^2}{2} \cdot 38,5 - \frac{0,0357 \cdot (5300 \cdot 9,81)^2}{\frac{1,225 \cdot 37,5^2}{2} \cdot 38,5} = \\ &= 7929 \text{ Н.} \end{aligned}$$

Тогда $\Delta P_{\text{ср}}$ составит

$$\Delta P_{\text{ср}} = \frac{7559 + 7929}{2} = 7744 \text{ Н.}$$

Длина ВУВ составит

$$L_{\text{ВУВ}} = \frac{\frac{5300}{2} \cdot (37,5^2 - 34,4^2) + 5300 \cdot 9,81 \cdot 10,7}{7744} = 150 \text{ м.}$$

Полную дистанцию взлета рассчитывают по формуле:

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{ВУВ}} = 310 + 150 = 460 \text{ м.}$$

Согласно НЛГ полная дистанция взлета равняется:

$$L_{\text{взл.п}} = 1,15L_{\text{взл}} = 1,15 \cdot 460 = 530 \text{ м.}$$

2. Аэродром с сухим грунтовым покрытием или плотным снегом ВПП.

Расчет проводится по подобной методике, отличие лишь в коэффициенте трения колес при взлете по сухому грунту или плотному снегу ВПП который составляет $f_{\text{тр}} = 0,07$.

Оптимальный коэффициент подъемной силы – $C_{ya} = 0,98$; значение коэффициента лобового сопротивления – $C_{xa} = 0,068$; среднее значение ускорение на участке разбега – $J_{\text{ср}} = 1,58 \text{ м/с}^2$; длина дистанции разбега – $L_{\text{разб}} = 380 \text{ м.}$

Тогда полная дистанция взлета составит:

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{ВУВ}} = 380 + 150 = 530 \text{ м.}$$

Согласно НЛГ полная дистанция взлета равняется:

$$L_{\text{взл.п}} = 1,15L_{\text{взл}} = 1,15 \cdot 530 = 610 \text{ м.}$$

3. Гидроаэродром класса VI.

Длина разбега по воде определяется по формуле [4]:

$$L_{\text{разб}} = p_0(0,168(\bar{p}_0 - 1) + \frac{0,75 \cdot \sqrt{p_0^3}}{\sqrt{10 - \bar{p}_0}}),$$

где $p_0 = 135 \frac{\text{даН}}{\text{м}^2}$ – удельная нагрузка на крыло при взлете;

\bar{p}_0 – удельная нагрузка на лошадиную силу, которая определяется по формуле:

$$\bar{p}_0 = \frac{p_0}{2 \cdot N_0} = \frac{1350}{2 \cdot 856} = 3,2,$$

здесь $N_0 = 856$ л. с. – стартовая мощность двигателя.

Длина разбега составит:

$$L_{\text{разб}} = 135(0,168(3,15 - 1) + \frac{0,75 \cdot \sqrt{3,2^3}}{\sqrt{10 - 3,2}}) = 450 \text{ м.}$$

Тогда полная дистанция взлета составит:

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{ВУВ}} = 450 + 150 = 600 \text{ м.}$$

Согласно НЛГ полная дистанция взлета равняется:

$$L_{\text{взл.п}} = 1,15L_{\text{взл}} = 1,15 \cdot 600 = 690 \text{ м.}$$

Выводы

На этапе предварительного проектирования выполнена оценка взлетных характеристик регионального многоцелевого самолета-амфибии укороченного взлета и посадки. На основе анализа статистических данных о самолетах-аналогах определены основные тактико-технические требования к взлетным характеристикам самолета. Рассчитаны взлетные дистанции для разных типов взлетных полос сухопутных и гидроаэродромов, которые составили: для аэродромов с искусственным покрытием ВПП – $L_{\text{взл.п}} = 530$ м; для аэродрома класса E с сухим грунтовым покрытием или плотным снегом ВПП – $L_{\text{взл.п}} = 610$ м; для гидроаэродрома класса VI – $L_{\text{взл.п}} = 690$ м. Полученные данные схожи с данными самолетов-аналогов, что свидетельствует о возможности дальнейшего применения данного расчета на практике.

Не смотря на то, что изначально была задана тяговооруженность наименьшая из всех рассматриваемых прототипов, за счёт улучшения гидродинамики корпуса и учета возможного экранного эффекта полученные расчетные взлетные дистанции на уровне лучших образцов прототипов, таких как Dornier Seastar и Бе-103. При этом проектируемый самолет из-за меньшей тяговооруженности имеет большую дистанцию взлета с земли, однако дистанция взлета с воды меньше. На основе этого можно сделать вывод о перспективности применяемых технических решений. Учитывая поставленную задачу конкурировать не только с гидросамолетами и экранопланами, но и с вертолетами

и конвертопланами необходимо в дальнейшем рассмотреть возможность перехода к аэродинамическим схемам, которые бы позволили при тех же габаритах самолета увеличить величину подъемной силы (триплан, полиплан), а также возможность применения при взлете дополнительных технических средств, таких как гидролыжа или поддув воздуха в заредавленное пространство.

Анализируя полученные результаты также можно сделать вывод о необходимости увеличения взлетной тяговооруженности проектируемого самолета.

Список использованной литературы

1. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета [Текст] // РДК. – 1963. – Т.1, кн. 2, Вып. 3. – 234 с.
2. Торенбик Э., Проектирование дозвуковых самолетов. [Текст] / Э. Торенбик – М.: Машиностроение, 1983. – 647 с.
3. Капитанова, Л.В. Анализ эффективности базовых средств механизации крыла самолета [Текст] / Л.В. Капитанова / – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 5 с.
4. Косоуров, К.Ф. Гидросамолеты. Их мореходность и расчет [Текст] / К.Ф. Косоуров. – М.: Машиностроение, 1935. – 369 с.
5. Нормы летной годности гражданских легких самолетов (АП-23). – М.: МАК, 1998. – 146 с.
6. Курочка, Г.Ф. Летно-технические характеристики, продольная устойчивость и управляемость самолета [Текст]: учеб. пособие 2-е изд. перераб. и доп. / Г.Ф. Курочка. – Х. : Гос. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 1999. – 188 с.
7. Катера и лодки. [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.katera-lodki.ru/obvody> – 2008 г.
8. Устройство и конструирование яхт и катеров. [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.barque.ru/> – 2013 г.
9. Белецкая С.Б. Аэродинамические характеристики крыла, движущегося около экрана [Текст] / С.Б. Белецкая – Н. Новгород: НГТУ, 2015. – 16 с.

Поступила в редакцию 05.06.2018.

Оцінка злітних характеристик регіонального багатocільового літака-амфібії укороченого зльоту і посадки на етапі попереднього проектування

Оцінка злітних характеристик регіонального багатocільового літака-амфібії укороченого зльоту і посадки на етапі попереднього проектування. Оцінені злітні характеристики регіонального багатocільового літака-амфібії укороченого зльоту і посадки. Розраховані значення швидкості ходу, при яких будуть відбуватися зміни режимів плавання, повітряне та водне опору, довжини дистанції розбігу, повітряної дистанції зльоту і повної дистанції зльоту.

Ключові слова: літак-амфібія, гідродинамічні характеристики, укорочені зліт і посадка.

Estimation of The Take-Off Characteristics of Regional Multipurpose Amphibian Aircraft with Short Take-Off and Landing at Preliminary Design Stage

The take-off characteristics of a regional multipurpose amphibian aircraft of a short take-off and landing are estimated. Calculated values of the speed at which there will be changes in the modes of navigation, air and water resistance, the length of the take-off distance, the air take-off distance and the total take-off distance.

Key words: amphibian aircraft, hydrodynamic characteristics, short takeoff and landing.

Сведения об авторах:

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

Козлова Елизавета Эдуардовна – студентка 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.