

Ю.Г. Дурицын

В.К. Анастасов

В.В.Самохин П.В. Сафронов

ОСНОВЫ ГИДРОМЕХАНИКИ ГИДРОСАМОЛЁТА

г. Таганрог - 2016 г.

УДК 532

ББК

«Основы гидромеханики гидросамолёта»

Рецензент: доктор технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ

Ю.Ф. Журавлёв

Содержание некоторых параграфов скорректировано,
по замечаниям начальника НИМК ЦАГИ к.т.н. В.П. Соколянского.

Дурицын Ю.Г.

«Основы гидромеханики гидросамолёта» –

Ю. Г. Дурицын, В.К. Анастасов, В. В. Самохин, П. В. Сафронов»; -

ПАО ТАНТК им. Г.М. Бериева; - г Тагеног: ИП Ошихмина О.С. 2016 – 364 с; -

ISBN 978 – 5 – 9908553 – 0 - 4

Книга предназначена для студентов самолётостроительных факультетов вузов и является пособием для инженерно – технического состава, разрабатывающего глиссирующие на водной поверхности объекты.

Рассматриваются вопросы, связанные с режимом плавания (диаграммы продольной и поперечной остойчивости и их построение), выхода на глиссирование и глиссирование гидросамолёта на водной поверхности.

Приведены выводы критериев динамического подобия потоков вязкой несжимаемой жидкости, анализ критериев подобия и возможность их выполнения, при гидродинамических испытаниях моделей. Приведены примеры моделирования:

- Различных режимов движения гидросамолёта на воде;
- Набора воды на режимах глиссирования;
- Поддува газов двигателей под несущие поверхности летательного аппарата.

Представляются параметры морского волнения и способы обработки этих параметров после выполненных измерений.

Даётся существующий в настоящее время подход к определению нагрузок на днище лодки гидросамолёта на режимах его глиссирования и перспективы методов их определения.

СОДЕРЖАНИЕ

§ 1 Сведения общего характера о гидроавиации и основные отличия гидросамолётов от сухопутных самолётов;	11
§ 2 Конструктивные отличия гидросамолётов и самолётов-амфибий от сухопутных аналогов;	19
§ 3 Дополнительные технические вопросы, требующие своего решения для безопасной эксплуатации гидросамолётов;	20
§ 4 Основные элементы конструкции гидросамолётов;	35
§ 5 Геометрические элементы и параметры лодки гидросамолёта;	37
§ 6 Гидростатика гидросамолёта;	40
Плавучесть гидросамолёта;	41
Теоретический чертеж лодки гидросамолёта;	45
Вычисление водоизмещения лодки;	46
Определение координат центра величины лодки;	53
§ 6.1 Остойчивость гидросамолёта;	56
§ 6.2 Поперечная остойчивость гидросамолёта на больших углах крена;	61
Условия остойчивости при крене;	67
Диаграмма поперечной остойчивости гидросамолёта;	69
Определение моментов инерции площадей грузовых ватерлиний и начальных метацентрических высот изолированной лодки;	72
Определение восстанавливающих моментов гидросамолёта;	74
Определение кренящего момента;	77
Поперечная динамическая остойчивость гидросамолёта;	78
§ 6.3 Продольная остойчивость гидросамолёта;	82
Определение начального дифферента лодки;	86
Построение диаграммы продольной остойчивости лодки;	88
§ 6.4 Непотопляемость гидросамолёта;	92
6.5 Расчёт непотопляемости;	94
6.6 Расчёт грузового размера лодки;	95
6.7 Определение абсциссы и ординаты центра величины лодки;	95
6.8 Параметры гидросамолёта, представляемые после выполнения расчётов по гидростатике, остойчивости и непотопляемости;	96
§ 7 Методы исследований, применяемых в гидроавиации;	97

§ 8 Основы теории механического подобия физических процессов;	100
§ 9 Критерии механического подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости;	103
§ 10 Метод анализа размерности;	114
§ 11 Приложение метода анализа размерности к определению подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости;	118
§ 12 Анализ критериев механического подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости;	122
§ 13 Моделирование движения гидросамолёта на воде;	128
§ 14 Моделирование движения гидросамолёта на воде с поддувом струй двигателей под его несущие поверхности (крыло);	147
§ 15 Моделирование процесса набора воды гидросамолётом на режиме глиссирования;	157
§ 16 Гидродинамика гидросамолёта;	172
§ 16.1 Расчёт сил при движении гидросамолёта на воде. Общая формула сопротивления и её составляющие;	172
§ 16.2 Устойчивость глиссирования гидросамолёта на воде;	187
§ 16.3 Устойчивость глиссирования гидросамолёта при разбеге и пробеге;	197
§ 17 Расчёт дистанций и времени пробега и разбега гидросамолёта;	198
§ 18 Методическое пособие для студентов по вопросам гидродинамики гидросамолёта;	203
- Гидростатический расчёт;	211
- Расчёт потребного водоизмещения подкрыльного поплавка и его геометрических размеров;	216
- Гидродинамика гидросамолёта;	221
- Расчёт времени и длины разбега гидросамолёта;	223
- Расчёт времени и длины пробега гидросамолёта;	230
- Брызгообразование;	236
- Методы обработки параметров волнения водной поверхности на открытых водоёмах;	240
§ 19 Проблемы прочности гидросамолётов;	259
§ 20 Экспериментальное оборудование для гидродинамических испытаний моделей гидросамолётов;	278
§ 21 Оборудование для исследований гидродинамических характеристик моделей гидросамолётов на открытых водоёмах.	296

§ 22 Современные расчётные методы определения внешних гидродинамических нагрузок на днище, глиссирующего гидросамолёта.	301
Перечень технической литературы	303

Принятые обозначения:

Ц.Т. – центр тяжести (центр масс); **О** – центр координатных осей;
X, Y, Z (OX, OY, OZ) – координатные оси;
P_x; P_y; P_z; - внешние гидростатические силы в направлении осей **X, Y, Z**;
M_x, M_y, M_z – моменты внешних сил относительно осей координат;
D – суммарная сила гидростатического поддержания;
G - вес гидросамолёта;
φ₀ - начальный угол дифферента; **φ** - текущий угол дифферента;
γ - удельный вес воды;
U - объём воды, вытеснённый корпусом лодки;
U₀ – объёмное водоизмещение лодки, соответствующее взлётному весу;
С – центр величины – точка приложения суммарной силы «**D**»;
M_{кр} – внешний кренящий момент;
ℓ - расстояние между направлением силы веса «**G**» и силы «**D**»;
M_{вост} – восстанавливающий момент;
ΔG – дополнительный груз, снимаемый или принимаемый;
Н – осадка гидросамолёта; **ΔН** – изменение осадки;
Н_н – расстояние от носа лодки (по ПДО) до НСГ лодки;
Н_к – расстояние от кормы лодки до НСГ.
Все необходимые элементы и параметры лодки гидросамолёта приведены §5;
M₀ – метациентр, центр кривой перемещения центра величины лодки из положения **С** в положение **С₁** при крене гидросамолёта;
Н₀ – начальная метacentрическая высота;
ρ₀ – начальный метacentрический радиус;
α - превышение центра тяжести гидросамолёта над центром величины «**С₀**»;
M_D – момент силы гидростатического поддержания «**D**»;
γ - угол крена;
J_{x0} - момент инерции грузовой ватерлинии относительно оси «**OX**»;
γ_d – динамический угол крена;
R₀ – продольный метacentрический радиус;
Н_{оп} – продольная метacentрическая высота;
K – коэффициент запаса плавучести; **g** - ускорение силы тяжести;
F – сила вязкости; **U₁ и U₂** - объёмы потоков жидкости;
K_α - коэффициент; **P** – сила давления;

P_{xx}, P_{yy}, P_{zz} - нормальные напряжения;
 ζ - массовая плотность жидкости; t – время; V – скорость движения;
 V_x, V_y, V_z - скорости движения жидкости в направлении осей X, Y, Z ;
 τ_{yx}, τ_{zx} - касательные напряжения в точке;
 μ - коэффициент вязкости; Θ – угол сдвига;
 U_1, U_2 – объёмы жидкости, включающие сходственные точки;
 γ_z, γ_y - угловые скорости; ξ - кинематический коэффициент вязкости;
 n - индекс натурального объекта; m - индекс модели натурального объекта;
 G_H - вес натурального объекта; G_m - вес модели натурального объекта;
 Fr – критерий Фруда; H_r – критерий гомохронности;
 E_U - критерий Эйлера; R_E - критерий Рейнольдса;
 N_S - критерий Нуссельда; W_E - критерий Вебера;
 P_B - давление воды; m – масса;
 α – линейное ускорение; L – длина;
 K_L - масштаб геометрического подобия;
 ΔP - перепад давления; Y – подъёмная сила;
 W - суммарное сопротивление; X_a - аэродинамическое сопротивление;
 W_B - волновое сопротивление; W_ϕ - сопротивление формы;
 W_Γ - гидродинамическое сопротивление; W_f – сопротивление трения;
 Δ – нагрузка на воду;
 $V_{отр}$ - скорость взлёта ; n_x, n_y, n_z - перегрузки по осям;
 $p_{ДВ}$ - тяга двигателей; η, ζ - координаты центра тяжести;
 B – ширина лодки по первому редану;
 C_{MB} - внешний негидродинамический момент по ширине лодки;
 C_B - коэффициент динамической нагрузки;
 Y_A - аэродинамическая подъёмная сила;
 Y_Π - подъёмная сила поддува; F_{TP} – сила трения;
 $j_{вых.дв.}$ - импульс тяги двигателей; T° - температура газов (на сопле);
 ΔP_{CP} – среднее давление камеры поддува;
 F_ϕ - сопротивление формы водопровода;
 $S_{ЦЕНТР}$ - площадь центроплана камеры поддува;
 T – период времени; λ_b – длина волны;
 m - присоединённая масса; A_ϕ – амплитуда размаха угла дифферента;
 C_y – коэффициент подъёмной силы; M_Γ – гидродинамический момент;

Y_a – аэродинамическая подъёмная сила;
 Y_r – гидродинамическая подъёмная сила;
 M_a – момент аэродинамических сил; L_0 – длина разбега
 $M_{дв}$ – момент тяги двигателей; $L_{пр}$ – длина пробега;
 u – скорость ветра; Δ_0 – начальная нагрузка на воду;
 C_{Δ_0} – коэффициент статической нагрузки на воду;
 λ_r – гидродинамическое удлинение лодки;
 n – коэффициент гидродинамического совершенства обводов лодки;
 $h_{цт}$ – перемещение центра тяжести гидросамолёта по высоте;
 $h_{3\%}$ – высота волны 3% обеспеченности;
 Δg – избыточная вертикальная перегрузка;
 C_h – показатель брызгообразования;
 \bar{h} – относительная глубина погружения в жидкость (воду).
АП – 25 авиационные правила.

ПРЕДИСЛОВИЕ

За прошедший 20 век в высших учебных заведениях России гидромеханику гидросамолёта практически не преподавали. В некоторых высших учебных заведениях страны она возможно и существовала, но факультативно.

В созданных авиационных институтах ХАИ, МАИ, КАИ, УАИ не было в программах обучения студентов этой дисциплины. Теоретическую гидромеханику, с приложением к гидросамолётам, преподавали в МФТИ. Затем, к 2000 годам, на вечернем факультете МАИ (в городе Таганроге) ввели в программу часы для ознакомления с гидроавиацией. Сейчас в проекте учебного плана на 2016 год планируется их увеличение до 36-40 часов. Также эта дисциплина введена в курс лекций на авиационном факультете ЮФУ (ранее Таганрогский радиотехнический институт).

Предлагаемые «Основы гидромеханики гидросамолёта» рассчитаны на студентов знакомых с общенаучными дисциплинами, которые проходят на старших курсах авиационных факультетов (с основами аэродинамики, гидромеханики, прочности, теоретической механики). В связи с этим многие формулы в тексте приводятся без выводов. Книга полезна и для инженерно – технического состава, занимающегося разработкой гидросамолётов или аппаратов водного базирования.

В книге представлено изложение основ гидромеханики гидросамолёта, (самолёта – амфибии) в ограниченном объёме, однако достаточном для представления этой дисциплины и её особенностей.

Гидромеханика гидросамолёта это раздел науки, изучающий взаимодействие воды и гидросамолёта при его движении по водной поверхности или нахождении на плаву.

Основные цели книги:

- Ознакомление студентов и инженерно-технических авиационных специалистов с основами гидромеханики гидросамолёта;
- Представление и назначение каждого отличительного элемента конструкции гидросамолёта от его сухопутного аналога;
- Представление методики расчётов и экспериментальных работ по определению гидродинамических и гидростатических характеристик гидросамолёта;

В книге представлены конструктивные отличия гидросамолётов (самолётов–амфибий) от своих сухопутных аналогов. Обоснована необходимость установки на гидросамолёт этих устройств, с описанием физических процессов, происходящих на отличительных элементах конструкции.

Даётся представление о экспериментальных испытаниях динамически подобных моделей гидросамолёта на открытых водоёмах и в гидроканалах, где полученные при испытаниях параметры являются необходимым и существенным дополнением к расчётным. Приводится обоснование необходимости их проведения. Представлены критерии динамического подобия, которые необходимо выполнять при гидродинамических испытаниях моделей гидросамолётов в гидроканалах и на открытых водоёмах.

Параграфы 1 – 17, 20 и 21 представляют гидростатику и гидродинамику гидросамолёта, моделирование физических процессов натурных гидросамолётов на их гидромоделях, при буксировках в гидроканалах и открытых водоёмах, описание экспериментального оборудования для выполнения этих работ. Подготовлены они Дурицыным Ю.Г. Параграф 18 является методическим пособием для студентов-дипломников, которые в качестве дипломного проекта представляют гидросамолёт. Методическое пособие и сведения о морском волнении были подготовлены несколько лет назад В.К. Анастасовым и с дополнениями приводятся в тексте.

Параграф 19, освещающий существующую на данный момент времени методику расчётов внешних нагрузок на днище лодки гидросамолёта, на режимах его пробега после посадки на воду и разбега на взлёт, подготовлен Самохиным В. В. В начале параграфа 19 даётся дополнение, объясняющее правомерность считать ударным процесс глиссирования гидросамолёта на воде. Приводится описание погружения клина вертикально в воду с характером брызгообразования и объяснение понятия «масштабный эффект». В заключении параграфа показано влияние переменной поперечной килеватости днища лодки на её вертикальные перегрузки. Дополнение и заключение параграфа 19 составлено Дурицыным Ю. Г.

Параграф 22, посвящённый перспективам применения программных комплексов моделирования обтекания тел, на их режимах глиссирования по воде, составлен П.В. Сафроновым.

§ 1

Сведения общего характера о гидроавиации и основные отличия гидросамолётов от сухопутных самолётов.

В настоящее время в мире авиации сухопутные самолёты по своей численности значительно превосходят морские, составляя 98-99% от общего количества. В данном случае под морскими самолётами имеются в виду гидросамолёты и самолёты – амфибии, хотя к морским самолётам иногда относят палубные истребители авианосцев и сухопутные самолёты, осуществляющие длительные полёты над водными акваториями.

Первоначально в мире, на первых этапах развития авиации, предпочтение отдавалось гидросамолётостроению. Оно опережало развитие сухопутных самолётов. Гидросамолёты были небольших размеров и веса. Взлетали они только с небольших закрытых водоёмов и рек. Частотный спектр волнения их водной поверхности почти однородный – в основном превалирует короткая ветровая волна, без примеси зыби. Это были экспериментальные гидросамолёты. Они строились в США, Германии, Франции, Италии, Англии и в России. В упомянутых странах, исключая Россию, устраивались соревнования по достижению больших скоростей полёта. В Германии были гидросамолёты, успешно доставлявшие почту по её территории и соседним государствам. Вскоре, при эксплуатации гидросамолётов, стали возникать проблемы обеспечения устойчивости глиссирования, определения нагрузок на днище лодки. С увеличением скоростей глиссирования по водной поверхности стали возникать рикошеты (небольшие выбросы из воды без изменения продольных углов) и барсы (выбросы из воды с изменением продольных углов). Наука оперативно отреагировала на возникшие в гидроавиации проблемы. В НИИ стали проводиться экспериментальные и теоретические исследования по глиссированию и определению нагрузок на днище лодок от воды. Стали строиться гидроканалы. Военные также обращали своё внимание на гидроавиацию, с понятным направлением её использования. Более основательно они стали обращать внимание на гидроавиацию ближе к 1940 годам, когда возникла необходимость постройки гидросамолётов большой массы и размеров. Но ещё далеко не все неотложные проблемы гидроавиации были решены. Весовая отдача гидросамолётов была меньше, чем у сухопутных аналогов. Предпочтение стали отдавать сухопутным

самолётам. Построенные и проектируемые гидросамолёты большой массы и размеров по экономическим показателям уступали им. Гидросамолёты должны были эксплуатироваться на морских акваториях, иметь экономическую эффективность, дальность полёта, быть удобными в эксплуатации и иметь высокую степень надёжности работы своих систем.

При выполнении этих требований возникали трудности, некоторые из которых существуют и сейчас. Тогда суть теоретических трудностей состояла в отсутствии теории, позволяющей расчётным путём определить нагрузки на корпус лодки гидросамолёта при трехмерном течении воды по его днищу, в процессе его глиссирования по воде. Слабо была разработана в то время и теория глиссирования объектов на воде. Нагрузки на днище лодки глиссирующего на воде гидросамолёта определялись в основном экспериментальным путём. В исследовательских институтах создавались эмпирические формулы расчёта нагрузок, дающие результаты, совпадающие с экспериментами, чтобы на стадии предварительного проектирования не проводить затратные экспериментальные исследования. Для уменьшения нагрузок на днище лодки гидросамолёта, при его глиссировании на водной акватории, стали применять килеватые профили днища, в её поперечных сечениях. Однако применение обводов днища лодки в зоне первого редана с углом поперечной килеватости больше 30° приводили к курсовой неустойчивости, низкому гидродинамическому качеству, большей заливаемости надводных частей гидросамолёта.

К этому можно добавить и то, что характер волнения водной поверхности морей и океанов существенно отличается от волнения на закрытых водоёмах. На их водной поверхности преобладает смешанное волнение. Спектр смешанного волнения имеет обычно две ярко выраженные низкие частоты, что говорит о том, что на акваториях морей и океанов преобладают волны большой длины (зыбь) и налагающиеся на них ветровые волны, (с частотой больше частоты зыби).

В 1932 году был опубликован «Метод плоских поперечных сечений», который позволял трехмерное течение воды по днищу лодки свести к двумерному - плоскому (Павленко Г. Е.). Это позволило упростить математические проблемы при создании метода расчёта внешних нагрузок от воды на лодку гидросамолёта. Однако позже Павленко Г. Е. обнаружил существенное расхождение в результатах по нагрузкам, определённым расчётным и экспериментальным методами. Только к 1960 годам «Метод

плоских поперечных сечений» был существенно доработан А.И. Тихоновым, а к 1965 году академиком Г. В. Логвиновичем (ЦАГИ). В дальнейшем В.П. Соколянским было выполнено пять работ, имеющих отношение к «методу плоских поперечных сечений» (расчётов и поправок, сочетание этого метода с методом аналогии с крылом). Теперь нагрузки от воды на днище лодки, при её глиссировании, можно было рассчитать, применив «гипотезу плоских сечений». Нагрузки на днище лодки гидросамолёта, определённые этим методом, получались близкими к экспериментальным, полученным при гидродинамических испытаниях динамически подобных моделей и натурных гидросамолётов. Нагрузки на днище лодок получались большие. Поэтому вес конструкции гидросамолёта, в сравнении с сухопутным аналогом, оставался больше. Весовая отдача получалась ниже. Гидросамолёт должен был взять на свой борт меньше топлива и поэтому иметь меньшую дальность полёта, в сопоставлении с тем же по массе сухопутным аналогом. Или при меньшей дальности доставить тот же объём грузов. К дополнительным причинам можно отнести проблемы перехода от одних материалов к другим, особенно в период 30 – 40 годов прошлого века. Прежние материалы (фанера, ткань, клеи, деревянные бруски) уже тогда не подходили для строительства больших по массе и геометрическим размерам самолётов. Но лёгких и прочных металлов в мире в то время было мало. Нужны были также и другие технологические методы их изготовления. Факт использования водной поверхности морей, океанов и больших озёр, как взлётных и посадочных полос для гидросамолётов, не мог привести к созданию летательного аппарата, эксплуатирующегося на водной поверхности, с данными сравнимыми с сухопутным аналогом. С большой степенью вероятности можно утверждать, что и в будущем гидросамолёты не смогут превзойти сухопутные аналоги по экономическим показателям, а лишь приблизиться к ним. Однако сверхтяжёлые гидросамолёты и экранопланы весом более 700 - 800 тонн требуют в этом смысле уточнения. По совокупности причин и, в основном, из-за низкой весовой отдачи, в гражданской авиации гидросамолётостроение не получило своё развитие. Однако военные продлили заказы на их проектирование и постройку. В основном это было в США, Германии и СССР. Однако к 50-65 годам интерес к гидроавиации погас и у военных, по тем же причинам, что и в гражданской авиации. В СССР работы по созданию гидросамолётов продолжились, но с меньшей активностью. В тот период

времени на ТАНТК им. Г.М. Бериева разрабатывался гидросамолёт вертикального взлёта с воды ВВА-14 и была испытана его модификация 14М1 - П (главный конструктор Бартини Р.Л.). Были хорошие разработки экранопланов и тяжелых гидросамолётов, выполненные на ТАНТК им. Г.М. Бериева ведущим конструктором по особо важным темам Богатырёвым А. Г. Хорошие положительные результаты удалось достичь на ТАНТК им. Г.М. Бериева совместно с ЦАГИ, при создании гидросамолётов - амфибий А - 40 и Бе-200, в период 1975 – 1998 годов. За счёт применения нового профиля днища лодки, удалось в 2.3 раза уменьшить вертикальные перегрузки на режимах глиссирования по ветровой волне. На самолёте – амфибии А - 40 лётные испытания начали проводиться с 1986 года. По своим лётно-техническим и эксплуатационным характеристикам он существенно приблизился к сухопутным аналогам. Его весовая отдача была значительно выше, чем у всех прежде созданных в мире гидросамолётов. С использованием таких же обводов днища лодки был построен и в 1998 году начал свои испытания самолёт – амфибия Бе-200. Этот самолёт-амфибия способен решать несколько задач:

- Тушение лесных пожаров, путём сброса воды на пожар, набранной им на скоростях глиссирования на ближайшем от пожара водоёме;
- Доставки грузов;
- Доставки в зону чрезвычайной ситуации спасателей и из неё пострадавших;
- Проведение поисковых и спасательных операций на море.

Самолёт – амфибия Бе-200 прошёл сертификационные испытания, включая мореходные. Был получен сертификат лётной годности авиарегистратора МАК. Рассчитан он на эксплуатацию с закрытых водоёмов, рек и озёр, а также прибрежных зон морей.

За период времени между 60 – 75 годами прошлого столетия были достижения по увеличению скорости движения судов и катеров на воде.

Несомненно, что существенным прорывом явилось применение подводных крыльев в судостроении. Но они применялись на речных и прибрежных морских судах и катерах (в основном для перевозки пассажиров). Суда и катера на подводных крыльях могли двигаться по воде значительно быстрее, чем их аналоги (без них). На ТАНТК им. Г.М. Бериева был изготовлен скоростной экспериментальный гидролёт Бе-1 на подводных крыльях. Он развил скорость по воде равную 180 км/ч. Скорость могла быть больше, но её ограничили, поскольку на скоростях выше приведенной,

гидролёт мог взлететь, а процесс его приводнения не был до конца проработан. Кроме этого была обнаружена ошибка в результатах обработки данных аэродинамических испытаний модели гидролёта в аэродинамической трубе ХАИ. Ошибку нашли сами харьковчане, но спустя почти год, когда гидролёт был уже построен. Ошибка повлияла на результат по продольной устойчивости гидролёта. Теперь она обеспечивалась в диапазоне углов тангажа до $+8^\circ$, а не во всем диапазоне эксплуатационных углов. Это ограничение не запрещало полёт, но требовало от лётчика пристального внимания за изменениями угла тангажа гидролёта. Взлёт с воды и полёт гидролёта был возможен, но за ними, несомненно, следовала бы посадка на воду. Для изучения возможности приводнения на подводные крылья требовались специальные исследования, поскольку не было гарантии, что кормовое или носовое подводное крыло при приводнении попадёт только во впадину волны или на какой либо её склон. При этом возникнет большой продольный момент (кабрирующий или пикирующий) который нужно мгновенно парировать. Для исследования процесса посадки гидросамолёта с подводным крылом на взволнованную поверхность воды были проведены специальные испытания моделей гидросамолётов на открытом водоёме. Модели катапультировались с небольшой высоты над водой. В условиях штиля модели после приводнения двигались спокойно. В условиях волнения были случаи спокойного движения гидромоделей по воде после приводнения, но подавляющее количество движений ($\sim 95\%$) моделей на волне происходило с большими продольными колебаниями по углу дифферента. Но, несмотря на отрицательные результаты модельных испытаний на воде, по решению Г.М. Бериева были проведены испытания и их натурных гидросамолётов:

- Бе - 8 с носовым и кормовым подводными крыльями;
- Бе - 12 с кормовым подводным крылом.

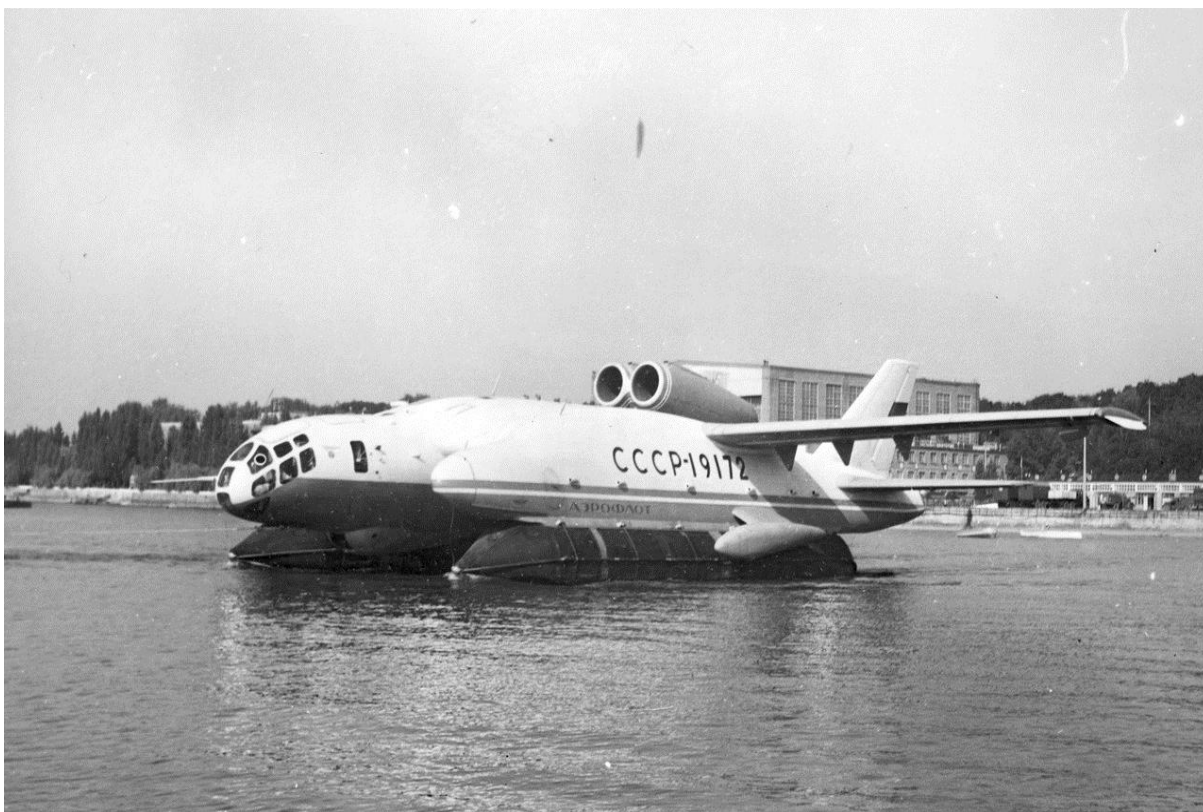
Результаты испытаний подтвердили прежние выводы, полученные при испытаниях гидромоделей. Подводные крылья были спроектированы в гидроканале ЦАГИ. Модели и натурные гидросамолёты, с подводными крыльями, двигались очень устойчиво на взволнованной поверхности воды до взлётных скоростей. Например, Бе-12 устойчиво разгонялся на ветровой волне до скорости близкой к взлётной, но возникающие далее продольные колебания не позволяли безопасно выполнить взлёт, за которым следовало бы посадка на ту же воду, с непредсказуемыми последствиями. К

вышесказанному можно добавить, что применение подводных крыльев для повышения мореходности гидросамолётов приводило к большим весовым потерям. Существенно упрочнялся корпус, сложные и тяжёлые получались механизмы их выпуска – уборки. Отсутствовала гарантия безопасности при движении по воде и особенно для судов (столкновение с плавающими на воде предметами на большой скорости, когда вероятность этого события значительно возрастала при продолжительном движении на воде). Не прижились к гидросамолётам и лыжи. Так что почти все мероприятия по улучшению мореходных характеристик гидросамолётов, экономических и эксплуатационных его характеристик не могли быть выполнены без потерь в весе. В завершении этого раздела отметим, что **основное отличие гидросамолёта (самолёта – амфибии) от сухопутного самолёта состоит в его способности безопасно взлететь с водной поверхности и произвести на неё посадку.** Самолёт – амфибия при этом может взлететь с сухопутного аэродрома, совершить посадку на водную акваторию и, выполнив задание, взлететь с воды, завершив полёт посадкой на сухопутный аэродром. Для этого он снабжен своим убирающимся шасси.

В завершении этого параграфа приводятся фотографии: гидролёта **Бе-1**; самолёта-амфибии Р.Л. Бартини **ВВА-14**; самолёта-амфибии **Бе-12П-200**; самолёта-амфибии **Бе-200ЧС** и самолёта – амфибии **А-40**.



Гидролёт Бе-1 на режиме глиссирования ($V=180\text{км/ч}$).



Самолёт – амфибия ВВА-14 в режиме плавания.



Самолёт – амфибия Бе-12П-200 на Москве реке (набор воды).



Самолёт – амфибия Бе-200ЧС – сброс набранной воды.



Самолёт – амфибия А-40 - выход на режим глиссирования.

§ 2.

Конструктивные отличия гидросамолётов и самолётов-амфибий от сухопутных аналогов.

К основным конструктивным отличиям гидросамолётов и самолётов – амфибий от сухопутных аналогов следует отнести следующее:

- **наличие у гидросамолёта и самолёта - амфибии лодки с днищем, имеющим специфические обводы;**

Лодка гидросамолёта и самолёта - амфибии относится к основным частям конструкции. Она обеспечивает его плавучесть и воспринимает на себя всю гидродинамическую нагрузку при взлётах с воды и посадках на воду.

- **наличие у гидросамолёта водоруля;**

Водорудь размещается в кормовой части лодки для выполнения гидросамолётом на воде разворотов, поправки курса взлёта с воды и циркуляций. Работают водорудём до скоростей движения на воде не превосходящих $V = 0,4 V_{\text{взл}}$;

- **наличие у гидросамолёта крыла типа «чайка»;**

Это приходится делать при применении турбовинтовых двигателей с большой мощностью ($N > 3500$ л.с.). При большой мощности в плоскости лопастей винтов двигателя, во время его работы, создаётся разрежение. Если концевые части лопастей винтов будут близко к поверхности воды, то с её поверхности, в виде шнура, вода втягивается в плоскость винтов и выкрашивает их концевые части. Для исключения этого на Бе-12 применено крыло типа «чайка»;

- **наличием на днище лодки (поплавках) брызгоотражающих щитков, гидродинамических щитков, интерцепторов на первом редане и диффлекторов - отражателей струй воды в межреданной части лодки;**

- **наличием поплавков.**

Располагаются поплавки под крылом гидросамолёта. Устанавливается по одному поплавку под каждой половиной крыла. Иногда встречаются сухопутные самолёты с двумя поплавками. В этих случаях поплавки являются водоизмещающими (**Ан - 2П**). На них производится глиссирование, разбеги по воде на взлёт и пробеги на воде после приводнения. Они в этих случаях выполняют все гидродинамические и гидростатические функции лодки

гидросамолёта. Примером гидросамолёта с двумя водоизмещающими опорными поплавками может быть гидросамолёт **ВВА-14** (главный конструктор **Р.Л. Бартини**) и **Ан – 2П**;

- наличие на бортах у скулы лодки водоизмещающих наплывов (названными жабрами), вместо поплавков под крыльями;
- наличие специального морского оборудования;
- наличие специальных автоматических систем, входящих в системы управления:
 - автоматический выпуск и уборка закрылков крыла, по специальной программе при взлёте с воды и на пробеге, после посадки на воду;
 - автоматическое отключение водоруля, с установкой его в нейтральное положение, после достижения определённой скорости движения на воде;
 - наличие двигателей, при изготовлении которых для гидросамолёта, дополнительно выполняются специальные покрытия его деталей. Применяются нержавеющие материалы и спецпокрытия. Эти мероприятия улучшают коррозионную стойкость двигателей при эксплуатации в морских условиях, выполняется, как принято выражение, «оморячивание двигателя».

§3.

Дополнительные технические вопросы, требующие своего решения для безопасной эксплуатации гидросамолётов.

Кроме выше указанных конструктивных отличий гидросамолёты, для обеспечения своей эксплуатационной безопасности, требуют решения ряда дополнительных технических вопросов.

К числу их относятся:

- гидростатика гидросамолёта;
- гидродинамика гидросамолёта;
- режим плавания гидросамолёта;
- режим глиссирования гидросамолёта;
- устойчивость глиссирования гидросамолёта;
- мореходность гидросамолёта.

Гидростатика гидросамолёта.

Это определение говорит о статическом режиме, о том, что это режим нахождения гидросамолёта на плаву при скорости равной нулю.

Гидростатика является разделом гидромеханики изучающей равновесие гидросамолёта, находящегося в режиме плавания (дрейфа) на воде.

При этом рассчитываются его гидростатические характеристики, строятся диаграммы продольной и поперечной остойчивости, характеризующие поведение гидросамолёта при нахождении на плаву, в условиях волнения и ветра, приводящих к возникновению у него продольной и поперечной качки.

Гидродинамика гидросамолёта.

Гидродинамика гидросамолёта является также разделом гидромеханики, но изучающей взаимодействие воды и лодки гидросамолёта при его движении по воде, вплоть до скорости взлёта. Это комплексный раздел, включающий в себя вопросы устойчивости глиссирования на воде, определение зон устойчивости глиссирования, взлётные и посадочные дистанции, брызгообразование и заливаемость надводных элементов конструкции гидросамолёта.

Режим плавания гидросамолёта.

К режиму плавания гидросамолёта отнесены режимы его движения по воде с малыми скоростями. Характерной чертой этого режима является то, что при малых скоростях движения на лодку гидросамолёта действуют в основном силы гидростатического поддержания. Они доминируют на этом режиме, а силы гидродинамического поддержания присутствуют, но влияние их еще очень слабое.

Режим глиссирования гидросамолёта.

К режиму глиссирования гидросамолёта по воде относится режим движения, когда нагрузка на воду от его веса начинает уменьшаться, за счёт действия на днище лодки вертикальной составляющей гидродинамической подъёмной силы.

Современные гидросамолёты начинают выходить на режим глиссирования на скоростях составляющих 0,45 скорости взлёта. На этих скоростях движения гидродинамические силы поддержания только начинают свой интенсивный рост. С набором скорости глиссирования эти силы увеличиваются, уменьшая нагрузку на воду. Когда они вместе с аэродинамической подъёмной силой крыла равны весу гидросамолёта, он отделяется от воды (взлетает).

Характерными особенностями этого режима движения гидросамолёта по воде являются:

- Возникновение существенных нагрузок на корпус лодки гидросамолёта, как результат динамического (ударного) взаимодействия с водой (особенно на волнении). Наибольшие нагрузки возникают на скоростях глиссирования, составляющих **0,65-0,85** скорости взлёта. На указанный диапазон скоростей не влияют геометрические параметры днища лодки. Геометрические параметры лодки, как показали многочисленные испытания гидромоделей и натурных гидросамолётов, могут изменить величину нагрузки в ту или иную сторону, но не диапазон их возникновения;
- Возникновение наибольших колебаний гидросамолёта по углу дифферента (продольные угловые колебания в вертикальной плоскости);
- возникновение наибольших вертикальных перемещений (колебаний) Ц.Т. гидросамолёта;
- Возникновение интенсивного брызгообразования на режимах выхода на глиссирование и его резкое уменьшение на скоростях близких к взлётным (**0,75 – 1,0**) $V_{\text{взл.}}$.

Устойчивость глиссирования гидросамолёта.

Способность гидросамолёта на режимах глиссирования возвращаться к установившемуся углу дифферента, после прекращения действия возмущающих сил, является признаком устойчивости глиссирования. Угол дифферента при глиссировании устанавливается лётчиком и рекомендуется инструкцией по лётной эксплуатации гидросамолёта.

Мореходность гидросамолёта.

Способность гидросамолёта безопасно осуществить взлёт и посадку с водной поверхности, при заданных параметрах морского волнения и ветра, является его мореходностью. Гидросамолёт должен быть способным взлететь в одном месте, прилететь в заданную зону моря, осуществить посадку, выполнить режимы дрейфа и, при необходимости, взлететь. Так ранее планировалось использовать гидросамолёты. Сейчас возможно тактика другая и этот вопрос не должен рассматриваться нами.

Далее даётся объяснение необходимости наличия в конструкции гидросамолёта некоторых устройств, приведено расположение глиссирующих по воде поверхностей относительно центра тяжести глиссирующего объекта (см фиг. 1, фиг. 2):

- первый редан лодки (поплавка);
- межреданная часть лодки;

- носовые брызгоотражающие щитки лодки (поплавка);
- гидродинамические щитки лодки;
- интерцепторы, на первом редане;
- диффлекторы межреданной части лодки;
- поперечная килеватость днища лодки;
- схемы расположения глиссирующих по воде поверхностей относительно центра тяжести объекта;
- поперечная и продольная остойчивости гидросамолёта;
- плавучесть гидросамолёта;
- запас плавучести гидросамолёта;
- непотопляемость гидросамолёта.

Первый редан лодки.

Реданами на днищах лодок гидросамолётов являются уступы.

Уступы всегда образуются вертикальными поверхностями днища лодок, располагаемыми поперёк или вдоль днища. Уступы, расположенные вдоль обводов днища (корпуса лодок), называются продольными реданами.

В настоящее время на обводах днища речных лодок и скоростных морских катеров широко применяются продольные реданы и традиционные – поперечные. В обводах днища речных лодок и морских катеров можно встретить по два-три продольных редана, с каждой стороны килеватого корпуса и несколько поперечных реданов. Физическая суть всех реданов состоит в образовании ими срыва потока воды, идущей по днищу лодки в местах их установки и тем самым обеспечение приложения сил гидродинамического поддержания вблизи зоны срыва. При глиссировании по воде лодка гидросамолёта имеет положительный угол хода относительно уровня воды (положительный угол дифферента). В месте соприкосновения поверхности днища лодки с водой, в её носовой части, есть небольшой подпор воды, выдавливающий её вперёд - против движения гидросамолёта. Гидродинамическое давление воды в этой зоне днища небольшое. Оно существенно нарастает к первому редану лодки. На самом редане оно равно нулю, поскольку на редане происходит сход струй воды с днища лодки.

У его вертикальной торцевой плоскости присутствует атмосферное давление воздуха. Таким образом, в зоне днища лодки глиссирующего на воде гидросамолёта, создаётся сила гидродинамического поддержания, направленная вверх в зоне его центра тяжести.

На днищах гидросамолётов и поплавков установка нескольких поперечных реданов не применяется. На обводах речных лодок и морских катеров поперечные реданы, расположенные впереди центра масс (**Ц.Т.**) имеют высоту $\sim 0,02\%$ ширины днища лодки, в месте установки редана. Основным поперечным реданом лодок и скоростных морских катеров является транец лодки. На транце днища лодки (катера) образуется срыв (сход) потока воды, обтекающей днище. За время эксплуатации лодок (катеров) на воде отработаны незыблемые требования (аксиомы) по ряду технических вопросов. Например, расположение центра масс лодки. Так вот, для лодок и катеров, он должен располагаться на дистанции **(0,35-0,40) L_r** , в нос лодки от её транца, где L_r гидродинамическая длина лодки.

У гидросамолёта первый редан тоже расположен вблизи его центра масс (**Ц.Т.**). При этом существуют свои особенности компоновки несущих элементов конструкции гидросамолёта, поскольку необходимо сочетать как аэродинамические требования, так и гидродинамические и правильно скомпоновать размещение элементов конструкции. Хотя основное эксплуатационное время гидросамолёт проходит в полёте (в воздухе) и эпизоды взлётов и посадок его на воду составляют значительно меньше времени, возможность гидросамолёту безопасно взлетать и садиться на водную поверхность должна быть обеспечена, несмотря на потери в весе его конструкции.

Итак, возникающие на днище лодки гидросамолёта силы и моменты, в процессе его глиссирования по воде (по волне), имеющие пульсирующий характер и меняющие свои зоны приложения, не должны нарушать аэродинамическую устойчивость (продольную и поперечную). Поэтому первый редан на днище лодки гидросамолёта расположен вблизи его центра тяжести. Срывающийся поток воды с этого редана обеспечивает приложение силы гидродинамического поддержания, от днища лодки, в зоне центра тяжести гидросамолёта. Перемещение точки приложения равнодействующей гидродинамических сил поддержания гидросамолёта, вперед и назад относительно **Ц.Т.**, в процессе его глиссирования по волне, в таком случае не приводит к возникновению больших продольных и поперечных моментов (**M_z и M_x**). Для этого нужно первый редан располагать так, чтобы он находился позади предельно задней аэродинамической центровки на величину **(0,2 – 0,3) B** , по линии симметрии

лодки, где **B** - ширина лодки по первому редану (по скулам лодки в месте его установки).

У лодки гидросамолёта имеется и второй редан, который располагается в кормовой части днища. Почти у всех гидросамолётов второй редан - концевая килеватая часть днища лодки, зауженная и скруглённой формы в плане. На режимах глиссирования по волне он практически не работает и не создаёт существенных гидродинамических сил поддержания. На фиг. 1 приведена схема расположения первого и второго реданов на днище лодки гидросамолёта (поплавка). Продольные реданы лодки и её первый редан на режимах глиссирования, за счёт срыва с них водных потоков ещё уменьшают смоченную поверхность днища лодки, уменьшая силы трения.

Межреданная часть лодки.

Согласно определениям **ГОСТ 24999–81 межреданной частью лодки (поплавка) называется часть лодки (поплавка), расположенная между первым и вторым реданом** (фиг.1). Часть лодки (поплавка) расположенная позади второго редана называется иногда **кормовой частью лодки (поплавка)**. С точки зрения гидродинамики гидросамолёта межреданная часть лодки не очень нужна. Увеличивая гидродинамическое удлинение лодки, она способствует улучшению мореходных качеств гидросамолёта.

У всех гидросамолётов (самолётов – амфибий) угловые вращательные движения, при взлёте с воды и посадках на неё и в полёте, происходят вокруг его центра тяжести. Вблизи центра тяжести находится равнодействующая подъёмной силы крыла, равнодействующая сил гидродинамического поддержания, так - как первый редан лодки также находится вблизи его. На водных поверхностях Земли успешно глиссируют катера и лодки, не имеющие межреданные части. В 80 годы прошлого столетия успешно летал с воды небольшой гидросамолёт рижского авиационного института. Роль лодки на нём исполняла обыкновенная речная лодка. Межреданная часть лодки у него была очень короткая, созданная накладкой поперечного уступа на днище лодки, в зоне центра тяжести гидросамолёта. Такая межреданная часть лодки практически бесполезная, так – как даже с точки зрения мореходности эффективность её низкая.

Для обеспечения его продольной и курсовой аэродинамической устойчивости и управляемости, горизонтальное и вертикальное оперения были установлены на выносной ферменной конструкции. Ферменная

конструкция была установлена на транце речной лодки под небольшим углом вверх. Поскольку без выноса назад за центр тяжести горизонтального и вертикального оперений не обойтись, ещё на заре развития гидроавиации встал вопрос о создании вместо фермы конструкции лодки, создающей полезные в ней объёмы. Последующие разработки обводов днища лодки гидросамолёта установили, что рационально обводы днища межреданной части лодки выполнять также килеватой формы, в её поперечных сечениях. Килевую линию днища межреданной части нужно вести от первого редана в верх, под углом $(6 - 6,5)^\circ$. Этот угол назван углом продольной килеватости межреданной части лодки. Как заканчивались межреданные части днища лодки, приведено выше. Всё это было отработано со временем и выполненные конструкции межреданной части лодки, в соответствии с этими требованиями, успешно работают при эксплуатации гидросамолётов, улучшая его мореходные характеристики. В наше время тоже есть проработка проекта гидросамолёта без межреданной части лодки. Это проект беспилотника, предназначенного для тушения лесных пожаров и одновременно мониторинга местности - «Чирок – П». Ниже приведена одна из фотографий такого беспилотника. Он может набирать воду на режимах глиссирования на акваториях рек и озёр, где превалирует короткая ветровая волна.

Иногда, при предельно задних центровках гидросамолёта, его глиссирование происходит с продольными угловыми колебаниями, на предельной по высоте волне. В таких случаях имеет место взаимодействие кормовой части днища с водой у второго редана и создаётся при этом сила гидродинамического поддержания. Кратковременно глиссирование происходит на двух реданах. Такое глиссирование допустимо, но лучше глиссировать только на первом редане, не подвергая кормовую часть лодки дополнительным нагрузкам, несмотря на то, что нормами прочности предусматривается рассмотрение удара о воду кормой части днища лодки.

При разработках обводов днищ межреданных частей лодок гидросамолётов главное внимание всегда нужно уделять созданию таких обводов, при которых обеспечивается восстановление атмосферного давления окружающей воздушной среды под этой частью днища, с момента начала выхода гидросамолёта на режим глиссирования. Проникновение атмосферного давления под днище межреданной части, должно происходить до вертикальных стенок первого редана, по всей его ширине,

ибо без этого гидросамолёт не может выйти на режим глиссирования по воде и устойчиво глиссировать (возникнут колебания гидросамолёта в вертикальной плоскости одновременно с колебаниями по углу дифферента).



Беспилотник «Чирок – П»

Носовые брызгоотражающие щитки лодки (поплавка).

Название этого элемента конструкции лодки гидросамолёта объясняет его назначение – отражать от её корпуса брызговые потоки воды, сходящие со скел днища. Эти брызговые потоки воды могут заливать остекление кабины, забивать водой приёмные устройства приборов (например, ПВД...).

Поднимающиеся вблизи середины носовой части лодки брызговые потоки воды, при определённых обстоятельствах, попадают в воздухозаборники двигателей, несмотря на их расположение над крылом гидросамолёта. Поэтому отражению этих потоков воды уделяется особое внимание. Носовые брызгоотражающие щитки не несут большой нагрузки от воды. Работают они в основном до скоростей, составляющих **0,5 – 0,6** от скорости взлёта с воды. Геометрические размеры этих щитков (длина и ширина) и место установки определяются экспериментальным путём, при

гидродинамических испытаниях динамически подобных моделей. Располагаются они обычно в носовой части лодки (от носа до середины носовой части).

На фиг. 1 приведено место расположения брызгоотражающих щитков.

Аналогичное место расположения таких гидрощитков наблюдается и на поплавках гидросамолётов, где они являются водоизмещающими и выполняют функции лодки гидросамолёта.

Гидродинамические щитки лодки.

Значительно интенсивнее брызгообразование наблюдается у гидросамолётов в области днища, примыкающего к первому редану его лодки.

В этой зоне днища со скул лодки сходят более плотные потоки воды. Скорость их схода со скул равна скорости глиссирования. Поскольку струи проходят под нижней зоной поверхности крыла гидросамолёта и могут, поднимаясь над скулой, повредить поверхность крыла, механизацию крыла, деформировать поверхности закрылков, отражению этих потоков воды уделяется особое внимание.

Для отвода этих мощных потоков воды от механизации крыла и исключения их попадания на нижнюю поверхность крыла, в зоне первого редана устанавливаются гидродинамические щитки.

Правильно установленные гидродинамические щитки ещё расширяют зону устойчивости глиссирования гидросамолёта. Воспринимая на себя большое давление струй воды, они создают и силу гидродинамического поддержания в зоне центра тяжести. **Поэтому они названы «гидродинамическими щитками гидросамолёта».**

Располагаются они над скулой лодки и распространяются от первого редана в сторону её носа. Размеры их и место установки отрабатывается при гидродинамических испытаниях **ДПМ** модели гидросамолёта на воде.

На фиг.1 показано место расположения этих гидродинамических щитков на лодке гидросамолёта.

Интерцепторы на первом редане.

Интерцептор на первом редане лодки гидросамолёта представляет собой металлическую пластину, выдвинутую вниз, вдоль торцевой поверхности редана, за поверхность днища лодки.

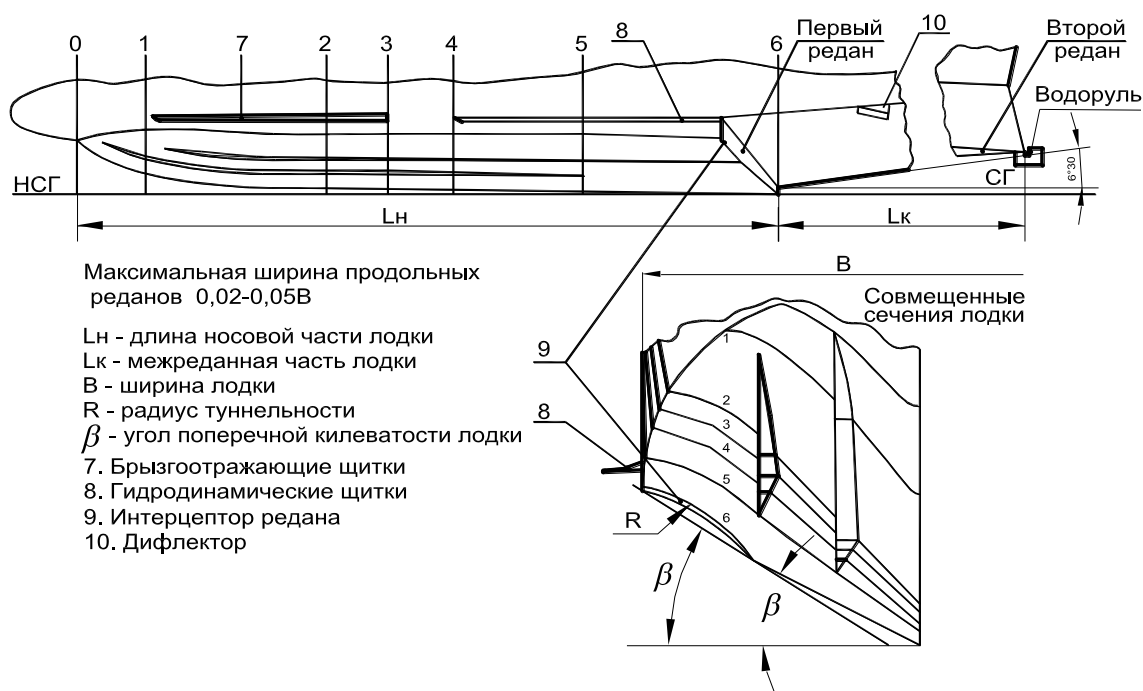
Величина выдвижения такой пластины, ниже поверхности днища лодки на первом редане, подбирается экспериментальным путём. Пластины размещаются симметрично, относительно оси симметрии лодки. Наибольшая высота выдвижения пластины устанавливается у скулы лодки (борта) и сводится к нулю на середине полуширины торцевой поверхности редана (фиг. 1).

Эффективно интерцепторы начинают работать на скоростях глиссирования. Чем больше скорость глиссирования, тем больше влияние интерцепторов на гидросамолёт. В начале глиссирования поток воды затормаживается на интерцепторе. Следующий поток воды идёт уже по искривленной поверхности заторможенного на интерцепторе предыдущего потока воды. Равнодействующая сил гидродинамического поддержания имеет при этом небольшое отклонение в сторону кормы лодки и создаёт увеличение пикирующего момента, относительно центра тяжести гидросамолёта. При этом уменьшается угол дифферента гидросамолёта, глиссирующего по воде. На натурных испытаниях гидросамолётов и на испытаниях их динамически подобных моделей угол дифферента при этом уменьшался на **(1,5 – 2,5)°**.

Интерцепторы на реданах больших катеров в настоящее время используются в системах управляющими их продольной, курсовой и поперечной устойчивостью движения по воде. Эти системы в автоматическом режиме управляют выдвижением интерцепторов на редане, создавая тем самым изменение углов хода катеров, а так же необходимые при этом поперечные и продольные моменты. Такие автоматические системы катеров снабжены специальной программой управления, действующей по логике выбранного закона управления.

На гидросамолётах-амфибиях **А - 40** и **Бе - 200** были установлены неподвижные интерцепторы на первых реданах лодок, для уменьшения углов дифферента при движении по воде на переходных режимах. Они распространялись только на зону днища, примыкающую к борту лодки. На предвзлётных режимах глиссирования по воде у этих самолётов-амфибий они находятся уже над водой и поэтому не влияют на изменение угла дифферента.

**Обводы днища лодки летательного аппарата производящего
глиссирование, взлет и посадку на водной поверхности**



Фиг 1.

Диффлекторы межреданной части лодки.

Диффлекторами межреданной части лодки являются отражатели струй воды, которые на определенных скоростях глиссирования гидросамолёта, могут соприкоснуться с днищем лодки. Соприкосновение носит пульсирующий характер. Большей частью это происходит на площадях днища, примыкающих к борту лодки в её межреданной части. Даже незначительное соприкосновение струй воды с корпусом лодки приводит к раскачке по углу дифферента. Характер колебаний длиннопериодический (похожий на движение дельфина по поверхности воды, при незначительном его выходе в воздух, с последующим приводнением – «дельфинирование»).

Устранение этого явления обеспечивается установкой на днище межреданной части лодки отражателей струй воды, которые исключают замыкаемость струями воды поверхности днища лодки в этом месте, а также и бортовой поверхности. Наблюдается это на предвзлётных скоростях гидросамолёта, глиссирующего на воде. При устойчивом глиссировании

гидросамолёт движется практически с постоянным углом дифферента и при этом в продольной плоскости существует баланс внешних сил и моментов.

Возникшая на предвзлётных скоростях глиссирования на воде пульсирующая заливаемость межреданной части лодки приводит к возникновению дополнительного момента в продольной плоскости гидросамолёта. Изменяется угол дифферента и гидросамолёт совершает колебательное движение похожее на дельфинирование.

Период таких колебаний большой и на натурном гидросамолёте составляет **3 - 4** секунды.

Оно существует не на всех гидросамолётах. Наличие этого явления у гидросамолёта говорит о допущенной ошибке в обводах днища межреданной части лодки. В гидроканале **ЦАГИ** скорости буксировки гидромоделей достигают скорости $(0,7 - 0,75)V_{отр.}$. На этих скоростях дельфинирование не наблюдается. Оно возникает на большей скорости. На открытом водоеме бухты г. Геленджика всегда есть небольшая и длинная зыбь, плохо видная визуально, при ветровом волнении. При испытаниях гидромоделей самолёта-амфибии **А-40** такие колебания принимались как влияние этой зыби. На натурных испытаниях это проявилось более чётко. Лечение этого явления было выполнено постановкой в межреданной части лодки дифлеторов. Нашли наилучшее место их расположения при испытаниях модели в гидроканале **ЦАГИ**. Путём уменьшения веса модели, сохраняя её геометрические размеры, выходили на максимальные скорости буксировки, в условиях идеального штиля. Для уменьшенного веса модели эти скорости были уже в диапазоне взлётных.

Диффлекторы дали и другой положительный эффект, поскольку они, отразив приходящие на них струи воды, способствовали более эффективному восстановлению атмосферного давления воздуха под днищем межреданной части днища лодки гидросамолёта, в процессе выхода его на режим глиссирования и на дальнейшее глиссирование. На приведенной фиг. 36 фотографии хорошо видна работа диффлекторов в межреданной части лодки.

Поперечная килеватость днища лодки.

Как описывалось выше, килеватость днища лодки, в её поперечных сечениях, стала применяться для уменьшения на неё `нагрузок в процессе глиссирования по воде гидросамолёта.

На фиг.1 приведены совмещенные поперечные сечения носовой части лодки.

По сечениям видно, что поперечная килеватость (угол β) меняется от сечения к сечению. В носу лодки углы поперечной килеватости поперечных сечений постоянные, а в зоне первого редана переменные.

Это сделано для уменьшения нагрузок на днище лодки от воды. Переменная поперечная килеватость днища лодки, в её поперечных сечениях, применяется только в зоне днища, примыкающего к первому редану. Ведь гидросамолёт в процессе своего глиссирования по воде движется на этой части днища лодки. Применение переменной килеватости в поперечных сечениях остальных частей лодки гидросамолёта не имеет целесообразности, из-за гидродинамических и конструктивных соображений.

Схемы расположения глиссирующих по воде поверхностей относительно центра тяжести объекта.

Глиссирование объектов по воде может происходить на одной поверхности днища лодки (поплавка), двух поверхностях или трёх (по однотоочечной схеме, двухточечной схеме, трёхточечной схеме).

Однотоочечной схеме глиссирования гидросамолёта по воде мы уже коснулись выше. Это глиссирование по воде на участке днища, примыкающего к области первого редана лодки. В основном все существующие в мире гидросамолеты имеют однотоочечную схему глиссирования. Такую же схему глиссирования по воде имеют большинство лодок и морских катеров.

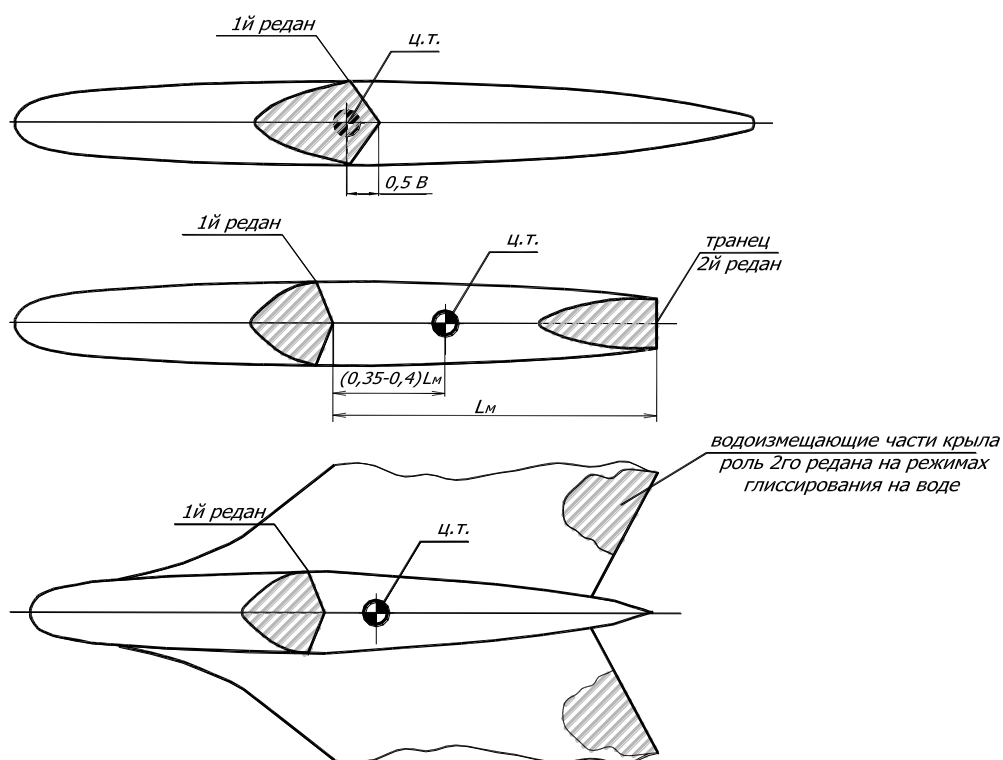
Однако иногда встречаются морские катера, имеющие две точки глиссирования. На этих катерах днище лодки снабжено двумя поперечными реданами. Главным реданом является транец лодки катера, а другой редан располагается впереди его центра тяжести (масс). Такую схему глиссирования имел морской торпедный катер проекта «**Комсомолец**», эксплуатирующийся во время Великой Отечественной Войны 1941-1945 годов и некоторое время после. Вес катера составлял 19,5 тон, а максимальная скорость глиссирования по воде – 107 км/ч.

Трёхточечная схема глиссирования встречается редко. Такую схему глиссирования имеет самолёт **Бе-103**. Редан на днище его лодки расположен впереди центра тяжести, а другие две «точки» глиссирования образуют

нижние поверхности левого и правого крыла, расположенные за центром тяжести и создающие определенную долю водоизмещения.

Центр тяжести такого гидросамолёта располагается между этими тремя точками (поверхностями). Место положения редана на днище лодки, определяется экспериментальным путём.

На фиг. 2 приведены схемы расположения центра тяжести объекта, глissирующего по воде, относительно его глissирующих элементов конструкции.



Фиг. 2. Схемы расположения глissирующих поверхностей.

Поперечная и продольная остойчивости гидросамолета.

Остойчивостью гидросамолёта, находящегося на плаву, является его способность, при отклонениях в допустимых пределах от положения равновесия, под действием внешних возмущающих сил (ветер, волна), возвращаться в своё равновесное положение на воде, после прекращения действия на него этих возмущающих сил.

Это понятие в аэродинамике гидросамолёта называется устойчивостью, когда гидросамолёт возвращается в исходное равновесное положение, после прекращения действия на него возмущающей силы.

Слово «Остойчивость» в гидроавиацию пришло от кораблестроения. Находясь в режиме плавания и движения по воде, до начала процесса выхода на режим глиссирования, гидросамолёт имеет так же как корабль водоизмещение и обладает своей плавучестью.

Все гидростатические расчёты по гидросамолёту выполняются в полном объёме, как для корабля, и теми же методами. При этом расчётом определяется грузовая ватерлиния гидросамолёта, плавучесть и запасы плавучести, непотопляемость, диаграммы продольной и поперечной статической остойчивости, диаграмма поперечной динамической остойчивости и т.д.

Плавучесть гидросамолёта.

Способность гидросамолёта плавать при заданном весе, сохраняя при этом определённую ватерлинию лодки (поплавков) и есть его плавучесть.

Запас плавучести гидросамолёта.

Весь герметичный объём гидросамолёта, находящийся над его грузовой ватерлинией называется запасом плавучести.

В настоящее время в мире для гражданской авиации существуют нормы лётной годности. В них приведены все требования к гражданским самолётам, выполнение которых повышает безопасность их полётов, улучшаются эксплуатационные характеристики (**АП-25, АП-33...**). Нормы постоянно пополняются и уточняются, по результатам эксплуатации самолётов.

У гидроавиации и до настоящего времени нет таких норм лётной годности. Что относится к аэродинамике гидросамолёта, его бортовым системам, силовой установке, прочности конструкции, то требования к ним принимаются те же, что и для гражданской авиации. Но норм лётной годности для гидросамолётов и самолётов-амфибий, как для гражданских самолётов, нет. Нет требований к гидродинамическим и гидростатическим характеристикам гидросамолётов, их мореходным характеристикам. На

данный момент времени Россия пользуется требованиями **ОТТ ВВС - 64**, разработанных для военно-воздушных сил **СССР**.

Согласно их запас плавучести должен быть не менее **400%**. То есть герметичные объёмы лодки, топливных баков, подкрыльных поплавков и других герметичных объёмов гидросамолёта, располагаемых выше грузовой ватерлинии, суммарно должны превышать в четыре раза объём лодки, погруженной по его грузовую ватерлинию.

Непотопляемость гидросамолёта.

Одним из требований **ОТТ ВВС** является непотопляемость гидросамолёта.

Реально непотопляемость можно иметь лишь при определенных условиях.

Это условие, вписанное в требованиях, говорит о том, что гидросамолёт должен быть непотопляемым при условии повреждения и затопления водой любых двух смежных герметичных отсеков его лодки (поплавка), при нахождении на плаву.

Для выполнения этого требования лодку гидросамолёта приходится разбивать на герметичные отсеки.

Затем выполняются гидростатические расчёты для определения положения ватерлинии гидросамолёта, при условии затопления двух смежных герметичных отсеков лодки. Расчёты производятся для всех сочетаний, возможного затопления отсеков. По результатам расчётов выстраивается огибающая ватерлиния гидросамолёта, показывающая положение гидросамолёта на плаву, при повреждении любых двух смежных отсеков его лодки (поплавка). Также, для некоторых случаев затопления, строятся диаграммы продольной и поперечной остойчивости гидросамолёта, находящегося на плаву.

§4.

Основные элементы конструкции гидросамолётов (самолётов-амфибий).

- **Лодка гидросамолёта** – относится к одной из основных частей конструкции гидросамолёта (самолёта - амфибии).

В режимах плавания гидросамолёта на воде его лодка обеспечивает плавучесть, участвует в создании продольной и поперечной остойчивости.

На режимах глиссирования воспринимает всю гидродинамическую нагрузку.

От геометрических параметров лодки зависит устойчивость глиссирования гидросамолёта на воде, заливаемость надводных частей конструкции и, в конечном счёте, его мореходность.

- Носовая часть лодки.

Это часть лодки, расположенная впереди первого редана. В носовой части лодки размещается кабина экипажа, значительное количество оборудования, люки и двери, различные устройства, необходимые для нормального функционирования систем гидросамолёта (воздухозаборники систем кондиционирования и т.д.), брызгоотражающие и гидродинамические щитки. На днище носовой части лодки устанавливаются продольные реданы. Продольные и поперечные обводы днища носовой части лодки играют определяющую роль в обеспечении устойчивости глиссирования по воде, нагрузкам на днище, брызгообразовании. Поэтому этим обводам уделяется серьёзное внимание (фиг. 1).

- Кормовая часть лодки.

Эту часть лодки называют часто межреданной частью лодки. Располагается она между первым и вторым реданами лодки. Понятие второго редана было дано выше.

Межреданная часть лодки также является важным элементом днища. Вместе с носовой частью они создают гидродинамическую длину лодки, существенно влияющую на мореходные характеристики гидросамолёта. Правильные обводы межреданной части лодки способствуют выходу гидросамолёта на глиссирование и устойчивому глиссированию, обеспечивая восстановление атмосферного давления под днищем межреданной части, включая зоны у вертикальных стенок первого редана. На фиг 3 приведены элементы конструкции лодки гидросамолёта.

- Крыло гидросамолёта, вертикальное и горизонтальное оперения.

Функции этих основных элементов конструкции те же самые, что и у всех сухопутных самолётов.

- Подкрыльные поплавки.

Название поплавков определяет место их расположения на гидросамолёте.

Располагают их по одному поплавку под каждой половиной крыла (слева и справа от лодки). По размаху крыла их устанавливают ближе к концевым частям, для создания необходимого восстанавливающего момента гидростатических сил поплавок относительно **Ц.Т.**, когда под действием бокового ветра у гидросамолёта возникает крен, погружающий поплавок в воду. Поэтому поплавки являются основными элементами конструкции гидросамолёта, обеспечивающие ему поперечную остойчивость в режимах плавания и движения с малыми скоростями на воде. Иногда подкрыльные поплавки участвуют в создании необходимой гидросамолёту величины водоизмещения. Тогда подкрыльные поплавки в режимах плавания гидросамолёта погружены в воду по свою ватерлинию.

Гидросамолёт, с подкрыльными поплавками, не участвующими в создании его водоизмещения, в режимах плавания на воде имеет крен на левую или правую сторону, в зависимости от направления ветра. При начале движения и развороте против ветра этот крен легко устраняется.

Другие элементы конструкции, отличающие гидросамолёт от сухопутного самолёта, освещены в §3.

§5. Геометрические элементы и параметры лодки гидросамолёта.

На фиг 4 приведены геометрические элементы и параметры лодки.

Для лодки приняты следующие названия элементов и геометрических параметров:

- **ОП** - основная плоскость лодки. Это горизонтальная плоскость, проходящая через нижнюю точку лодки (первый редан лодки);
- **ДП** - диаметральная плоскость лодки. Это вертикальная продольная плоскость симметрии лодки;
- **НСГ** - нижняя строительная горизонталь лодки, совпадающая с **ОП**;
- **ГВЛ** - главная ватерлиния лодки;
- **ПДО** - плоскость дистанции «ноль» лодки.

Эта плоскость перпендикулярна плоскости **ДП**. Проходит она через крайнюю носовую точку лодки и также перпендикулярно плоскости **НСГ**;

- **КЛ** - килевая линия лодки. Она является линией пересечения килеватого днища лодки с его диаметральной плоскостью **ДП**;
- **L_н** - длина носовой части лодки есть расстояние по **НСГ** от **ПДО** до первого редана лодки;
- **L_м** - длина межреданной части лодки есть расстояние по **НСГ** между первым и вторым реданом;
- **L** - полная длина лодки есть расстояние между носовым и кормовым перпендикулярами лодки;
- **L_г** - гидродинамическая длина лодки есть расстояние по **НСГ** между носовой точкой пересечения килевой линии с её скуловой линией и вторым реданом;
- **СКЛ** - скуловая линия лодки. Создается пересечением днища лодки и борта;
- **Н** - высота лодки есть расстояние между **НСГ** и верхней поверхностью носовой части лодки;
- **В** - ширина лодки в поперечном сечении по скулам лодки на первом редане;
- **h_р** - высота первого редана лодки по перпендикуляру к плоскости **ОП**;
- **λ** - удлинение лодки есть отношение длины лодки **L** к ее ширине **В**

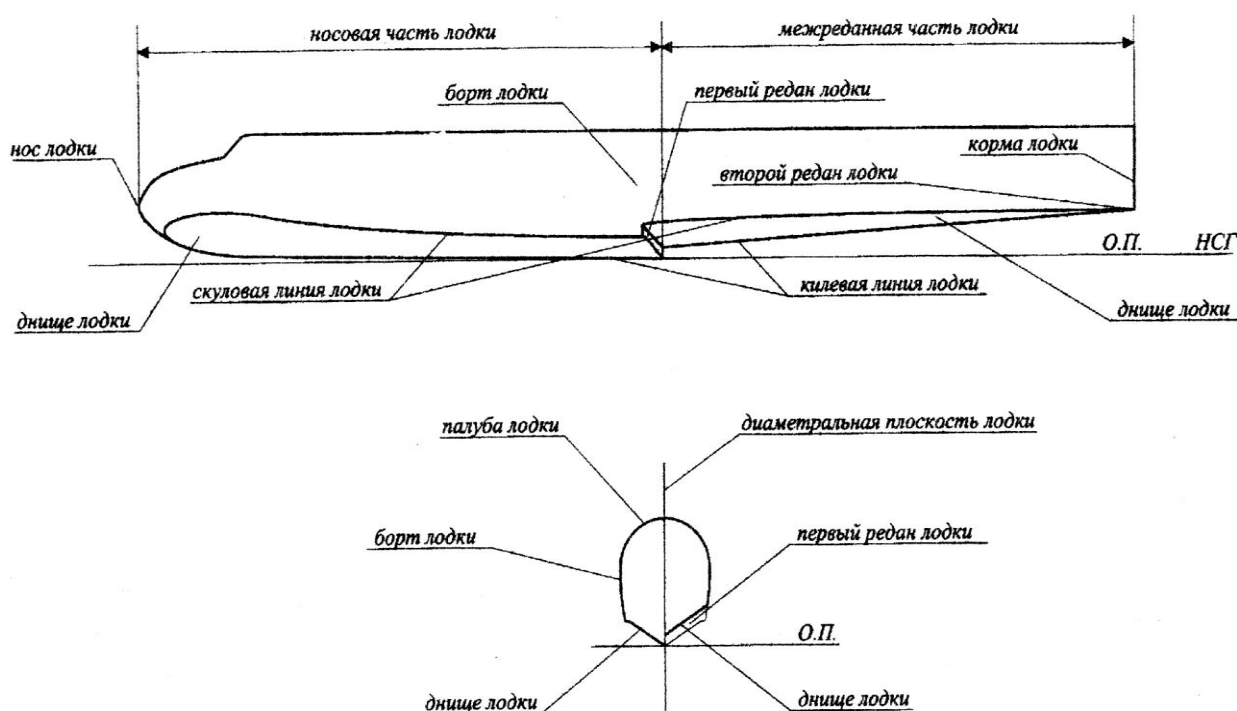
$$\lambda = \frac{L}{B};$$

- **λ_г** - гидродинамическое удлинение лодки есть отношение гидродинамической длины лодки **L_г** к ее ширине **В**

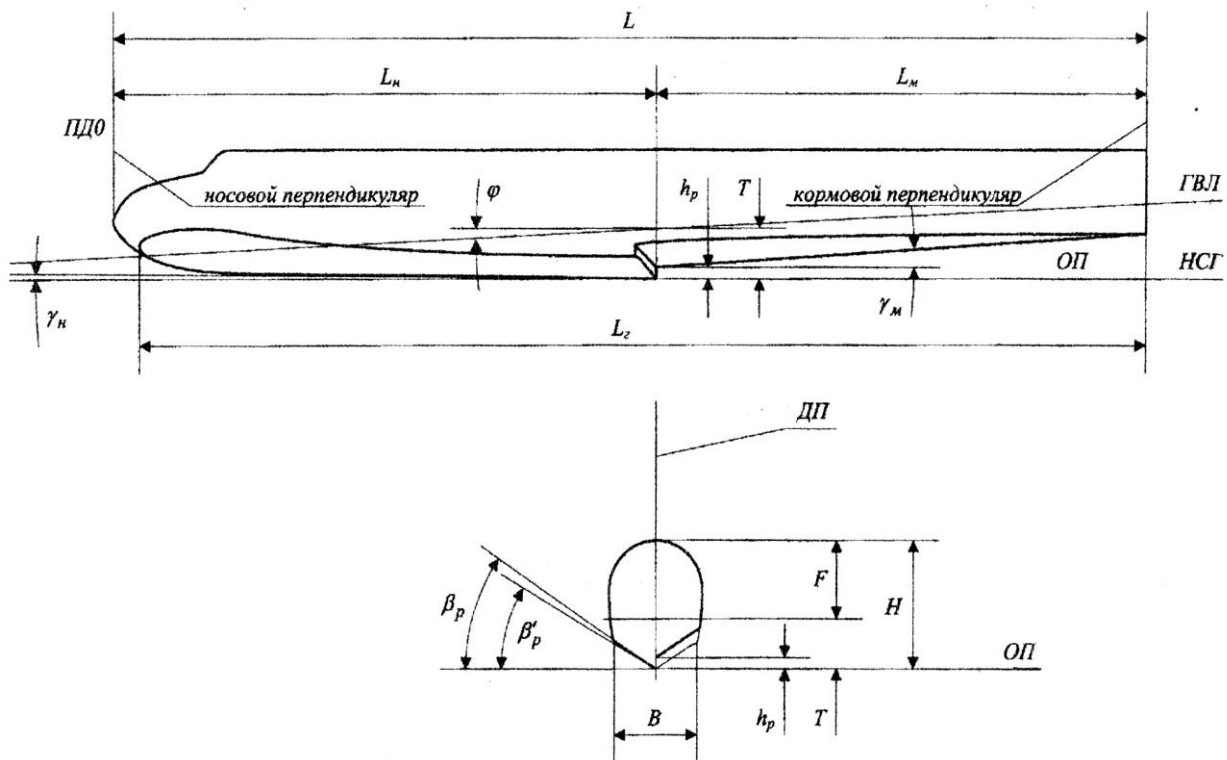
$$\lambda_g = \frac{L_g}{B};$$

- **β_р** - внутренний угол поперечной килеватости днища лодки у первого редана. Это угол между прямолинейным участком поперечного сечения днища лодки у первого редана и перпендикуляром к плоскости **ДП**;

- β_p - внешний угол поперечной килеватости днища лодки у первого редана. Это угол между прямой линией, соединяющей скулу лодки с нижней точкой первого редана (на НСГ) и перпендикуляром к плоскости ДП;
- γ_n - угол продольной килеватости носовой части лодки. Это угол между килевой линией носовой части лодки и НСГ;
- γ_m - угол продольной килеватости межреданной части лодки. Это угол между линией соединяющей килевые точки первого и второго реданов и НСГ;
- γ_l - угол продольной килеватости лодки - $\gamma_l = \gamma_n + \gamma_m$.



Фиг. 3.



Фиг 4.

§ 6.

Гидростатика гидросамолёта.

В гидростатике гидросамолёта изучаются процессы взаимодействия его с водой, на которой он находится в режиме плавания или движения с малой скоростью. Режим плавания составляет диапазон скорости движения от **0** до **0,25** скорости взлёта ($V_{взл.}$). В режиме свободного плавания вес гидросамолёта уравнивается только гидростатическими силами поддержания, прилагаемыми к корпусу лодки и поплавкам, если они частично водоизмещающие, или к одним поплавкам, в случае поплавкового гидросамолёта. В диапазоне указанных скоростей движения характер обтекания корпуса лодки (поплавков) практически мало чем отличается от обычных водоизмещающих судов. Возникающие силы гидродинамического поддержания весьма малы и существенного влияния на гидросамолёт не оказывают. Находящийся на воде гидросамолёт может быть подвержен действию волн и ветра. Волны и ветер создают поперечный кренящий момент. Корпус лодки гидросамолёта и его вертикальное оперение создают эффект парусности и способствуют его созданию. С кренящим моментом возникают скорости дрейфа или скорости сноса с курса, если есть поступательная скорость движения.

Для парирования поперечных кренящих моментов гидросамолёт снабжается подкрыльными поплавками. У поплавковых гидросамолётов эти

восстанавливающие моменты создают сами поплавки. Как для каждого водоизмещающего судна для гидросамолёта нужно:

- построить грузовой размер лодки (поплавков);
- построить диаграмму поперечной статической остойчивости;
- построить диаграмму продольной остойчивости;
- построить диаграмму динамической поперечной остойчивости;
- определить запас его плавучести.

Необходимо определить положение гидросамолёта на плаву при затоплении водой его двух любых смежных герметичных отсеков лодки (поплавков) и построить для этого случая диаграмму поперечной остойчивости.

Для выполнения этих требований лодка (поплавки) конструктивно разделяется на герметичные отсеки так, чтобы при затоплении любых двух смежных отсеков гидросамолёт оставался на плаву и экипаж мог покинуть его.

Плавучесть гидросамолёта.

Способность гидросамолёта плавать при заданном весе, метеоусловиях и при этом иметь определённую ватерлинию, называемую грузовой, есть его плавучесть.

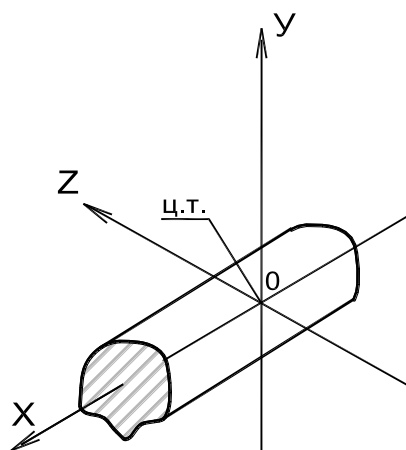
Все гидросамолёты при нахождении на воде в режиме плавания имеют небольшой положительный угол дифферента $\varphi_0 = 2 - 3^\circ$. Современные гидросамолёты, снабженные опорными поплавками, при этом имеют крен, в зависимости от направления ветра и волны – зыби. Такое положение лодки гидросамолёта на воде является наиболее характерным случаем.

Рассмотрим условия равновесия. Расположим оси так, чтобы начало координат **0** совпало с центром тяжести гидросамолёта **ЦТ**. Ось **0Y** была вертикальна, ось **0X** лежала в диаметральной плоскости симметрии лодки и направлена в нос, а поперечная ось **0Z** в сторону правого крыла - см фиг. 5. Условие равновесия определяется шестью уравнениями.

Три из них относятся к силам, а три других – к моментам этих сил:

$$\Sigma P_x = 0 \quad \text{----- (1);} \quad \Sigma P_y = 0 \quad \text{----- (2);} \quad \Sigma P_z = 0 \quad \text{----- (3);}$$

$$\Sigma M_x = 0 \quad \text{----- (4);} \quad \Sigma M_y = 0 \quad \text{----- (5);} \quad \Sigma M_z = 0 \quad \text{----- (6).}$$



Фиг. 5. Оси координат.

При нахождении гидросамолёта в режиме плавания на корпус днища лодки, погруженного в воду, в любой горизонтальной плоскости, действуют силы давления воды, направленные встречно (левый борт и правый), которые компенсируют друг друга. Поэтому совокупность шести уравнений равновесия обычно ограничивают тремя уравнениями:

$$- \Sigma P_y = 0; \quad - \Sigma M_x = 0; \quad - \Sigma M_z = 0.$$

В этих уравнениях:

$\Sigma P_y = 0$ есть алгебраическая сумма вертикальных составляющих сил гидростатического давления, действующих в направлении плоскости «**OXY**» ;

$\Sigma M_x = 0$ и $\Sigma M_z = 0$ есть алгебраическая сумма моментов этих сил соответственно относительно продольной оси лодки **OX** и её поперечной оси **OZ**.

Вертикальные силы слагаются из силы веса гидросамолёта **G**, направленной вниз и сил гидростатического давления **ΔD** на поверхность лодки. Силы гидростатического давления сводятся к равнодействующей силе $\Sigma \Delta D = D$ называемой силой гидростатического поддержания.

Сила **D** направлена вверх. Эта сила уравнивает силу веса гидросамолёта **G**. Согласно закону Архимеда, сила **D** равна весу жидкости, вытесненной телом, погружённым в неё.

Лодка гидросамолёта будет опускаться в воду до тех пор, пока вес вытесненной воды корпусом лодки станет равный её весу **G**.

Тогда $D = \gamma U$ где: γ – удельный вес воды; **U** - объём воды, вытесненной корпусом лодки.

По **корабельной терминологии** сила гидростатического поддержания **D** приложена в центре величины **C**, которая является центром тяжести объёма

воды, вытесненного лодкой. Из соотношения этих сил следует простой вывод, что

при $G > D$ тело будет тонуть;

при $G < D$ тело всплывает;

при $G = D$ тело плавает.

У подавляющего количества плавающих на воде объектов центр их величины $У_{цв}$ не совпадает с центром тяжести тела.

Если они находятся на одной вертикали, то это положение тела равновесное.

Для устойчивого равновесия нужно чтобы центр тяжести тела был ниже центра величины. У гидросамолётов всегда центр тяжести **ЦТ** значительно выше центра величины **С**. При нахождении его на воде малейшее возмущение, действующее на него (даже слабый порывистый ветерок), создаёт крен - $М_{крн}$. В этом случае силы **D** и **G** не будут находиться в одной вертикали. Тело будет наклоняться до тех пор, пока центр величины **С** переместится так, что силы гидростатики создадут восстанавливающий момент $М_x = D\ell$ - см. фиг 6. Одной лодкой гидросамолёта создать восстанавливающий момент возможно. Но при этом её положение на воде будет такое, когда концевые части крыла погрузятся в воду.

Разумеется, что такое положение не допускается. Поэтому лодочные гидросамолёты снабжаются подкрыльными поплавками, которые при возникшем большом крене сразу создают восстанавливающий момент.

Уравнение (2) в развёрнутом виде можно записать как $G - \gamma U_0 = 0$.

Тогда объём, погруженной в воду части лодки гидросамолёта $U_0 = \frac{G}{\gamma}$.

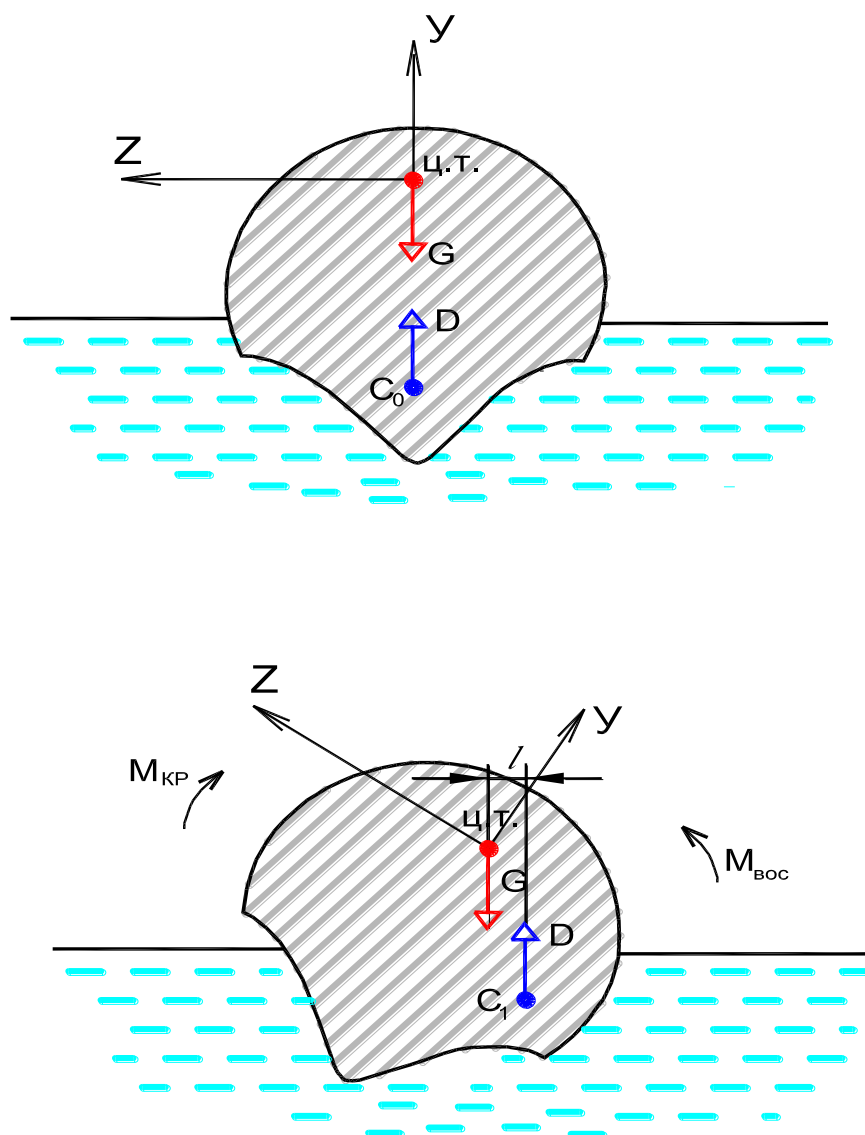
U_0 называется **объёмным водоизмещением**. Индекс ноль при объёме U_0 показывает, что объём погруженной лодки гидросамолёта в воду соответствует её полётному весу.

Для пресной воды $\gamma = 1,0 \text{ т/м}^3$. Весовое водоизмещение, выстроенное в тоннах, численно равно объёмному водоизмещению в м^3 ($D = U_0$). Для морской воды $D = 1,033 U_0$. Водоизмещение лодки гидросамолёта является ещё и мерой его плавучести.

Для определения водоизмещения лодки U_0 применяются аналитические выражения площадей и объёмов отсеков определёнными интегралами. С их помощью в расчётах вычисляются:

- площади поверхностей сечений;
- центры тяжести площадей;
- объёмы;
- центры тяжести объёмов;

- моменты инерции площадей.



Фиг. 6. Положения равновесия.

Существуют, с достаточной степенью точности, приближённые способы вычисления площадей. В практических расчётах аналитическое выражение подинтегральной функции, в большинстве случаев, отсутствует. Однако имеются графики (проекции, сечения и т.п.). Тогда интегрирование выполняется графически:

- правило трапеций; - формула Симпсона; - формула П.Л. Чебышева.

Но для выполнения графического интегрирования нужны теоретические чертежи лодки гидросамолёта и поплавка.

Теоретический чертеж лодки гидросамолёта.

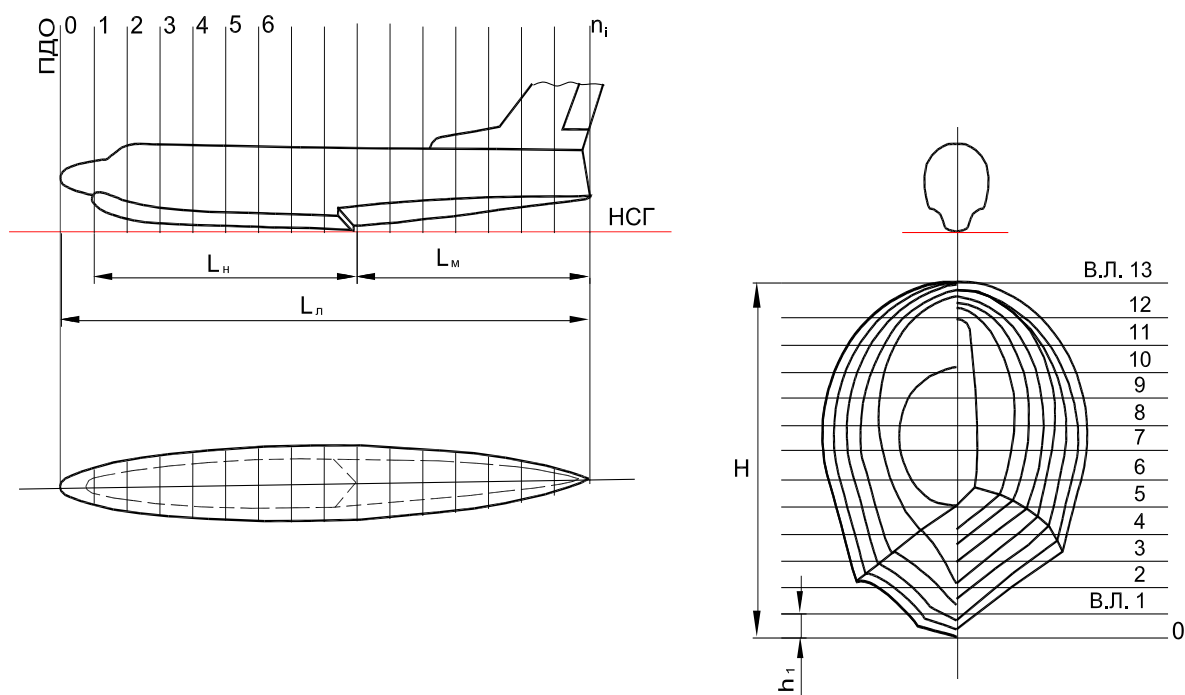
Теоретический чертёж представляет собой изображение наружной поверхности лодки гидросамолёта в проекции на три взаимно-перпендикулярные плоскости - см фиг. 5 и фиг. 7.

Это:

- вертикальная плоскость симметрии лодки (диаметральная плоскость **ДП**);
- основная горизонтальная плоскость **ОП**, перпендикулярная диаметральной плоскости **ДП**, проходящая касательно к нижней точке первого редана лодки. В этой плоскости находится нижняя строительная горизонталь лодки **НСГ** ;
- поперечная плоскость **ОУЗ** , перпендикулярная вертикальной плоскости **ДП** и основной горизонтальной плоскости **ОП**.

Проекция корпуса лодки на диаметральную плоскость носит название вид сбоку. Проекция корпуса лодки на основную горизонтальную плоскость называется полуширотой лодки. В этой проекции обычно изображается половина сечения, поскольку есть симметрия лодки относительно диаметральной плоскости. Проекции на основную плоскость **ОП** сечений плоскостями, параллельными основной, называются **ватерлиниями**.

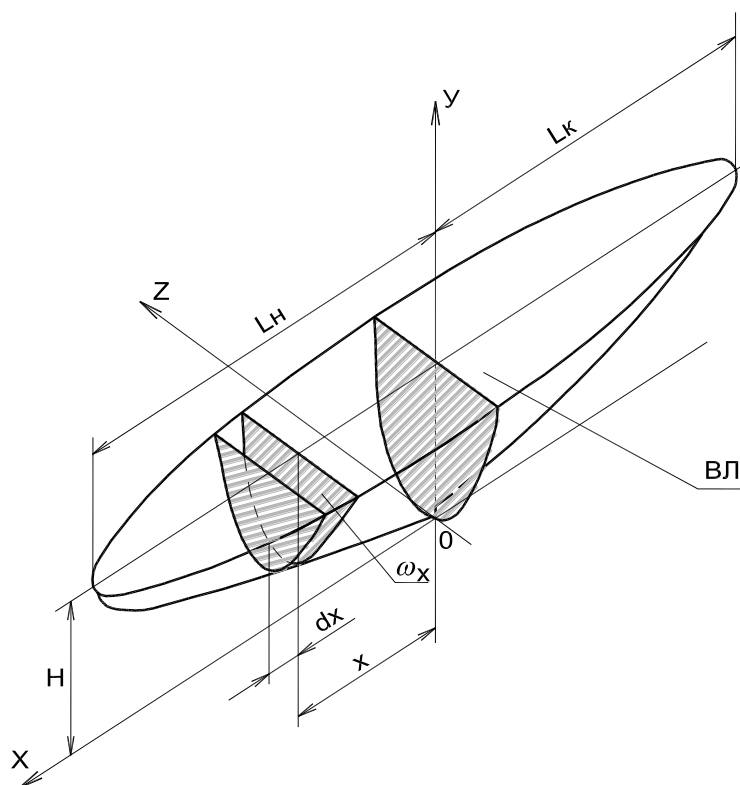
Проекции корпуса лодки на вертикально – поперечную плоскость **ОУЗ** называются **корпусом**. На этой проекции принято отображать совмещённые поперечные сечения корпуса лодки (шпангоуты). С правой стороны располагают половинки поперечных сечений от первого редана до кормы лодки. С левой стороны располагают половинки носовых поперечных сечений – от первого редана до плоскости **ПДО** - см фиг. 7.



Фиг. 7. Теоретический чертёж лодки гидросамолёта.

Вычисление водоизмещения лодки.

Вычисление водоизмещения лодки и элементов её плавучести (жабры на бортах лодки) производится для случая, когда лодка на воде находится без крена и дифферента (принято говорить, что посажена «на ровный киль»). Вычислив водоизмещение лодки, вычисляется её угол дифферента, который она принимает на воде, при различных эксплуатационных нагрузках (весе) и центровке. Рассмотрим фиг. 8. На ней изображена часть условного днища лодки в системе координат, представленной выше. На высоте **Н** показана плоскость параллельная основной горизонтальной плоскости **ОП**. Такие плоскости, параллельные плоскости **ОП**, проведенные на различных расстояниях от неё, как указывалось выше, называются **ватерлиниями** - **ВЛ**.



Фиг. 8. Вычисление объёма лодки гидросамолёта.

Объём лодки U при выбранном направлении осей координат может быть выражен формулой

$$U = \int_{-L_K}^{L_N} \omega_x dx \dots\dots\dots(7), \text{ где:}$$

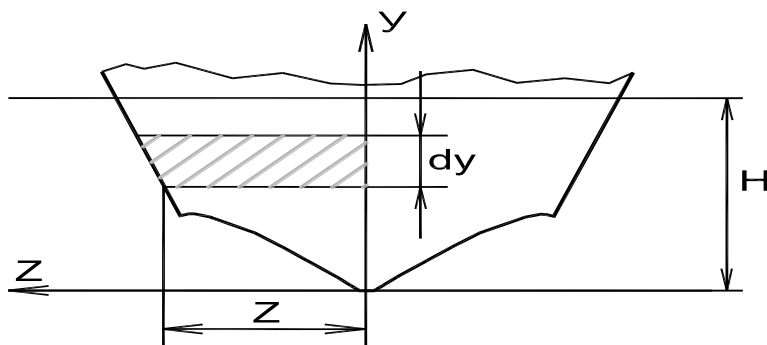
L_N - длина носовой части лодки, погруженной в воду;

L_K - длина кормовой части лодки, погруженной в воду;

ω_x - текущее значение площади поперечного сечения лодки, погруженного в воду и лежащего на расстоянии x от начала координат.

Формула объёма имеет иногда и другой вид - двойного интеграла:

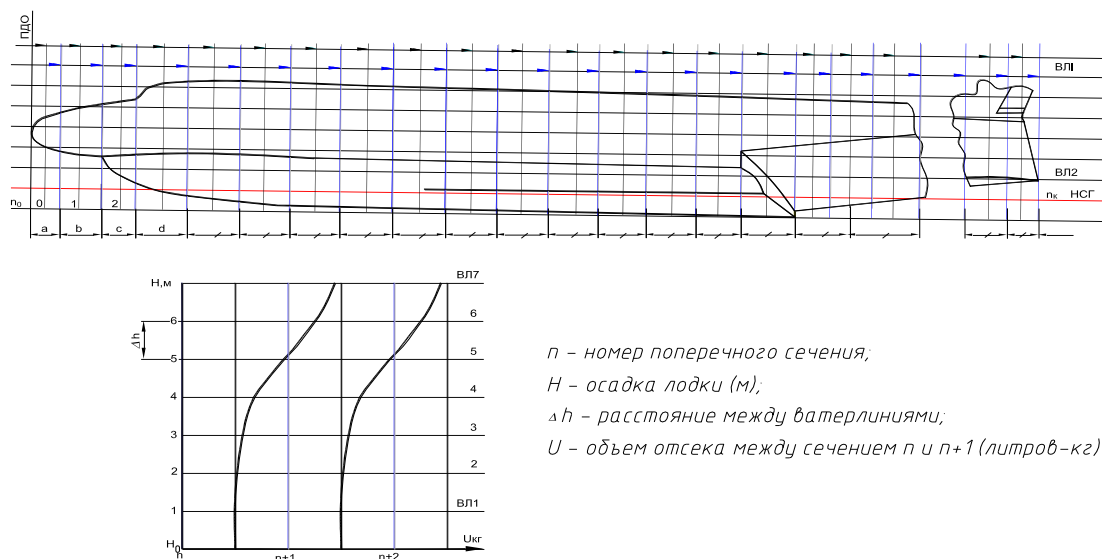
$$U = 2 \iint_{-L_K}^{L_N} z dy dx .$$



Фиг. 9.

В основном при вычислениях водоизмещения реданных лодок используют формулу (7) так как она позволяет точнее учесть влияние реданов и является практически более удобной. Как упоминалось выше, для вычисления водоизмещения лодки (поплавка) необходим её теоретический чертеж. На фигуре 7 показан тот объём теоретического чертежа лодки, который достаточен для выполнения вычислений по водоизмещению лодки. В полном теоретическом чертеже представляются графики изменения углов поперечной килеватости носовой и кормовой частей лодки, изменения полушироты лодки. Показано образование скуловых обводов лодки, таблицы геометрических параметров, позволяющие начертить чертёж. Для выполнения вычислений объёма лодки (поплавка) её теоретический чертёж дополняется простыми графическими построениями. За начало координат принимается плоскость **ПДО**, проходящая касательно носа лодки. От неё вся длина лодки до кормы разбивается на отсеки плоскостями параллельными плоскости **ПДО**. Получаются поперечные сечения лодки, расположенные между собой на выбранных расстояниях. Можно разбивку выполнить равномерно. Однако чаще целесообразно делать её различной, позволяющей в дальнейшем более точно вычислить объёмы отсеков. На фигуре 7 показаны совмещённые поперечные сечения лодки. Там же нанесены линии параллельные **НСГ** лодки. Эти линии лежат в плоскостях параллельных плоскости лодки **ОП** - **ватерлинии**. Расстояние **ΔН** между ватерлиниями обычно выбирают равными. Наносят столько ватерлиний, пока весь корпус лодки будет условно погружен в воду.

На фиг 10 приведен боковой вид лодки с разбивкой по ватерлиниям. Чем больше по своим геометрическим размерам теоретический чертёж лодки (поплавка) гидросамолёта тем точнее вычисляется её водоизмещающий объём. Обычно теоретический чертёж лодки для этих целей выбирается в масштабе **1:10** или **1:20**, в зависимости от геометрических размеров лодки.



Фиг. 10. $U=f(H)$; $U_0 = \frac{G}{\gamma_0}$

При применении для вычисления водоизмещения лодки правила трапеций, объём U по произвольную ватерлинию будет выражен следующим образом:

$$U = \Delta X_1 \left(\frac{1}{2} \omega_0 + \omega_1 + \dots + \omega_{n-1} + \frac{1}{2} \omega_n \right) + \Delta U_n + \Delta X_2 \left(\frac{1}{2} \omega_m + \omega_{m+1} + \dots + \frac{1}{2} \omega_k \right) + \Delta U_k = \Delta X_1 \sum_n + \Delta X_2 \sum_m + \Delta U_n + \Delta U_{VK} \dots \dots \dots (8),$$

где :

- ΔU_n - неучтённый объём носовой части лодки;
- ΔU_k - неучтённый объём кормовой части лодки;
- ΔX_1 - расстояние между носовыми шпангоутами;
- ΔX_2 - расстояние между шпангоутами межреданной части лодки;
- ω - площади поперечных сечений лодки, погруженных по ватерлинию.

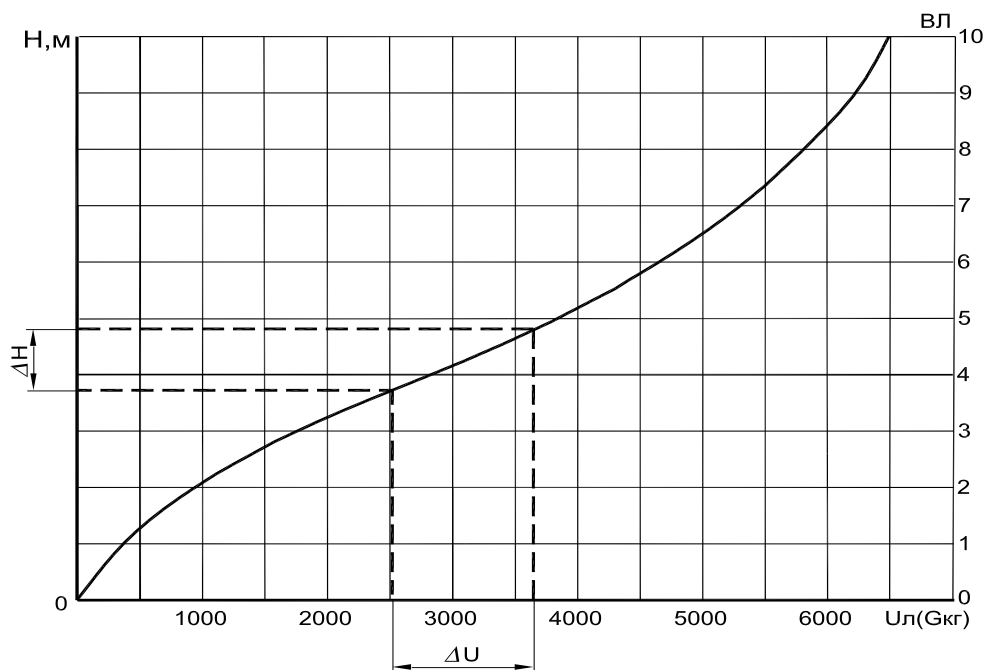
Для выполнения расчётов удобно разбивать боковую проекцию лодки на равные участки. Но часто это не получается, поскольку есть первый редан лодки, со своими геометрическими особенностями и может существовать ещё кормовая часть лодки за вторым реданом. Такие кормовые части лодок часто присутствовали у гидросамолётов, выпускаемых в первой половине двадцатого века. В таких случаях в формуле (8) будет третий участок - кормовая часть лодки.

На фиг. 10 приведен также вид двух отсеков лодки (сечения n , $n+1$ и $n+2$) с двумя кривыми, показывающими изменение их объёмов до полного

погружения в воду. Построение кривой изменения объёма отсека при его погружении производится на том же теоретическом чертеже. Разбивка по ватерлиниям остаётся неизменной. По горизонтали (ось **ОХ**), на каждой ватерлинии в выбранном масштабе откладывается значение водоизмещения (например, 1 мм длины на ватерлинии, по которую погружен отсек, соответствует выбранной величине водоизмещения в литрах - т.е. в килограммах для пресной воды). Отложив на каждой ватерлинии соответствующие значения водоизмещений, получим точки, соединив которые получим кривую изменения объёма отсека. Вертикальная ось в отсеке, от которой откладываются значения объёмов, должна располагаться по оси симметрии отсека. Совокупность кривых объёмов всех отсеков лодки гидросамолёта называется **масштабом Бонжаном лодки по объёмам**. Суммируя все значения объёмов, по любой ватерлинии, получается вес вытесненной воды корпусом лодки при её погружении по эту ватерлинию. Выполнив такое суммирование всех значений водоизмещений, по каждой ватерлинии, строится **«грузовой размер лодки»**. По оси **ОУ** откладывается величина погружения лодки в воду **Н** (на ровный киль), а по оси **ОХ** – значения объёмов лодки **U**, погруженной в воду по данную ватерлинию. Грузовой размер лодки позволяет определить величину её осадки при различных эксплуатационных весах гидросамолёта. По нему также находят изменения осадки от изменения полётного веса гидросамолёта (выгорание топлива, сброс или приём на борт грузов и т.п.). При известном весе груза, принимаемым на борт, вычисляется дополнительный объём $\Delta U = \frac{\Delta G}{\gamma}$ и по грузовому размеру находится изменение осадки **ΔН**.

На фиг. 11 представлен вид **грузового размера лодки**. Это есть зависимость между объёмным водоизмещением **U** и осадкой лодки **Н**.

Вычисление водоизмещений отсеков лодки выполняется применением метода численного интегрирования. Вычисления удобно выполнять с помощью таблицы 1, представленной ниже. Доминирующее количество данных вносится в неё с теоретического чертежа лодки. Что касается вычислений площадей поперечных сечений лодки, то их можно определить с помощью планиметра, вычислить при наличии математических формул, описывающих обводы отсека или несложными расчётами, когда площади представляют собой простые геометрические фигуры. Многие площади поперечных сечений лодки, со сложными обводами, можно свести к площадям с простыми обводами. Гидростатические расчёты не являются сложными, но требуют внимание, терпение и затраты времени.



Фиг. 11. Грузовой размер лодки гидросамолёта.

В таблице 1 приводится часть расчёта водоизмещения лодки, выполненного для проектируемого гидросамолёта. Последовательность расчёта, приведенного в ней, достаточно для представления расчёта водоизмещения лодки.

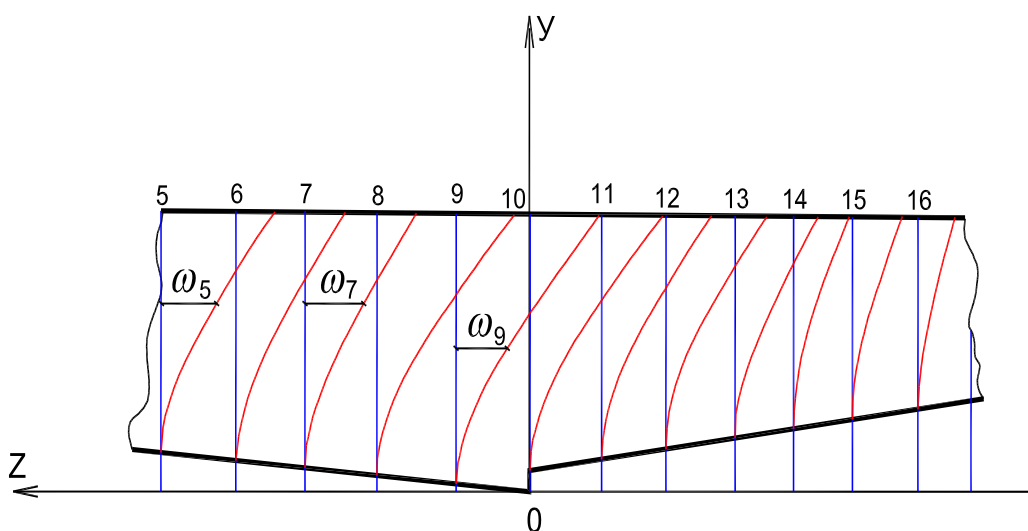
Таблица 1.

№ шпангоута От ПДО	Расстояние между сеч. (δm)	I ВЛ; $\Delta H = 0.4$ м			II ВЛ; $\Delta H = 0.4$ М		
		$\frac{\omega}{2} \partial m^2$	$\frac{\omega_1 + \omega_2}{2}$	ΔD (Л)	$\frac{\omega}{2} \partial m^2$	$\frac{\omega_1 + \omega_2}{2}$	ΔD (Л)
0		-	-	-	-		
1	4,0	-				2,914	11,656
					2,914		
3	5,0	1,12	1,12	5,6		16,364	82,820
					13,450		
5	4,15	3,45	4,47	18,555	20,210	33,660	139,690
7	4,0	5,74	9,19	36,760	28,190	48,400	193,600
9	4,07	7,45	13,19	53,683	30,200	58,390	237,690

11	5,33	9.92	17,37	92,582	30.900	61,100	325,660
13	5,30	11,22	21,14	112,040	31,500	62,400	330,720
15	5,15	11,98	23,20	119,48	31,400	62,900	323,930
17	6,0		25,42	152,520		63,200	379,200
				$\sum \Delta D (\text{л}) = 591,63$		$\sum \Delta D(\text{л}) = 2023,96$	

В таблице 1 показаны только две ватерлинии и суммарное значение водоизмещения лодки, при погружении по эти две ватерлинии – всего две начальные точки её грузового размера. В реальных расчётах проводится столько ватерлиний сколько необходимо для полного погружения лодки в воду.

Кроме масштаба Бонжана по объёмам, иногда строят совокупность интегральных кривых площадей шпангоутов, называемой масштабом Бонжана по площадям. На фиг. 12 показан масштаб Бонжана по площадям.



Фиг. 12.

Определение координат центра величины $X_{цв}$ и $Y_{цв}$.

Координаты центра величины вычисляются по формулам центра тяжести

объёма тел.
$$X_{цв} = \frac{1}{V} \int_0^L \omega_x x dX = \frac{\int_0^L \omega x dX}{\int_0^L \omega dX} = \frac{\Sigma \Delta M}{U} \dots \dots \dots (9);$$

$$Y_{цв} = \frac{1}{V} \int_0^H \omega_y y dY = \frac{\int_0^H \omega y dY}{\int_0^H \omega dY} = \frac{\Sigma \Delta M}{U} \dots \dots \dots (10).$$

В формуле (9) ω_x , а в формуле (10) ω_y являются соответственно ординатами площадей строевых по шпангоутам и строевых по ватерлиниям. Получается, что абсцисса центра тяжести площади строевой по шпангоутам есть не что иное, как абсцисса центра величины $X_{цв}$, а ордината центра тяжести площади строевой по ватерлиниям – ордината центра величины $Y_{цв}$.

Определение абсциссы центра величины $X_{цв}$.

Абсциссу центра величины лодки можно определить с помощью масштаба Бонжана по объёмам фиг. 13. За начало системы координат принимается нос лодки, а остальные координатные оси остаются прежних направлений (фиг. 5). $X_{цв}$ определяется для данной грузовой ватерлинии. $U_0 = G$; Значения объёма отсека ΔU берутся по масштабу Бонжана по объёму. Расчёты производятся для углов дифферента $\varphi = -3^\circ$, $\varphi = 0^\circ$ и $\varphi = +3^\circ$. Значения величин H_n и H_k замеряются по носу и корме лодки. Расстояние между носом и кормой лодки составляет величину L_x (фиг. 13). Расчёт $X_{цв}$ лодки приводится в таблице 2.

Таблица 2. В таблице приведены цифры реального расчёта.

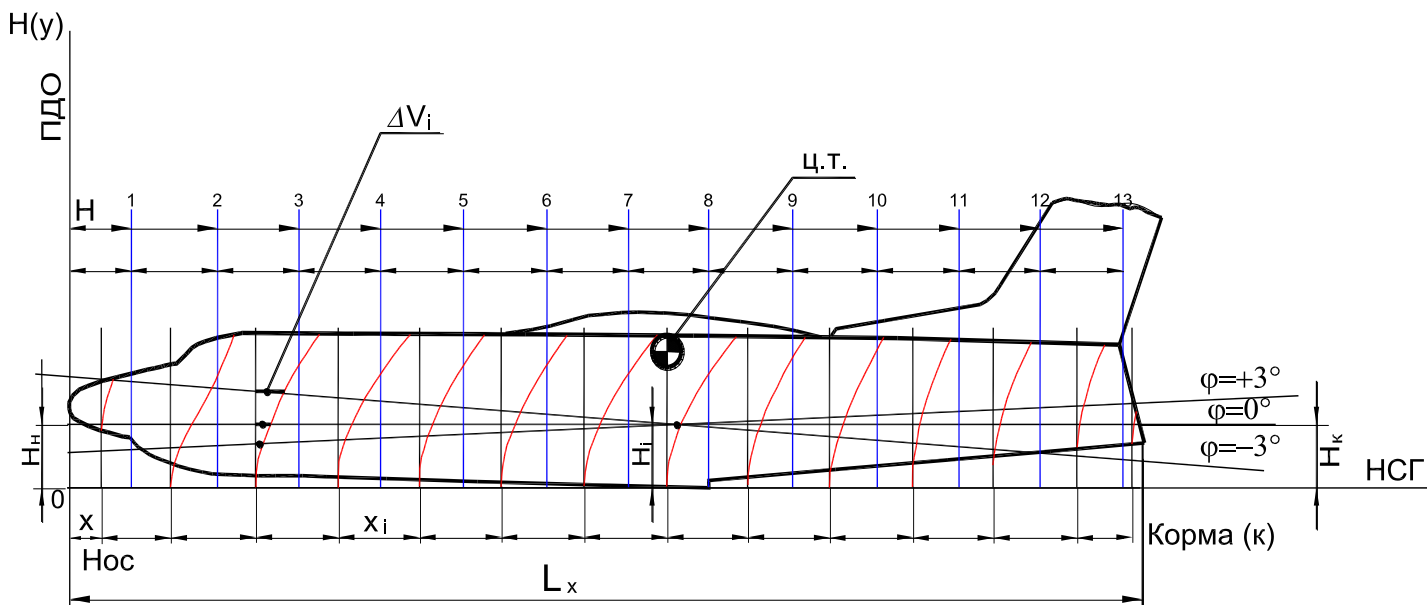
φ		-3°		0°		$+3^\circ$	
H_n (м)		1,81		1,21		0,472	
H_k (м)		0,274		1,21		2,036	
Отсеки	X_m	ΔU_l	М кгм	ΔU_l	М кгм	ΔU_l	М кгм
Н – 2	0,5225	600	313,5	200	104,5	-	-
2 – 7	2,0175	2800	5649	1200	2421	20	40,4
7 – 11	3,865	3500	13527,5	1900	7343,5	300	1159,5
11 – 15	5,840	4700	27448	3000	17520	1000	5840
.....
54 – 57	26,570	-	-	20	531	1000	26570
57 – К	28,245	-	-	-	-	500	14122,5
Σ		31100	281556,3	31020	370904	31020	505096,2
$X_{цв}$		9,053		11,957		16,283	

Определение ординаты центра величины $Y_{цв}$.

Ординату центра величины $Y_{цв}$ можно вычислить по кривой грузового размера. Объём элементарного слоя между двумя ватерлиниями, расположенными на расстоянии dY друг от друга, равен $dU = \omega_y dY$. Умножая обе части уравнения на Y и проинтегрировав получим

$$\int_0^{U_0} Y dU = \int_0^{U_0} \omega_y Y dY = Y_{цв} U_0. \text{ Тогда } Y_{цв} = \frac{\int_0^{U_0} Y dU}{U_0} \dots \dots \dots (11).$$

Интеграл $\int_0^{U_0} Y dU$ представляет собой площадь ограниченную кривой грузового размера лодки. Вычисление площади грузовой ватерлинии удобно выполнить, используя формулу трапеций. На фиг. 14 приведен грузовой размер лодки гидросамолета. По оси абсцисс отложено водоизмещение лодки U_0 (G), а по оси ординат осадка лодки H . Площадь грузового размера разбита на равномерные участки S_1, \dots, S_n .



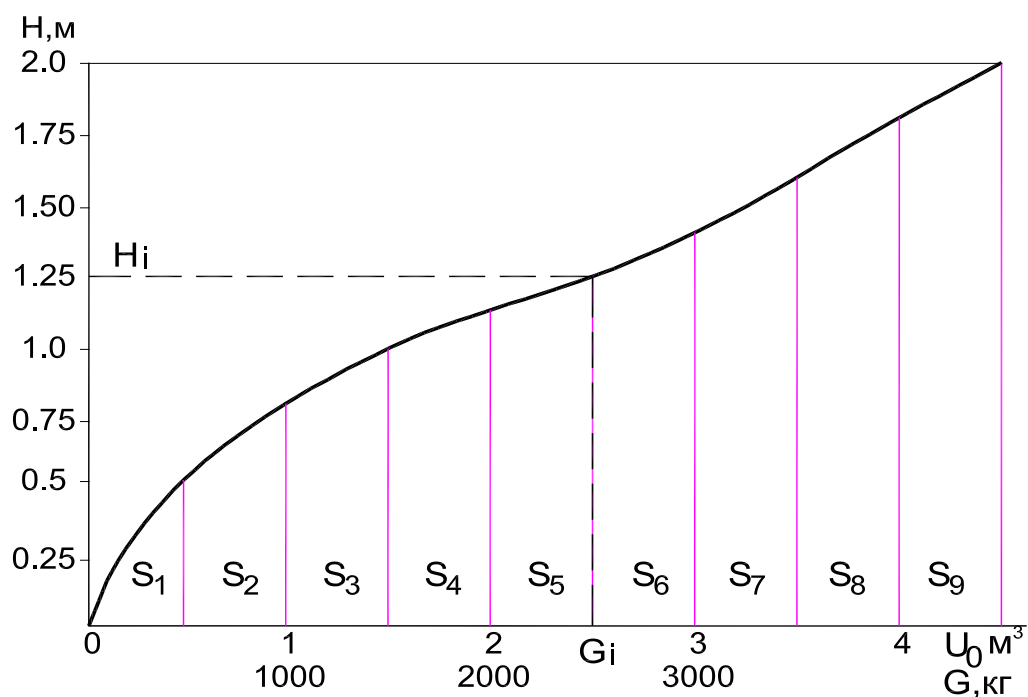
Фиг. 13. Масштаб Бонжана лодки по объемам.

Расчёт ординаты центра величины сведен в таблицу 3.

Таблица 3.

G _i (кг);			
№ сеч.	S _i (см ²)	H _i (см)	S _i · H _i (см ³)
1	2,1	1,1	2,310
2	7,9	1,979	15,634
3	10,4	2,62	27,248
4	12,4	3,10	38,440
5	14,2	3,55	47,570
6	15,8	3,95	62,410
7	17,7	4,423	78,287
8	19,2	4,80	92,160
Σ	99,7		364,059
$y_{цв} = \frac{\sum S_i \cdot h_i}{\sum S_i} \text{ (см) ;} \quad y_{цв} = \frac{364,059}{99,7} = 3,651 \text{ см.}$			

В практике гидростатических расчётов для гидросамолётов определение ординаты центра величины можно применить формулу $y_{цв} = \frac{2}{3} H_{осад}$, имеющую допустимую точность.

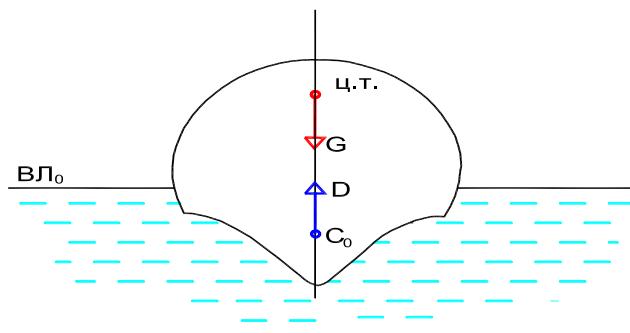


Фиг. 14. Грузовой размер лодки гидросамолёта.

§ 6.1 Остойчивость гидросамолёта.

Способность гидросамолёта сохранять положение равновесия на воде и самостоятельно к этому положению возвращаться, по прекращению действия внешнего усилия, вызвавшего отклонение гидросамолёта от этого положения, есть его **остойчивость**.

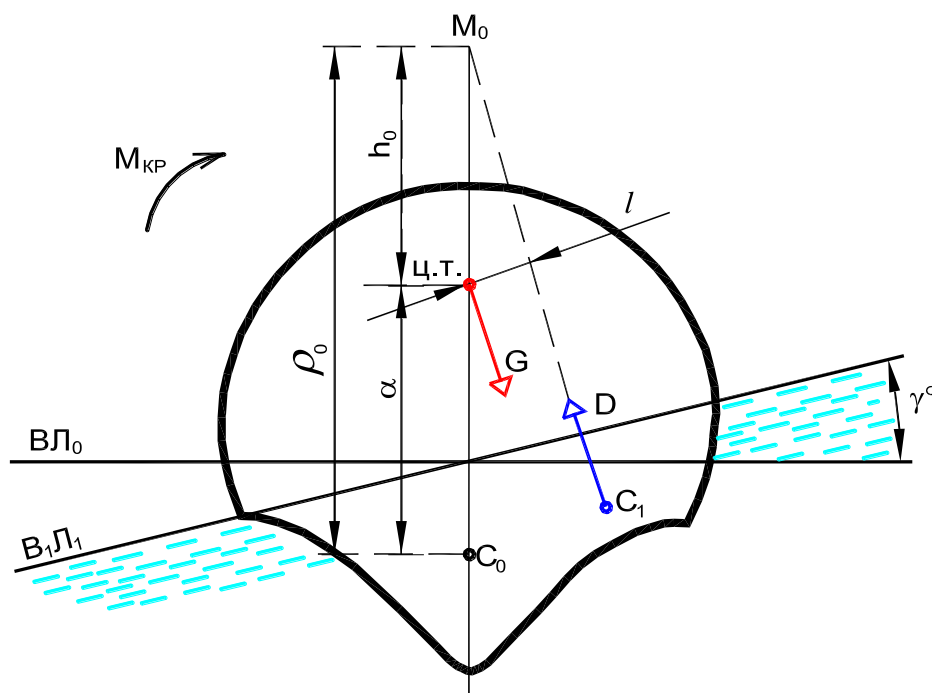
Находящийся на воде гидросамолёт в режиме дрейфа всегда подвержен действию внешних сил (в основном ветра, длинной волны зыби). Дрейф его происходит с креном и небольшими изменениями угла дифферента. Такое положение гидросамолёта при дрейфе на волне является доминирующим. В этих случаях на гидросамолёт действует боковая сила, направленная под углом к его лодке. Она одновременно создает кренящий и дифферентующий моменты, относительно центра тяжести гидросамолёта. В расчётах суммарный момент заменяют на его составляющие по осям **OX** и **OZ**. Первый из них действует в поперечной вертикальной плоскости и называется **кренящим моментом**. Второй приложен в продольной вертикальной плоскости и называется **дифферентующим**. Поэтому остойчивость гидросамолёта разделяется на поперечную, когда внешним усилием, действующим на него, является только кренящий момент и остойчивость продольную, при которой внешним усилием является только момент дифферентующий. Различают остойчивость начальную, где рассматривают остойчивость при малых углах крена и остойчивость при конечных наклонениях лодки. Найдём условия, при которых начальное положение равновесия лодки на воде будет устойчивым. Ограничимся поперечными наклонениями. За начальное положение лодки примем её прямое положение при осадке на ровный киль. Допустим при этом, что центр тяжести гидросамолёта будет всегда находиться на одной вертикали с центром величины лодки. На фиг. 15 представлено прямое положение лодки на воде.



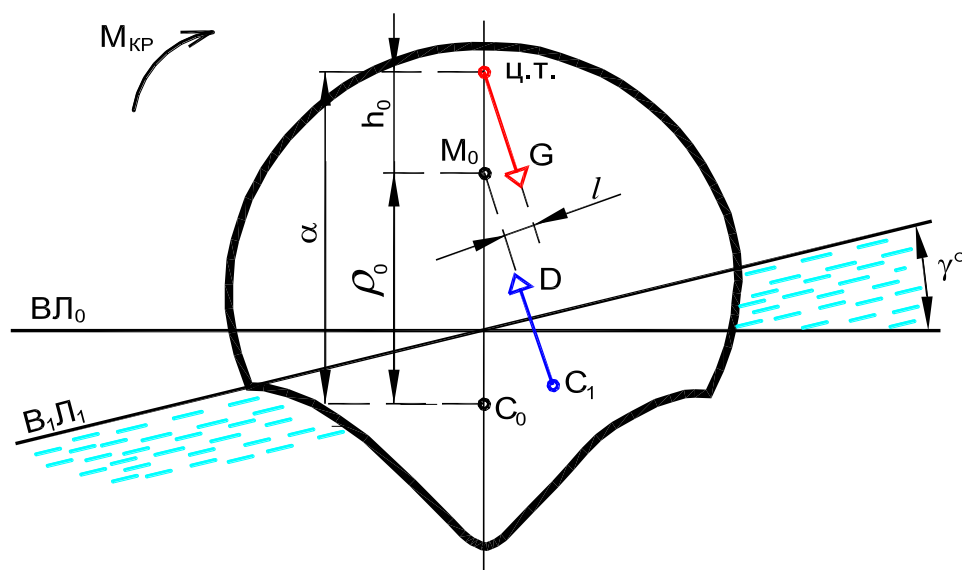
Фиг. 15. Прямое положение лодки.

Поскольку погруженный объём симметричен относительно диаметральной плоскости лодки, то сила \mathbf{D} , приложенная в центре величины \mathbf{C}_0 , также находится в этой плоскости. Такое положение лодки на воде является равновесным. Кроме силы веса \mathbf{G} и силы гидростатического подержания \mathbf{D} нет других сил, действующих на гидросамолёт, и поэтому мы рассматриваем их взаимное положение. При наклонениях лодка может оказаться устойчивой или неустойчивой. Если при крене лодки будет возникать восстанавливающий момент, создаваемый парой сил \mathbf{G} и \mathbf{D} , в противовес кренящему моменту, то лодка будет устойчивой. Если при крене лодки от сил \mathbf{G} и \mathbf{D} , возникает момент, способствующий еще большему наклонению лодки, то такая лодка неустойчива. Эти два случая приведены на фиг. 16 и 17. В случае, представленном на фиг. 16, восстанавливающий момент $\mathbf{M} = \varrho \mathbf{D}$ парирует кренящий момент $\mathbf{M}_{кр}$.

В представленном на фиг. 17 случае восстанавливающий момент не возникает. Момент $\mathbf{M} = \varrho \mathbf{D}$ действует в одном направлении с кренящим моментом $\mathbf{M}_{кр}$ и способствует ещё большему наклонению лодки.



Фиг. 16. Лодка устойчива.



Фиг. 17. Лодка не остойчива.

Рассматривая представленные варианты взаимного положения центра тяжести гидросамолёта и центра величины его лодки, приходим к выводу, что остойчивость лодки характеризуется положением так называемого метacentра M_0 относительно центра тяжести. Точка M_0 есть точка пересечения линии действия гидростатической силы поддержания D , при крене лодки, направленной из точки центра величины C_1 , перпендикулярно наклонной ватерлинии $B_1Л_1$ и вертикали в диаметральной плоскости лодки, соответствующей её начальному положению равновесия. Это положение справедливо при малых углах крена, когда уход диаметральной плоскости от вертикального положения можно пренебречь. На самом деле точка M_0 есть **центр кривой перемещения центра величины лодки при крене из положения C в положение C_1 .**

Метацентр, соответствующий начальному положению равновесия, называется **начальным метацентром M_0 .** У остойчивых лодок метацентр M_0 должен находиться выше центра тяжести G , у нестойчивых – ниже центра тяжести (фиг. 16 и 17).

Возвышение начального метацентра M_0 над центром величины C_0 носит название **начального метацентрического радиуса** и обозначается обычно буквой ρ_0 . Разность $h_0 = \rho_0 - \alpha$ называется **начальной метацентрической высотой.** В этой формуле α есть возвышение центра тяжести над центром величины. Получается, что степень остойчивости лодки в начальном

положении равновесия может быть охарактеризована знаком и величиной метацентрической высоты h_o .

При $h_o > 0$ лодка устойчива;

$h_o < 0$ лодка неустойчива;

$h_o = 0$ безразличное равновесие лодки.

Метацентрический радиус вычисляется по формуле: $\rho_o = \frac{1}{U} \cdot \frac{2}{3} \int_0^L Z^3 dx$. (12),

где $\frac{2}{3} \int_0^L Z^3 dx = J_{xo}$. есть главный момент инерции площади грузовой

ватерлинии. Тогда $\rho_o = \frac{J_{xo}}{U}$ 13).

Пример вычисления метацентрического радиуса ρ_o приведен далее, при рассмотрении поперечной устойчивости гидросамолёта.

Современные гидросамолёты существенно отличаются от гидросамолётов двадцатого века, особенно его первой половины. Основные отличия современных гидросамолётов состоят в применении:

- современных двигателей;
- новых систем жизнеобеспечения для экипажей, пассажиров и улучшения безопасности полётов;
- нового оборудования для всех систем гидросамолёта;
- новых материалов и технологических процессов, для их изготовления;
- применением достижений по гидроаэродинамике.

К данному периоду времени существенно расширились знания в области гидродинамики гидросамолётов. В **ЦАГИ** проведены фундаментальные исследования в области процесса глиссирования объектов на воде с большими скоростями. Исследованы процессы струйных течений жидкости у тел, движущихся на поверхности воды и под водой. Исследованы процессы погружения тел в воду с большими скоростями (ударный процесс тел о воду).

В настоящее время большинство гидросамолётов в мире имеют водоизмещающие лодки и опорные подкрыльные поплавки.

В прямом положении гидросамолёта на воде его подкрыльные поплавки находятся на небольшой высоте над водой. Высота расположения поплавков над водой выбирается с учётом особенностей компоновки гидросамолёта, допускаемого крена, при его поперечном наклонении и водоизмещения самих поплавков, создающим при этом восстанавливающий момент.

При прямом положении лодки начальный метацентрический радиус такой системы равен метацентрическому радиусу изолированной лодки

$$P_0^{\text{сам}} = P_{0 \text{ лодки}} = \frac{J_{\text{хо лодки}}}{U_0}.$$

Но практически гидросамолёт не может продолжительно находиться в таком положении на воде и чаще всего он не остойчив, плавая с определенным углом крена γ . В пределах малых углов крена ($\gamma < 5^\circ$) момент инерции грузовой ватерлинии сохраняет свою начальную величину, т.е. $J_\gamma^c = J_0^c$.

В пределах этих углов крена метацентрический радиус системы $P_0^{\text{сам}}$ также остаётся постоянным. Центр величины лодки C будет перемещаться по дуге окружности с центром, расположенным в начальном центре системы M_D^c . Момент силы гидростатического поддержания D при небольшом крене гидросамолёта равен $M_D = D \cdot \ell$.

$$\text{Но } \ell = (P_0^c - \alpha) \sin \gamma = h_0^c \sin \gamma \text{ или } M_D = D h_0^c \sin \gamma \dots\dots\dots (14).$$

Поскольку угол крена γ мал, то $\sin \gamma = \gamma$ и $M_D = D h_0^c \gamma$ где угол крена берётся в радианах.

Однако при больших углах крена, которые бывают при опорных подкрыльных поплавках, применение этой формулы остойчивости непригодно.

На характер начальной поперечной остойчивости гидросамолёта имеют влияния следующие факторы:

- Центровка гидросамолёта. Чем ниже центровка, тем более устойчив гидросамолёт. Чем выше центровка, тем больше вероятность иметь нестойчивость. При погрузке грузов на гидросамолёт его осадка на воде увеличивается. Гидросамолёт плавает с другой грузовой ватерлинией. Если грузы размещены симметрично центровки, то угол дифферента лодки φ_0 не изменяется, а меняется только осадка H . При этом центр величины, погруженного объёма лодки в воду, принимает другое положение, в сравнении с предыдущим случаем. По выше представленным формулам необходимо снова найти начальную метацентрическую высоту h_0 , начальный метацентрический радиус P_0 , превышение центра тяжести гидросамолёта над центром величины α . Если при погружении грузов на гидросамолёт его центр тяжести становится ниже, то остойчивость лодки улучшается.
- Влияет на остойчивость и топливо, расположенное в крыле. Если конструкция топливных баков позволяет ему свободно переливаться в конец крыла, при его крене на воде, то это отрицательно влияет на поперечную остойчивость лодки. Поэтому у современных гидросамолётов конструкция топливных баков в крыле выполняется так, чтобы переливы топлива были

сведены к нулю, так - как расчётами показано уменьшение метацентрической высоты h_0 , при переливах топлива, до 25%.

§ 6.2 Поперечная остойчивость гидросамолёта на больших углах крена.

Большими углами крена считаются углы, при которых метацентрическая высота $h^c \neq \text{const}$ и формула (14), как указывалось выше, $M_D = D h_0^c \sin \gamma$ не имеет смысла.

Для двухпоплавковых гидросамолётов, имеющих поплавки с наклонными прямыми бортами в зоне грузовой ватерлинии, формула (14) практически применима до углов крена 4 - 6°. Для гидросамолётов с водоизмещающими подкрыльными поплавками, имеющими прямые вертикальные борта, применение указанной формулы ограничивается углами крена 2 - 3°. Для большинства современных гидросамолётов, имеющих опорные подкрыльные поплавки, формула остойчивости (14) непригодна.

Признаком, позволяющим её использовать, является независимость моментов инерции площадей всех действующих грузовых ватерлиний от углов крена γ .

С достаточной для практики точностью момент инерции площади грузовой ватерлинии многопоплавковой системы может определяться по формуле:

$$J_0^c \cong 2b^2S \dots\dots\dots (15)$$

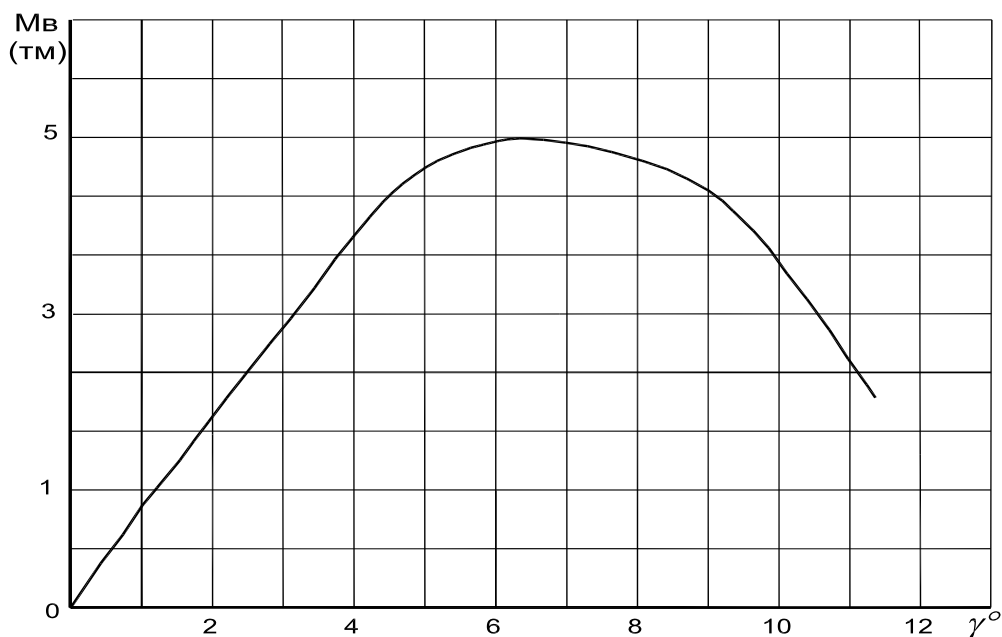
где: b - расстояние от диаметральной плоскости водоизмещающего поплавка до диаметральной плоскости лодки;
 S - площадь грузовой ватерлинии поплавка.

Восстанавливающее плечо ℓ уже будет представлять собой более сложную функцию $\ell = f(\gamma)$. Восстанавливающий момент будет равен

$$M_D = D f(\gamma) \dots\dots\dots (16).$$

Выражение 16 является обобщением формулы 14.

Аналитическое отыскание функции $f(\gamma)$ для гидросамолётов представляет большие трудности. Её находят, с достаточной точностью, в виде построенной диаграммы. Диаграмма, соответствующая выражению 16 называется диаграммой статической поперечной остойчивости гидросамолёта. На фиг. 18 приведен вид такой диаграммы.



Фиг. 18. Диаграмма статической остойчивости гидросамолёта.

Остойчивость гидросамолёта в его прямом положении охарактеризована ранее начальной метацентрической высотой h_0 . Определим теперь меру остойчивости гидросамолёта в случае его равновесия при крене.

Допусти, что гидросамолёт под действием внешних сил, создающих кренящий момент, находится в равновесии с углом крена γ^0 и водоизмещение его при этом остаётся неизменным. Поскольку он находится в равновесии то его восстанавливающий момент M_D равен кренящему моменту $M_{кр}$.

При известных координатах центра величины Y и Z можно определить величину восстанавливающего плеча ℓ . При кренении гидросамолёта с большими углами центр величины его лодки получает некоторое продольное перемещение относительно её. При этом возникает момент, действующий в вертикальной плоскости, перпендикулярной плоскости наклонения. Действие этого момента приводит к изменению угла дифферента гидросамолёта φ . Причиной изменения угла дифферента является асимметрия носовой и кормовой частей лодки. Объёмы воды вытесненные ими при погружении в воду, да ещё с креном, различны и это приводит к смещению центра величины лодки C .

На фиг. 19 приведена схема лодки гидросамолёта с большим углом крена.


$$\ell = GK = C_0H - C_0E = C_0H - \alpha \sin \gamma = Z \cos \gamma + Y \sin \gamma - \alpha \sin \gamma. \dots (17).$$

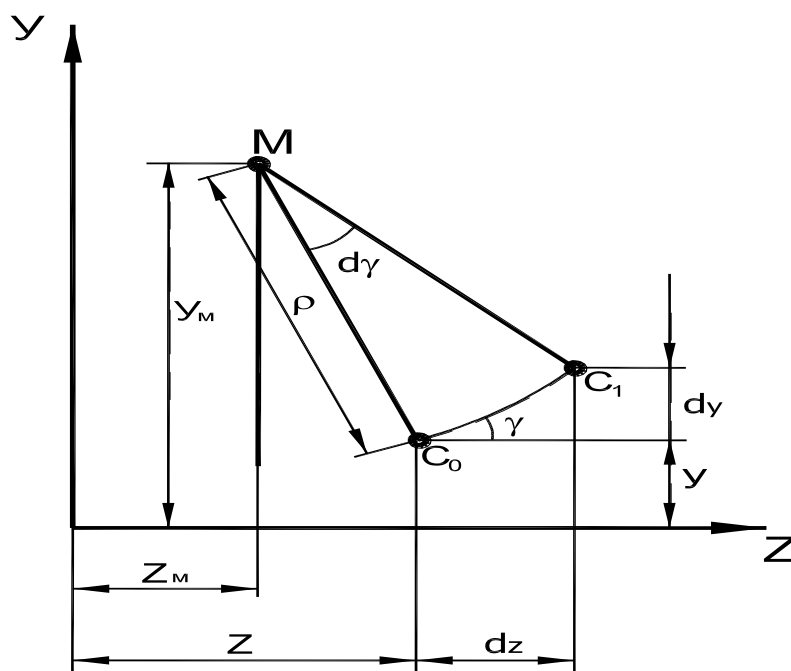
Произведение $\alpha \sin \gamma = C_0 E$ называется плечом остойчивости веса и обозначается символом ℓ_G , поскольку оно зависит от положения центра тяжести гидросамолёта. Плечо остойчивости ℓ при большом крене равно разности этих плеч $\ell = \ell_\phi - \ell_G$.

Метацентрический радиус можно определить по формуле 13, ранее приведенной:

$$\rho = \frac{J}{U} \dots \dots \dots (13).$$

Где J – момент инерции площадей грузовых ватерлиний относительно продольной оси, проходящей через центр тяжести системы. Необходимо подметить, что эта ось, как и метациентр при больших углах крена, не будет лежать в диаметральной плоскости **ДП**.

Проанализируем приведенную ниже схему перемещения центра величины лодки C_0 в C_1 (фиг. 20).



Фиг. 20. К определению метациентра при наклонном положении лодки.

При бесконечно малом отклонении лодки $d\gamma$ от положения равновесия возникает перемещение центра величины C_0 в C_1 . При этом координаты Y и Z получают свои малые приращения:

$$\begin{aligned} dY &= C_0 C_1 \cdot \sin \gamma = \rho \sin \gamma d\gamma ; \\ dZ &= C_0 C_1 \cdot \cos \gamma = \rho \cos \gamma d\gamma. \dots \dots \dots (18). \end{aligned}$$

Проинтегрировав выражение 15 получим

$$\begin{aligned} Y &= \int_0^\gamma \rho \sin \gamma d\gamma ; \\ Z &= \int_0^\gamma \rho \cos \gamma d\gamma. \dots \dots \dots (19). \end{aligned}$$

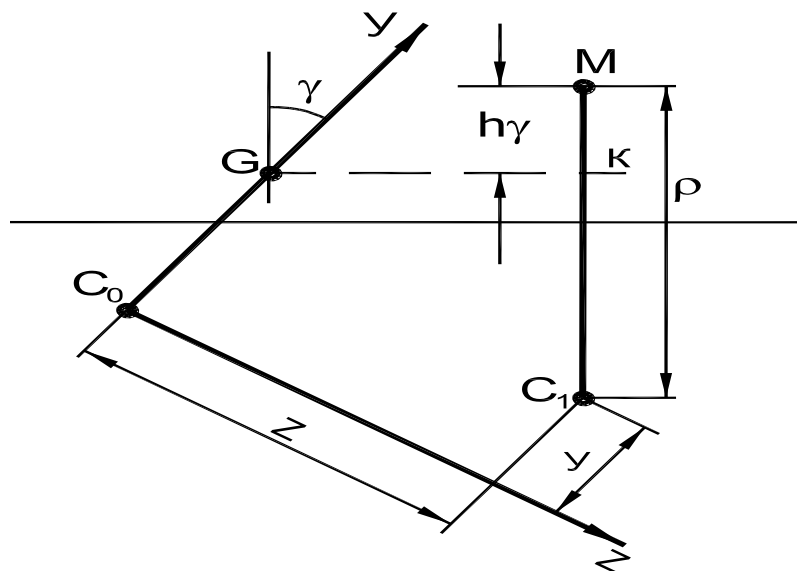
Вернемся к уравнению 17 и продифференцируем его по углу крена γ и получим

$$\frac{d\ell\gamma}{d\gamma} = \frac{dz}{d\gamma} \cos \gamma - Z \sin \gamma + \frac{dY}{d\gamma} \cdot \sin \gamma + Y \cos \gamma - \alpha \cos \gamma \dots \dots (20).$$

Но в формуле (18) $\frac{dz}{d\gamma} = \rho \cos \gamma$ и $\frac{dY}{d\gamma} = \rho \sin \gamma$. Заменяя их в уравнении (20) после некоторых преобразований получим, что

$$\frac{d\ell\gamma}{d\gamma} = \rho - (Z \sin \gamma - Y \cos \gamma + \alpha \cos \gamma) \dots \dots \dots (21).$$

Производная $\frac{d\ell}{d\gamma}$ имеет определенный геометрический смысл. Для его понятия рассмотрим схему, представляемую на фиг. 21.

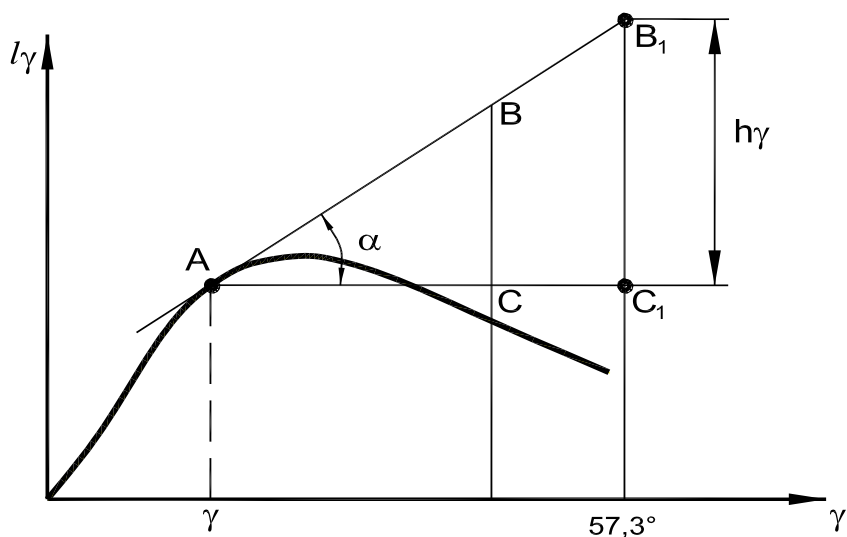


Фиг. 21. Обобщённая метацентрическая высота h_γ .

На фиг. 21 видно, что вертикальное возвышение метацентра **M** над центром тяжести **G** гидросамолёта, есть правая часть уравнения 21.

Значит $h_\gamma = \frac{d\ell\gamma}{d\gamma}$. Это возвышение аналогично метацентрической высоте и называется **обобщённой метацентрической высотой**.

При угле крена равному нулю $\sin \gamma = 0$, $Y = 0$ и $\rho = \rho_0$, а $(h_\gamma) = \rho_0 - \alpha = h_0$. Значит при отсутствии крена обобщённая метацентрическая высота равна начальной метацентрической высоте $h_\gamma = h_0$. Рассмотрим далее кривую статической остойчивости, приведенную на фиг. 22.



Фиг. 22. К графическому определению обобщённой метацентрической высоты.

Из геометрического смысла следует, что h_γ равна тангенсу некоторого угла α , наклона касательной в точке **A**, находящейся на диаграмме статической устойчивости и соответствующей этому углу крена γ

$$h_\gamma = \frac{d\ell_\gamma}{d\gamma} = \text{tg } \alpha \dots \dots \dots (22).$$

Из прямоугольного треугольника ABC, гипотенуза которого расположена на касательной AB, к кривой статической устойчивости

$$\text{tg } \alpha = \frac{BC}{AC} \text{ . Если взять основание треугольника равным}$$

одному радиану (57.3°), то $h_\gamma = \frac{B_1C_1}{1 \text{ рад}}$.

Высота треугольника **B₁C₁**, взятая в масштабе оси ординат, даст непосредственно величину обобщённой метацентрической высоты **h_γ** .

Графический способ очень удобен для её определения. Он наглядно демонстрирует связь между **h_γ** и **ℓ_γ** .

Условия устойчивости при крене.

Для определения углов равновесия гидросамолёта при его крене необходимо иметь:

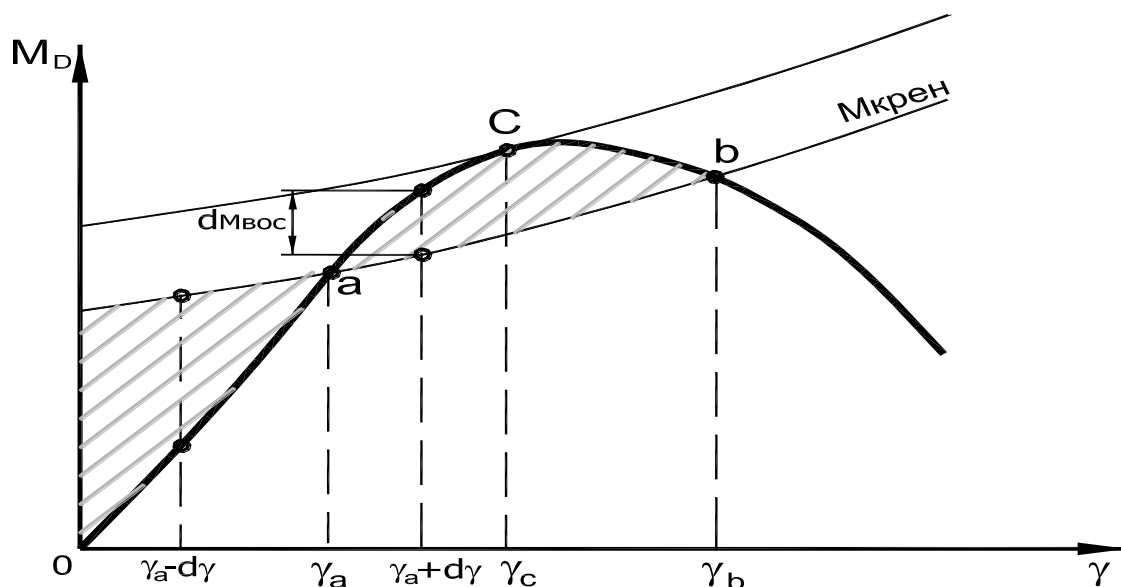
- уравнение восстанавливающего момента **M_D = f (γ)** (23);

- уравнение кренящего момента внешних сил $M_{кр} = f(\gamma)$ (24).

Из условий равенства этих моментов определяется угол равновесия гидросамолёта при крене - $M_D - M_{кр} = 0$.

В практике расчётов уравнения (23) и (24) даются в виде диаграмм и условия равновесия решаются графическим путем. Углы равновесия являются корнями уравнений (23), (24) и графически представляют собой абсциссы γ_a и γ_b , точек пересечения (а и в) диаграммы восстанавливающего момента и момента внешних сил.

Такая диаграмма приведена на фиг. 23.



Фиг. 23. Определение статических углов крена.

Согласно диаграммы предельным углом равновесия будет угол крена γ_c , соответствующий точке С, точки взаимного касания кривых M_D и $M_{кр}$.

Если кривая кренящего момента при всех углах крена проходит выше кривой восстанавливающего момента $M_{кр} > M_D$, то равновесие не обеспечивается и такой гидросамолёт опрокинется.

Согласно диаграммы фиг. 23 равновесие гидросамолёта обеспечивается в двух точках пересечения кривых M_D и $M_{кр}$ это точки а и в.

Рассмотрим точку а. Ей соответствует угол крена γ_a . Выведем гидросамолёт из равновесия, придав ему небольшой импульс дополнительного момента

dM , при котором он увеличит свой крен на величину $d\gamma$. Предоставим гидросамолёт самому себе, сняв этот дополнительный кренящий момент.

При угле крена $\gamma_a + d\gamma$, восстанавливающий момент больше кренящего и под действием избыточного восстанавливающего момента $dM_{\text{восст}}$ гидросамолёт начнёт уменьшать угол крена – возвращаться в своё начальное положение, определяемое углом γ_a . При крене $\gamma_a - d\gamma$, возникает избыточный момент способствующий увеличению угла крена и тем самым возвращению его до положения равновесия γ_a .

Таким образом в точке, **a** диаграммы статической остойчивости, гидросамолёт, в пределах малых отклонений углов крена от положения равновесия, остойчив.

Аналогичные рассуждения о точке **b** приводят к тому, что гидросамолёт при увеличении угла крена $\gamma_b + d\gamma$, будет иметь кренящий момент больше восстанавливающего. Гидросамолёт при этом не вернётся в равновесное положение и опрокинется. При уменьшении угла крена в точке **b** на $d\gamma$, восстанавливающий момент оказывается больше кренящего на величину dM_d и гидросамолёт вернётся в равновесное положение **b**.

Рассмотренные условия равновесия при углах крена γ_a , γ_c и γ_b позволяют установить общий критерий определяющий характер равновесия.

Равновесие будет остойчивым если в точке пересечения кривых M_D и $M_{кр}$ кривая восстанавливающего момента M_D имеет к оси γ более крутой наклон, чем кривая $M_{кр}$. Из этого следует, что производная от восстанавливающего момента

$$\frac{dM_D}{d\gamma} > \frac{dM_{\gamma}}{d\gamma} \dots\dots\dots (25),$$

т.е. разность этих производных больше нуля.

Если производная восстанавливающего момента по углу крена меньше производной кренящего момента по углу крена, то гидросамолёт имеет нестойчивое равновесие.

Предел остойчивости статического равновесия определяется углом γ_c , а область устойчивого равновесия ограничивается восходящим участком ОС, восстанавливающего момента гидросамолёта M_D .

В заключении этого параграфа следует отметить, что в случае действия на гидросамолёт постоянного кренящего момента, остойчивость равновесия определяется положительным значением обобщенной метацентрической высоты h_y ($h_y > 0$).

Диаграмма поперечной остойчивости гидросамолёта.

В прошедшем двадцатом веке человечество построило много гидросамолётов различающихся весом, размерами и компоновкой элементов конструкции. На компоновку и размерность гидросамолётов сказывались изменяющиеся со временем тактико - технические требования к ним. В основном эти требования касались аэродинамики, гидродинамики, способов базирования на воде и суше, решения изменяющихся со временем задач военных, повышения надёжности работы систем гидросамолёта.

В соответствии с уровнем требований и достижений науки в двадцатом веке были гидросамолёты:

- **Трехпоплавковые**, когда два поплавка располагались в носовой части фюзеляжа сухопутного самолёта, а один поплавок в его комовой части;
- **Двухпоплавковые**, когда два поплавка располагались с правой и левой сторон фюзеляжа сухопутного самолёта;
- **Однолодочные**, когда роль фюзеляжа выполняет лодка гидросамолёта и он снабжён еще двумя подкрыльными поплавками, обеспечивающих поперечную остойчивость;
- **Двухлодочные**, когда в поперечном направлении, на определенном расстоянии друг от друга, располагают два водоизмещающих поплавка, играющие роль лодок. В этих случаях нет необходимости снабжать гидросамолёт подкрыльными поплавками, поскольку разнесённые в поперечной плоскости его поплавки создают хорошую остойчивость;
- **Однолодочные** – летающие лодки, у которых, для обеспечения остойчивости, вместо подкрыльных поплавков устанавливали на бортах лодки водоизмещающие наплывы, названные жабрами;
- **Интегральной схемы** – это схемы в основном тяжёлых гидросамолётов и экранопланов. Впервые интегральная схема гидросамолёта была опубликована в научном журнале «Наука и жизнь» в августе 1968 года в СССР. Автором схемы был Анатолий Георгиевич Богатырёв. Это был проработанный проект сверхтяжёлого гидросамолёта весом 600 тонн. В

дальнейшем у А.Г. Богатырёва было несколько проектов сверхтяжёлых гидросамолётов и экраноплётов с интегральной схемой (Фиг. 24).



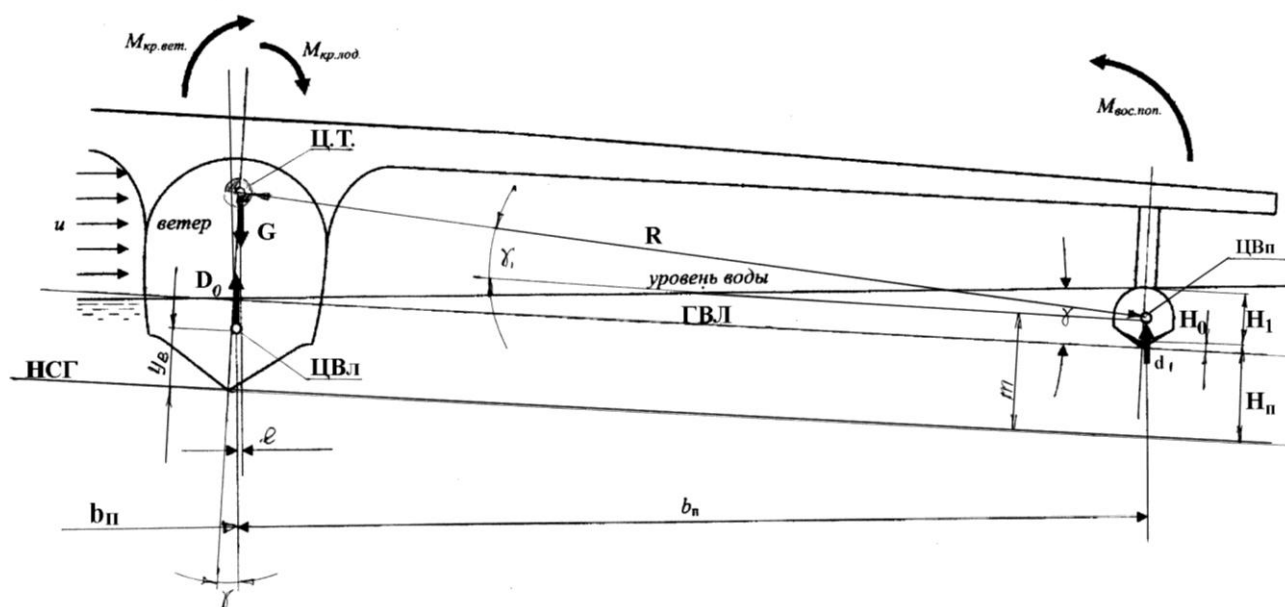
Фиг. 24. Экранолёт Бе-2500 с наплывами у борта лодки.

В настоящее время большинство гидросамолётов и самолётов - амфибий имеют схему с опорными подкрыльными поплавками.

Как было сказано в предыдущих параграфах, гидросамолёты без подкрыльных поплавков не имеют поперечную остойчивость, поскольку у их изолированных лодок начальная метацентрическая высота $h_0 \leq 0$.

Поэтому рассмотрим первоначально построение диаграммы поперечной остойчивости гидросамолёта, имеющего опорные подкрыльные поплавки.

На фиг. 25 представлена схема сил, действующих в поперечной плоскости гидросамолёта **OYZ**, при крене.



Фиг. 25. Схема сил при крене гидросамолета.

Для построения диаграммы поперечной остойчивости, кроме вышеизложенного по лодке, необходимо иметь:

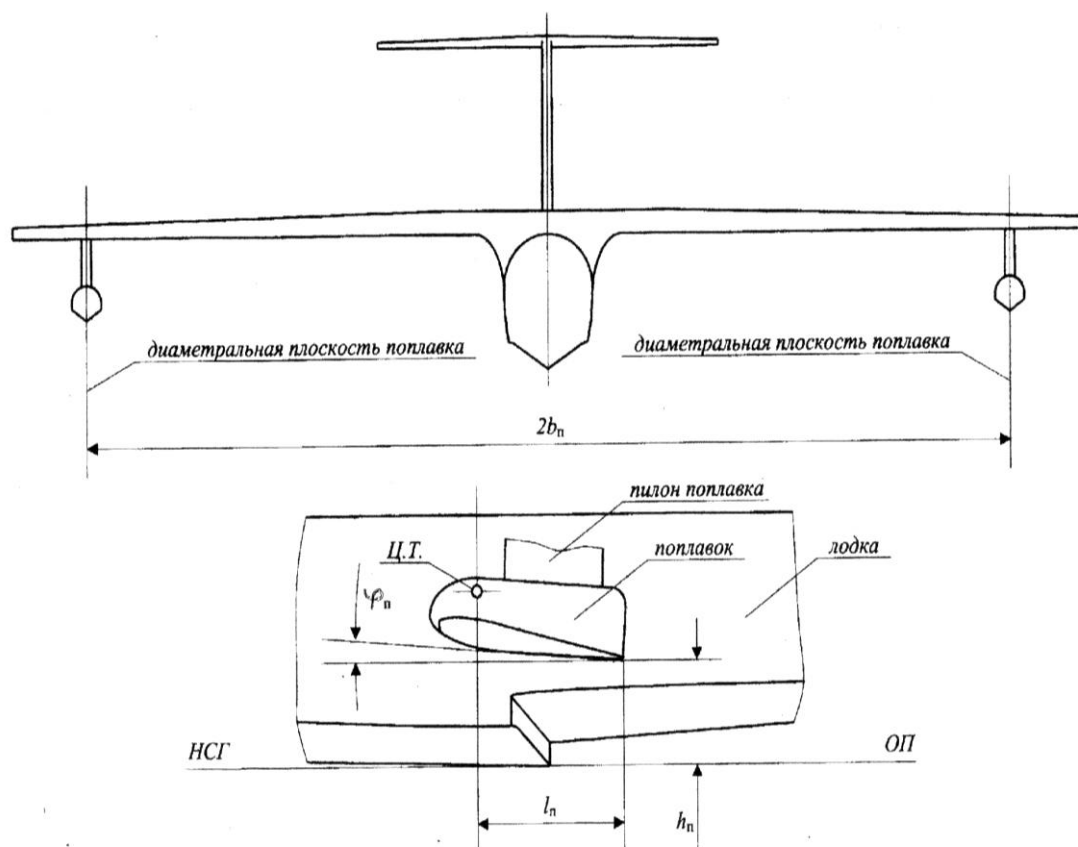
- теоретический чертёж подкрыльного поплавка;
- теоретический чертёж пилона подкрыльного поплавка;
- схему установки подкрыльного поплавка на гидросамолёте (фиг. 26);
- результаты расчёта водоизмещения подкрыльного поплавка и его пилона;
- масштабы Бонжана подкрыльного поплавка и пилона по объёмам.

Расчёты водоизмещения поплавка и его пилона выполняются с использованием тех же методов, приёмов, которые приведены выше.

Результаты расчётов необходимы для построения грузового размера поплавка и пилона при их погружении, параллельно грузовой ватерлинии лодки. При этом поплавок погружается с положением, которое он имеет по чертежу общего вида гидросамолёта. Например, опорный подкрыльный поплавок самолёта - амфибии Бе-200 имеет угол дифферента, относительно грузовой ватерлинии $+2^{\circ}$, а сам гидросамолёт плавает с углом дифферента $\varphi_0 = +2^{\circ} 30'$. Тогда поплавок с пилоном имеют погружение в воду с углом $\varphi = \varphi_0 + \varphi_{уст} = 2^{\circ} 30' + 2^{\circ} = 4^{\circ} 30'$. Поплавок с пилоном разбивается на поперечные сечения, между которыми создаются отсеки. Таких отсеков поплавок может быть до 15 в реальном расчёте. На поплавок наносятся и ватерлинии, которых может быть до 8 - 9. Расчёты удобно выполнить с

помощью таблицы. Объём погруженной части поплавка в воду по каждую ватерлинию ($ВЛ_1$. . . $ВЛ_n$) суммируется и эти значения водоизмещения являются исходными значениями при постройке грузового размера поплавка с пилоном.

Масштабы Бонжана по объёмам поплавка и пилон строятся также как и для лодки, что представлено выше.



Фиг. 26. Установка подкрыльного поплавка.

Определение моментов инерции площадей грузовых ватерлиний и начальных метацентрических высот изолированной лодки.

Расчёт моментов инерции площадей грузовых ватерлиний выполняется для нескольких весов гидросамолёта. Обычно это три веса:

- минимальный, который в подавляющем количестве случаев посадочный;
- средний;

- Максимальный взлётный. Этот вес может разниться у самолётов-амфибий, поскольку взлёт с суши может быть допущен с большим весом, чем взлёт с воды.

Начальная метацентрическая высота изолированной лодки определяется по формуле: $h_o = \rho_o - \alpha$

Где: - α - расстояние между центром тяжести гидросамолёта (ЦТ) и центром величины лодки (ЦВ) по вертикали.

- ρ_o - начальный метацентрический радиус.

Метацентрический радиус вычисляется по формуле (13), приведенной выше:

$$\rho_o = \frac{J_{xo}}{U} \quad \text{где } J_{xo} - \text{момент инерции грузовой ватерлинии}$$

относительно продольной оси лодки;

U - объём лодки, погруженной в воду, по грузовую ватерлинию.

Момент инерции грузовой ватерлинии относительно продольной оси лодки

определяется по формуле: $\frac{2}{3} \int_0^L Z^3 dx = J_{xo},$

Где: - Z - координата грузовой ватерлинии;

- dx - расстояние между сечениями в плоскости ватерлинии.

Ниже в таблице 4 приводится, в качестве примера, расчёт момента инерции грузовой ватерлинии.

Таблица 4.

№ сечения	ΔX , м	Y , м	Z , м	Z_{CP}	Z_{CP}^3	$Z_{CP}^3 \Delta X$
Н	1,33	0,54	-	-	-	-
3	1,66	0,586	-	0,12	0,002	0,003
7	2,3	0,654	0,24	0,465	0,101	0,246
12	2,67	0,761	0,69	0,913	0,761	1,941
17	2,55	0,872	1,135	1,16	1,561	3,903
.....
51	2,375	1,566	1,14	1,007	1,021	2,374
56	2,0	1,668	0,875	0,698	0,34	0,612
60	0,37	1,746	0,520	0,26	0,018	0,028
К		1,815				
Σ						34,549

$$J_{xo} = \frac{2}{3} \Sigma = \frac{34,549 \cdot 2}{3} = 23, 033 \text{ м}^4. \quad \rho_o = \frac{J_{xo}}{U} = 0,768 \text{ м.}$$

По результатам вычислений, представленным в таблице 4 мы имеем значение начального метацентрического радиуса ρ_o . Известно нам и

величина превышения вертикальной координаты центра тяжести гидросамолёта над его центром величины - α .

По формуле $h_o = \rho_o - \alpha$ определяем значение начальной метацентрической высоты изолированной лодки.

В таблице 5 приведен расчет h_o реального гидросамолёта, при трёх различных весах. Как видно из таблицы для всех трёх весов $h_o < 0$ и это говорит о том, что изолированная лодка этого гидросамолёта неустойчива.

Таблица 5 – Расчёт величины h_o .

$G, \text{ кг}$	30000	36000	43000
$J_{xo}, \text{ м}^4$	23,033	26,168	29,917
$\rho_o, \text{ м}$	0,768	0,727	0,672
$Y_T, \text{ м}$	3,084	3,084	3,084
$Y_{цв}, \text{ м}$	0,84	0,92	1,0
$a, \text{ м}$	2,224	2,164	2,084
$h_o, \text{ м}$	- 1.476	- 1,437	- 1,412

Y_T в таблице 5 есть координата центра тяжести (высота Ц.Т. над НСГ лодки).

$Y_{цв}$ в таблице 5 есть координата центра величины лодки (высота центра величины над НСГ).

Определение восстанавливающих моментов гидросамолёта.

Схема сил, действующая на гидросамолёт при его крене, представлена фигурой 25.

Восстанавливающий момент гидросамолёта при его крене можно определить по формуле $M_b = - G h_o \sin \gamma - d_1 b_1 + d_2 b_2 \dots \dots \dots (26)$,

где: - d_1 - водоизмещение погруженной в воду части поплавка, при данном крене гидросамолёта;

d_2 - водоизмещение части противоположного по крылу поплавка, всплывшего из воды при крене;

b_1 - плечо восстанавливающего момента, создаваемого водоизмещением погруженного в воду поплавка.

$$b_1 = R \cos(\gamma_1 + \gamma); \dots \dots \dots (27);$$

b_2 - плечо момента, создаваемого водоизмещением оставшейся в воде части противоположного поплавка, частично всплывшего.

$$b_2 = R \cos(\gamma_1 - \gamma); \dots \dots \dots (28).$$

В формулах 27 и 28 R есть расстояние между Ц.Т. гидросамолёта и Ц.В. подкрыльного поплавка. Угол γ это угол крена гидросамолёта, а угол γ_1 –

угол между линией, соединяющей **Ц.Т.** гидросамолёта с **Ц.В.** поплавка и линией параллельной плоскости **XOZ**, системы координат.

$$R = \frac{b}{\cos \gamma} \dots \dots \dots (29).$$

h₀ - метацентрическая высота изолированной лодки (без поплавков).

Для расчётов необходимо знать величину угла **γ₁**. Этот угол находится

расчётом по формуле **tg γ₁ = $\frac{Y_T - m}{b}$** откуда угол

$$\gamma_1 = \arctg \frac{Y_T - m}{b} \dots \dots \dots (30).$$

Значения **m**, **Y_T** и **b** удобнее получить с теоретического чертежа поплавка, где указываются все параметры его установки под крылом и относительного положения к лодке гидросамолёта (фиг. 25).

На этой фиг. 25 значения осадки поплавка **H₁** и **H₂** определяются по формулам:

$$H_1 = H_0 + b \operatorname{tg} \gamma; \quad H_2 = H_0 - b \operatorname{tg} \gamma \dots \dots \dots (31).$$

В этих формулах (31)

H₁ - осадка погружающегося в воду поплавка;

H₂ - осадка всплывающего поплавка;

H₀ - осадка поплавка в положении равновесия,

вычисляемое для каждого значения веса по данным гидростатического расчёта.

При выполнении расчётов берётся несколько наклонных ватерлиний через **2-3⁰**. При этом обязательно контролируется выполнение равенства, когда сумма водоизмещения погруженной лодки и поплавков, при каждом крене, равны весу гидросамолёта т.е. **D_c = D_л + d₁ + d₂**.

Мы рассмотрели представленные формулы для расчёта восстанавливающих моментов при крене гидросамолёта, имеющего подкрыльные поплавки опорного типа, симметрично погруженные в воду при его равновесном положении. Например, у самолёта-амфибии Бе - 200ЧС подкрыльные поплавки не соприкасаются с водой при его равновесном положении на воде. Такие поплавки называются опорными, поскольку начинают своё взаимодействие с водой лишь при крене гидросамолёта. При возникшем крене один из его поплавков погружается в воду, в то время как противоположный ещё выше поднимается над водной поверхностью. В этом случае расчёт восстанавливающего момента при крене гидросамолёта выполняется по формуле: **M_в = - G h₀ sin γ + d₂b₂**(32).

По n значений угла крена мы получим n значений восстанавливающего момента, по которым строится диаграмма поперечной остойчивости гидросамолёта.

Далее представлены таблицы 6 и 7 для расчёта восстанавливающего момента гидросамолёта при его поперечном крене.

Для выполнения расчётов, по алгоритму предложенному в таблице 7, необходимо определить осадку поплавка H_0 в положении его равновесия. Вычисляется осадка поплавка для всех весов гидросамолёта, по данным гидростатического расчёта. Расчёт параметров поплавка, необходимых для расчётов его восстанавливающих моментов, приводится в таблице 6. Исходные данные, указанные в таблице, взяты из теоретического чертежа установки поплавка на гидросамолёт, в котором показано положение НСГ.

Таблица 6. $H_n = 2000\text{мм}$; $L = 29/18\text{м}$;

G кг	30000	36000	43000
H_n м	0,605	0,7	0,815
H_k м	1,880	1,96	2,09
$\text{tg}\varphi = \frac{H_k - H_n}{L}$	0,0487	0,0432	0,0437
$Y_0 = X_n \text{tg}\varphi$, мм	858	849	858
$Y_{гвл} = H_n + Y_0$, мм	1463	2549	1673
$H_0 = Y_{гвл} - H_n$, мм	- 537	- 451	- 327

Параметры таблицы 6:

- H_n - расстояние от нижней точки днища поплавка до НСГ гидросамолёта;
- L - расстояние от носа лодки до её кормы;
- H_n - расстояние от носа поплавка до НСГ;
- H_k - расстояние от кормы поплавка до НСГ;
- X_n - расстояние от носа лодки до нижней килевой точки поплавка;
- Y_0 - расстояние от носа поплавка до НСГ, при положении гидросамолёта на воде с начальным углом дифферента φ_0 .

Таблица 7.

γ , град	0	1	2	3	4	5	6	8
G, кг	30000	30000	30000	29990	29800	29345	28920	28600
$\sin \gamma$	0	0,018	0,035	0,052	0,07	0,087	0,105	0,139
$G h_0 \sin \gamma$	0	-775	-1545	- 2315	- 3070	- 3777	- 4461	- 5876
$\text{tg}\varphi$	0	0,018	0,035	0,053	0,07	0,088	0,105	0,14
$b \text{tg}\varphi$	-	0,224	0,447	0,671	0,895	1,12	1,345	1,798

$H_1=H_0+btg\varphi$	-0,537	- 0,313	- 0,09	0,134	0,358	0,583	0,808	1,261
$d_1, л (кг)$	-	-	-	10	200	655	1080	1400
$\cos \gamma$	1	0,999	-0,999	0,998	0,997	0,996	0,995	0,990
$(\gamma_1 + \gamma)$	$3^0 09'$	$4^0 09'$	$5^0 09'$	$6^0 09'$	$7^0 09'$	$8^0 09'$	$9^0 09'$	$11^0 09'$
$\cos(\gamma_1 + \gamma)$	0,998	0,997	0,996	0,994	0,992	0,989	0,987	0,981
b_1	12,781	12,769	12,756	12,744	12,731	12,719	12,707	12,681
$d_1 b_1$	-	-	-	127	2546	8331	13724	17753
$M_{восст.}, кгм$	0	-775	-1545	- 2188	- 524	4554	9263	11877

В реальном расчёте восстанавливающего момента при крене гидросамолёта углы крена рассматриваются до $15-16^0$. Максимально допустимым креном считается крен, когда крыло гидросамолёта начинает касаться воды. В таблице 7 нет смысла показывать расчёты восстанавливающего момента с углами крена больше, чем указаны в таблице, поскольку порядок расчета $M_{в.}$ уже ясен. Вид восстанавливающего момента в координатах $M_{в.} = Df(\gamma)$ показан на фигуре 28.

Определение кренящего момента.

Реальный крен при нахождении гидросамолёта на воде в режиме плавания возникает из-за действия на него бокового ветра. Как упоминалось выше, обычно ветер действует на боковую поверхность гидросамолёта под определённым углом. Чисто боковой ветер бывает редко. При действии бокового ветра под углом к боковой поверхности гидросамолёта возникает изменение его угла дифферента, с одновременным возникновением крена. Но диаграмму остойчивости гидросамолёта мы разделяем на продольную и поперечную, рассматривая их независимо друг от друга. Для определения возмущающего момента, действующего на гидросамолёт, необходимо знать силу бокового ветра в плоскости координат **YOZ**.

Кренящий момент от ветра, действующий относительно оси **OX**, определяется по формуле $M_{х крен.} = m_x \cdot \zeta u^2 \cdot S \cdot L/2$ где:

- ζ - массовая плотность воздуха ($кг\ сек^2/м^4$);
- u - скорость ветра ($м/сек$);
- S - площадь крыла гидросамолёта ($м^2$);
- L - размах крыла ($м$);
- m_x - безразмерный коэффициент лобового сопротивления, определяется по формуле $m_x = 0.1 + 0.4(\gamma + \alpha - \theta)$ где:
- α - угол склона волны (радиан). Подветренный склон волны – $11^0 18'$;

- γ - угол крена (радиан);
- θ - угол поперечного V крыла (радиан).

Боковой ветер в расчётах обычно принимается равным 6, 8, 10 и 12 м/сек, а угол крена 0 и 10 градусов. Кренящий момент суммируется с моментом лодки, имеющей тоже направление, что и кренящий. Результаты расчётов кренящего момента $M_{кр.}$, для принятых в расчёте скоростей ветра приведены в таблице 8.

Таблица 8.

γ^0	и м/с	6	8	10	12
0 ⁰		1504кгм	2674кгм	4179кгм	6017кгм
10 ⁰		2092кгм	3817кгм	5810кгм	8366кгм

По данным таблицы 8 строятся кривые кренящих моментов гидросамолёта, нанесением их на диаграмму поперечной остойчивости (фиг. 27).

Значение статических углов крена гидросамолёта для принятых в расчёте скоростей ветра и полётных весов гидросамолёта, с использованием диаграммы поперечной остойчивости, обычно сводятся в дополнительную таблицу.

Поперечная динамическая остойчивость гидросамолёта.

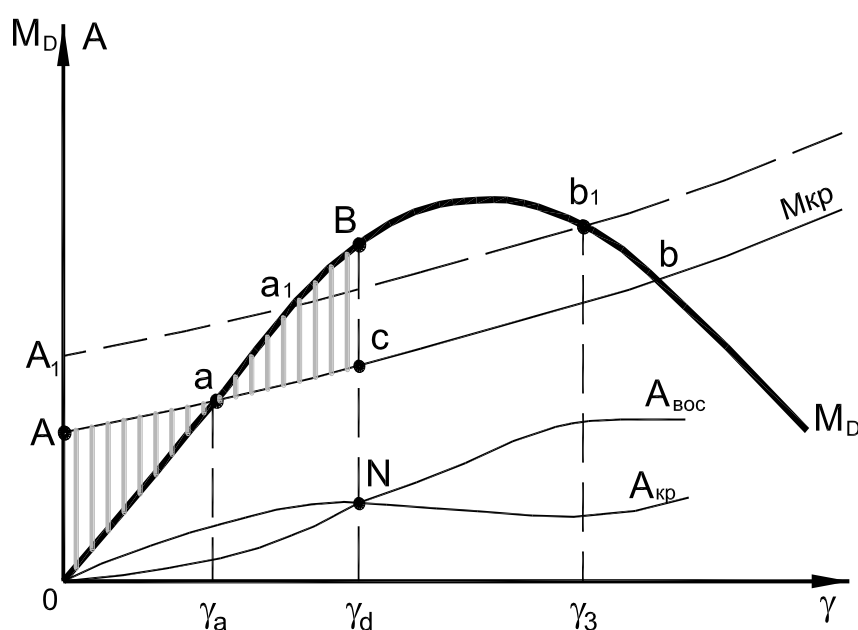
В реальных условиях, находясь на воде в режиме плавания, гидросамолёт имеет крен в ту или иную сторону из-за действия на него постоянного бокового ветра. При этом постоянный боковой ветер часто имеет внезапное усиление (порыв). Этот порыв ветра создаёт дополнительный кренящий момент. Такой порыв ветра часто прекращается и также мгновенно.

Однако за время его действия гидросамолёт приобретает большую угловую скорость и уходит на больший угол крена. Достигает гидросамолёт этот угол крена за счёт своей угловой кинетической энергии. При этом возникает избыток работы кренящего момента, который должен поглотиться избытком восстанавливающего момента.

Случай динамического действия внешнего момента, когда момент приложен внезапно, представляет интерес в вопросах эксплуатации гидросамолётов. Рассмотрим диаграмму, представленную на фиг. 27.

Допустим, что на гидросамолёт, находящийся в прямом положении равновесия на воде, действует внезапно приложенный внешний момент $M_{кр.}$. На малых углах крена до точки **а**, кренящий момент будет превышать восстанавливающий, и гидросамолёт начинает крениться, как указано выше, с угловой скоростью. Гидросамолёт наклонится до точки **а**, где моменты

станут равны. Эта точка соответствует углу крена γ_a , статического равновесия гидросамолёта в наклонном положении. Но в точке а гидросамолёт имеет определённую угловую скорость (инерцию вращения) и будет продолжать крениться до угла γ_d , при котором избыток работы кренящего момента $M_{кр}$ не поглотится избытком работы восстанавливающего момента M_d . При крене с углом γ_d угловая скорость гидросамолёта станет равной нулю. Однако сумма моментов $M_{кр} + M_d$ не будет равна нулю т.к. в этой точке восстанавливающий момент больше кренящего. Под действием восстанавливающего момента гидросамолёт начнет крениться в обратную сторону и по инерции перейдёт угол равновесия γ_a . В итоге гидросамолёт станет совершать колебательное движение около своего положения равновесия, определяемым углом равновесия γ_a . Такое колебательное движение гидросамолёта называется **бортовой качкой**.



Фиг. 27. Определение динамического угла крена гидросамолёта.

Эта качка постепенно прекратится, поскольку ей препятствовать будут силы гидродинамического сопротивления корпуса лодки и поплавков, а также демпфирующие свойства крыла и оперения гидросамолёта, при его колебаниях.

Значения угла γ_d можно найти по работам восстанавливающего и кренящего моментов $A_{вос}$ и $A_{кр}$.

Работа восстанавливающего и кренящего моментов определяется по формуле: $A_D = \int_0^{\gamma} f(\gamma) d\gamma$(33).

Эта работа выражается площадью, ограниченной диаграммой остойчивости, осью абсцисс и ординатами, соответствующими абсциссам 0 и γ .

Для нахождения угла γ_d нам необходимо приравнять положительные и отрицательные избыточные работы, т.е. приравнять площади треугольников aBC и aOA ($aBC - aOA = 0$).

Правомерно считать, что работа восстанавливающего момента A_d , выражаемая площадью $OaBC\gamma_d$, должна быть равна работе кренящего момента $OaA\gamma_d$, т.е. $A_d = A_{кр}$.

Интегральные кривые этих работ размещаются на диаграмме поперечной остойчивости гидросамолёта, и точка их пересечения соответствует динамическому углу крена γ_d (точка N).

Расчёты и практика показала, что при малых углах крена (до 6°) динамический угол крена вдвое больше статического угла - $\gamma_d = 2\gamma_a$.

В других случаях $\gamma_d > 2\gamma_a$.

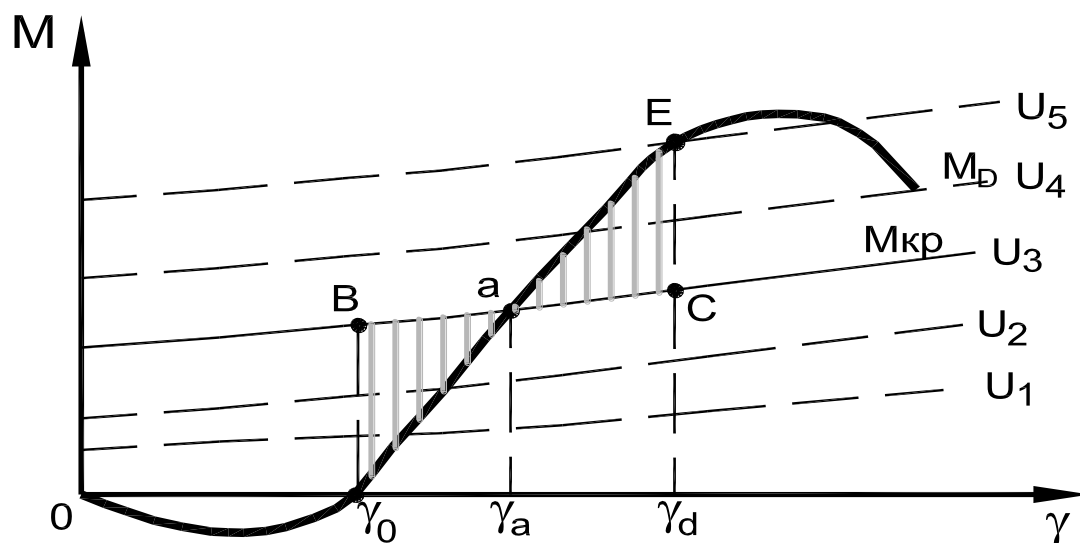
Площадь диаграммы aBC выражает собой запас динамической остойчивости. Этот запас обычно берут в процентах от площади треугольника OaA , избытка кренящего момента на участке углов крена $0 \div \gamma_a$. За предельное положение кривой $M_{кр}$ принимается положение кривой A_1b_1 (пунктирная кривая фиг. 27) когда работы восстанавливающего и кренящего моментов становятся равными и запас составляет **100%**. В этом случае динамический угол крена достигает свое наибольшее значение.

Однако это значение не может быть больше угла γ_z , при котором у гидросамолёта начинает погружаться в воду конец крыла.

Наилучшие запасы динамической остойчивости имеют двухлодочные гидросамолёты. У гидросамолётов с несущей лодкой и опорными подкрыльными поплавками эти запасы ощутимо меньше.

Когда начальный угол крена γ_0 не равен нулю (гидросамолёт с опорными подкрыльными поплавками) динамический угол крена определяется из условия равенства площадей γ_0Ba и aEC (см. фиг. 28).

Вариантов приложения внешних кренящих моментов может быть несколько. Например, на уровне постоянного кренящего момента возникает внезапно дополнительный кренящий момент. Этот случай здесь не рассматривается, поскольку его рассмотрение, является повторением изложенных понятий о динамической поперечной остойчивости гидросамолёта, с некоторыми уточнениями из-за конструктивных особенностей его водоизмещающих объёмов.



Фиг. 28. Вид диаграммы поперечной остойчивости гидросамолёта с опорными подкрыльными поплавками.

В заключении этого параграфа приводится расчёт работы восстанавливающих и кренящих моментов гидросамолёта Бе-200ЧС, сведенный в таблицу 9 и 10.

Таблица 9 – восстанавливающие моменты.

γ^0 Гкг	30 000			36 000			43 000		
	$M_{ср}$	$\Delta A_{восст}$	$A_{восст}$	$M_{ср}$	$\Delta A_{восст}$	$A_{восст}$	$M_{ср}$	$\Delta A_{восст}$	$A_{восст}$
0	- 400	- 7	0	- 450	- 8	0	- 550	- 10	0
1	- 1200	- 21	- 7	- 1350	- 24	- 8	- 1650	- 29	- 10
2	- 2000	- 35	- 28	- 2100	- 37	- 32	- 1700	- 30	- 39
3	- 1700	- 30	- 63	- 1800	- 31	- 69	1050	18	- 69
4	1500	26	- 93	1700	30	- 100	6400	112	- 51
.....
14	9300	162	1658	7450	130	1527	5200	91	1494
15			1820			1657			1585

Таблица 10 – кренящие моменты от силы бокового ветра.

и $\frac{m}{c}$ γ^0	6			8			10			12		
	M_{cp}	$\Delta A_{кр}$	$A_{кр}$	M_{cp}	$\Delta A_{кр}$	$A_{кр}$	M_{cp}	$\Delta A_{кр}$	$A_{кр}$	M_{cp}	$\Delta A_{кр}$	$A_{кр}$
0	1560	54	0	2780	97	0	4350	152	0	6270	219	0
2	1700	59	54	3000	105	97	4680	163	152	6730	235	219
4	1800	63	113	3200	112	202	5000	175	315	7180	251	454
6	1900	66	176	3400	119	314	5310	185	490	7670	268	705
8	2030	71	242	3600	126	433	5650	197	675	8130	284	973
10	2150	75	313	3820	133	559	5970	208	872	8600	300	1257
12	2250	79	388	4100	143	692	6250	218	1080	9050	316	1557
14	2350	82	467	4350	152	835	6600	230	1298	9550	333	1873
			549			987			1528			2206

Значения восстанавливающих и кренящих моментов, полученных расчётами, наносятся на диаграмму поперечной остойчивости гидросамолёта, где определяются его статические и динамические углы крена.

§ 6.3 Продольная остойчивость гидросамолёта.

Выше упоминалось, что остойчивость гидросамолёта, находящегося в режиме плавания, условно разделена на продольную и поперечную. Рассматриваются они как независимые друг от друга. Приведены были и технические аргументы, объясняющие правомочность принятия такого решения.

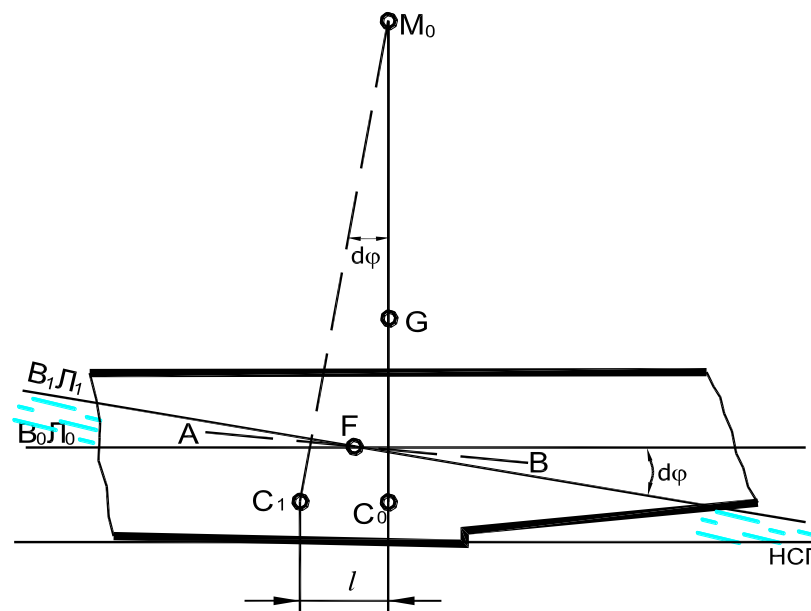
С физической точки зрения, продольная остойчивость гидросамолёта подобна его поперечной остойчивости. При рассмотрении продольной остойчивости также рассматриваются смещения центра величины лодки **С** вдоль оси гидросамолёта **ОХ**, определяются его координаты, определяется плечо продольной остойчивости, строится диаграмма продольной остойчивости лодки.

Определение элементов продольной остойчивости гидросамолёта производится тем же самым методом, который был дан в § (6.2).

Положим, что ватерлиния **В₀Л₀** является начальной (фиг. 29).

Сообщим лодке бесконечно малый угол дифферента **dφ**, наклонением её в нос. Действующая ватерлиния при этом займёт некоторое положение **В₁Л₁**.

Продольное наклонение лодки гидросамолёта вызовет перемещение центра тяжести клинового объёма воды из точки **A** в точку **B** и, следовательно, перемещение центра величины лодки из его начального положения **C₀** в **C₁**. Примем, что наклонение лодки не вызывает существенного изменения водоизмещения и оно будет постоянным при столь малом наклонении. Тогда объём вышедшего из воды кормового клина **dU_к** должен быть равен объёму погруженного носового клина **dU_н**: **dU_н = dU_к**. При этом ватерлиния **B₁Л₁**, на основании теоремы Эйлера, должна пересекать начальную ватерлинию **B₀Л₀** так, чтобы линия пересечения проходила через центр тяжести (**F**) площади начальной ватерлинии.



Фиг. 29. Продольная остойчивость гидросамолёта.

Произведение **C₀C₁ · U₀** является моментом перемещения объёма лодки **dM_л**, а моменты перемещения объёмов носовой и кормовой частей обозначим **dM_н** и **dM_к**. Тогда, согласно теореме о моменте перемещения,

$$dM_{л} = dM_{н} + dM_{к} \dots \dots \dots (34).$$

Но, согласно аналогии с поперечным наклонением гидросамолёта,

$$dM_{н} = J_{н} \cdot d\varphi,$$

$$\text{и} \quad dM_{к} = J_{к} \cdot d\varphi$$

где J_H и J_K есть моменты инерции площадей носовой и кормовой частей начальной ватерлинии B_0L_0 относительно главной поперечной оси лодки.

Формулу (34) можно представить иначе:

$$C_0 C_1 \cdot V_0 = (J_H + J_K) d\varphi \dots \dots \dots (35).$$

Но $C_0 C_1 = M_0 C_0 d\varphi = R_0 d\varphi$ и $J_H + J_K = J_{z0}$

где M_0 – начальный продольный метацентр лодки;

J_{z0} – главный момент инерции площади ватерлинии относительно поперечной оси гидросамолёта OZ .

Принимая это во внимание, получим $R_0 V_0 d\varphi = J_{z0} d\varphi$, откуда продольный метацентрический радиус

$$R_0 = \frac{J_{z0}}{U_0} \dots \dots \dots (36).$$

Таким образом, продольный метацентрический радиус лодки гидросамолёта равен отношению главного момента инерции площади грузовой ватерлинии относительно поперечной оси к объёму погруженной в воду части лодки.

Продольный метацентрический радиус R_0 может быть вычислен для любой грузовой ватерлинии.

В случаях, когда возникает необходимость определения момента инерции площади ватерлинии, относительно произвольно выбранной поперечной оси Z , определить его можно по формуле:

$$J_z = J_{z0} + \ell^2 S$$

Где ℓ - расстояние от оси Z до центра тяжести площади грузовой ватерлинии;

S - площадь этой ватерлинии.

$$J_z = 2 \int_0^L x^2 dx \dots \dots \dots (37).$$

Для вычисления J_z может быть применена также формула трапеций:

$$J_z = 2 \Delta x \left(\frac{1}{2} X_0^2 Z_0 + X_1^2 Z_1 + X_2^2 Z_2 + \dots + X_{n-1}^2 Z_{n-1} + \frac{1}{2} X_n^2 Z_n \right) \dots (38).$$

Если: $X_1 = \Delta x$, $X_2 = 2\Delta x$, $X_3 = 4\Delta x$, ... $X_n = (n-1)^2 \Delta x$ то формулу (38) можно представить в следующем виде:

$$J_z = 2 \Delta x^3 (1^2 Z_1 + 2^2 Z_2 + \dots + (n-1)^2 Z_{n-1}) = 2 (\Delta x)^3 \sum_3$$

Расстояние ℓ , как абсцисса центра тяжести площади, будет равна

$$\ell = \frac{M_z}{S} = \frac{2 \int_0^L xz dx}{2 \int_0^L z dx} = \Delta x \frac{\Sigma_2}{\Sigma_1}.$$

Тогда переносной момент инерции $\ell^2 S$ будет иметь вид:

$$\ell^2 S = 2 \Delta x^3 \frac{\Sigma_2^2}{\Sigma_1} \dots \dots \dots (39).$$

Для двухпоплавковых гидросамолётов метацентрический радиус

$$R_0 = \frac{2J_{z0}}{U_0},$$

где U_0 есть объём погруженных в воду двух поплавков.

Метацентрический радиус лодок гидросамолётов с опорными или водоизмещающими поплавками обычно вычисляется без учета моментов инерции площадей ватерлиний этих поплавков.

В расчётах продольная метацентрическая высота вычисляется по формуле:

$$H_{оп} = R_0 - a.$$

Она представляет собой превышение продольного метacentра M_0 над центром тяжести гидросамолёта.

По аналогии с поперечной остойчивостью при $H_{оп} > 0$ гидросамолёт остойчив в продольном направлении. У современных гидросамолетов это условие всегда выполняется.

Для примера приводится расчёт величин J_{z0} и R_0 , при известном весе гидросамолёта G , превышении центра тяжести гидросамолета над его центром величины a . Расчёт сведен в таблицу 11.

Таблица 11.

Номер ординаты n	Ордината Z м	nz	n ²	n ² z	
0	0	0	0	0	Δx=2,5 м
1	0,7	0,7	1	0,7	
2	1,65	3,30	4	6,60	
3	1,75	5,25	9	15,75	
4	1,85	7,40	16	29,60	
.....	
14	0	0	0	0	
	$\sum_1 = 21,3$	$\sum_2 = 146,8$		$\sum_0 = 1244$	

$$J_{z0} = 2 \Delta x^3 \left(\sum_0 - \frac{\sum_2^2}{\sum_1} \right) = 2 \cdot 2,5^3 \left(1244 - \frac{21600}{21,3} \right) = 7180 \text{ м}^4.$$

$$R_0 = \frac{J_{z0}}{U_0} = \frac{7180}{135} = 53 \text{ м.} \quad H_0 = R_0 - a = 53 - 3,5 = 49,5 \text{ м} > 0.$$

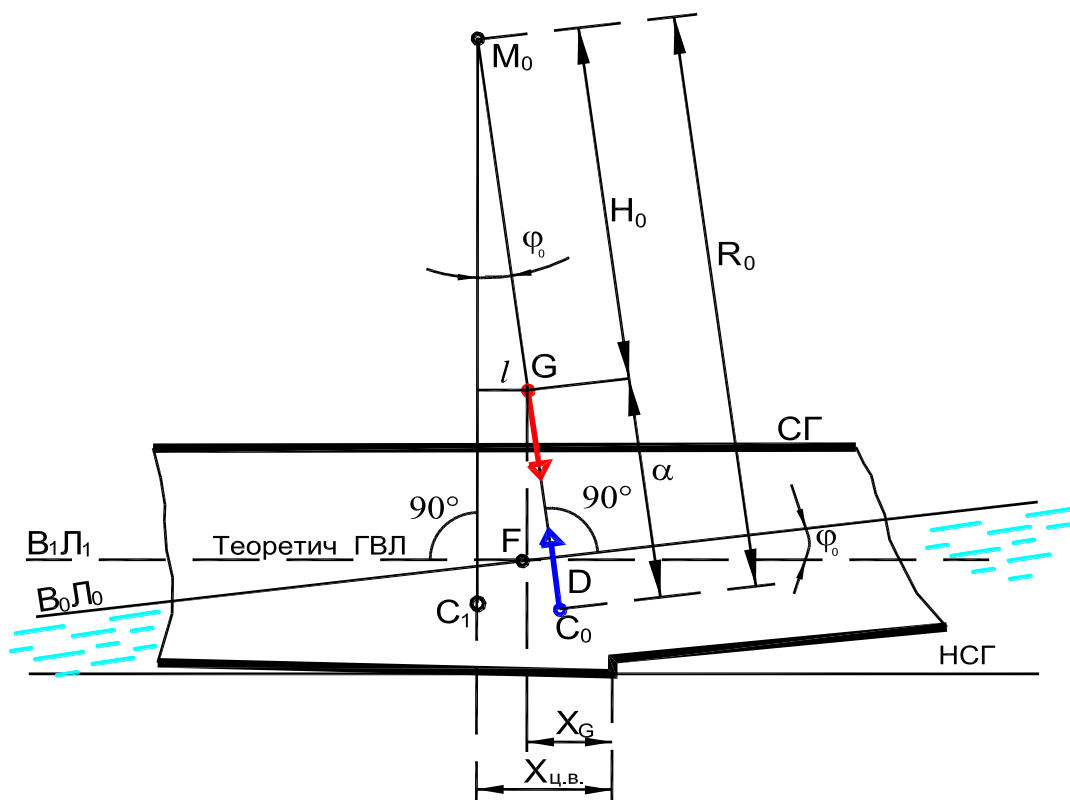
Определение угла начального дифферента лодки φ_0 .

Угол, который составляет строительная горизонталь гидросамолёта (СГ или НСГ) с поверхностью воды, когда он находится в состоянии равновесия, называется начальным углом дифферента φ_0 .

При построении грузового размера гидросамолёта определение объёмов лодки, погруженных в воду по каждую ватерлинию, выполнялось с условием вертикального погружения лодки в воду (посадка на ровный киль). Теоретическая грузовая ватерлиния, определяемая по кривой грузового размера, показывает объём лодки погруженный в воду, равный весу гидросамолёта **G**. Этим подчеркивается лишь соответствие силы веса **G** и сил гидростатического поддержания **D**.

Реально, при посадке лодки гидросамолёта на ровный киль ($\varphi_0 = 0$), абсцисса центра величины $X_{цв}$ не может находиться на одной вертикали с центром тяжести. Поэтому в его диаметральной плоскости эти две силы образуют пару, момент которой стремится привести лодку в положение равновесия, с определенным углом φ , называемым **углом начального дифферента лодки φ_0** . При этом угле силы веса и силы гидростатического поддержания уже находятся на одной вертикали диаметральной плоскости гидросамолёта. У большинства существующих гидросамолётов угол начального угла дифферента находится в диапазоне $1,5 \div 3^\circ$. В основном эти углы равны $2 \div 2,5^\circ$.

Рассмотрим схему лодки гидросамолёта находящейся в режиме плавания, приведенную на фиг. 30.



Фиг. 30. Продольное наклонение лодки гидросамолёта.

Примем, что ватерлиния B_0L_0 соответствует начальному положению равновесия лодки на воде, а угол φ_0 - начальный угол дифферента, который неизвестен. Если это допущение принято, то при этом угле φ_0 сила гидростатического поддержания D и сила веса G лежат на одной вертикали M_0C_0 .

Поскольку лодка в режиме равновесия внешний момент, прилагаемый к ней, должен быть уравновешен восстанавливающим моментом гидростатической поддерживающей силы.

Восстанавливающий момент равен произведению силы гидростатического поддержания D и восстанавливающему плечу ℓ : $D\ell = M_D$.

Но плечо $\ell = X_C - X_G$ где X_C - абсцисса центра величины лодки, а

X_G - абсцисса центра тяжести гидросамолёта.

Тогда восстанавливающий момент гидростатических сил поддержания

$$M_D = D(X_C - X_G) \dots \dots \dots (40).$$

$$\text{Но с другой стороны } M_D = D(R_0 - a)\sin\varphi = DH_0 \sin\varphi \dots \dots \dots (41).$$

Приравняв между собой значения восстанавливающего момента M_D

$$\text{получим, что } \sin\varphi = \frac{X_C - X_G}{H_0} \text{ и } \varphi = \arcsin \frac{X_C - X_G}{H_0} \dots \dots \dots (42).$$

Эту формулу, для определения угла дифферента φ можно получить используя значение плеча ℓ : $\ell = H_0 \sin \varphi$ и $\sin \varphi = \frac{\ell}{H_0} \dots \dots \dots (43)$.

При вычисленном значении начального угла дифферента лодки φ_0 легко определить положение начальной грузовой ватерлинии $B_0 L_0$.

Для этого проводится через центр тяжести площади теоретической ватерлинии $B_1 L_1$ (точка **F**, фиг. 30) прямая линия под углом φ_0 .

На теоретическом чертеже лодки эту линию проводят до пересечения её с вертикальной линией **ПДО** (носовой перпендикуляр лодки) и в корме – до пересечения с кормовым перпендикуляром. При этом значения превышений точек пересечения этой ватерлинии с носовым и кормовым перпендикулярами, над **НСГ** лодки, заносятся в таблицу расчётов моментов, необходимых для построения диаграммы продольной остойчивости.

Эти превышения обозначаются как H_k и H_n и определяются для всех углов наклона и грузовых ватерлиний.

Построение диаграммы продольной остойчивости лодки.

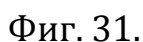
В § 6 были представлены вычисления абсциссы и ординаты центра величины лодки при изменениях её дифферента φ в пределах $\pm 3^\circ$.

В таблице 2 был представлен такой расчёт. За начало координат по оси **ОХ** был принят нос лодки. В некоторых случаях за базовую точку принимают нижнюю точку первого редана лодки. Но это лишь разные базы отсчёта дистанций абсцисс центра величины лодки и центра тяжести гидросамолёта. Гидростатический восстанавливающий момент лодки всегда равен:

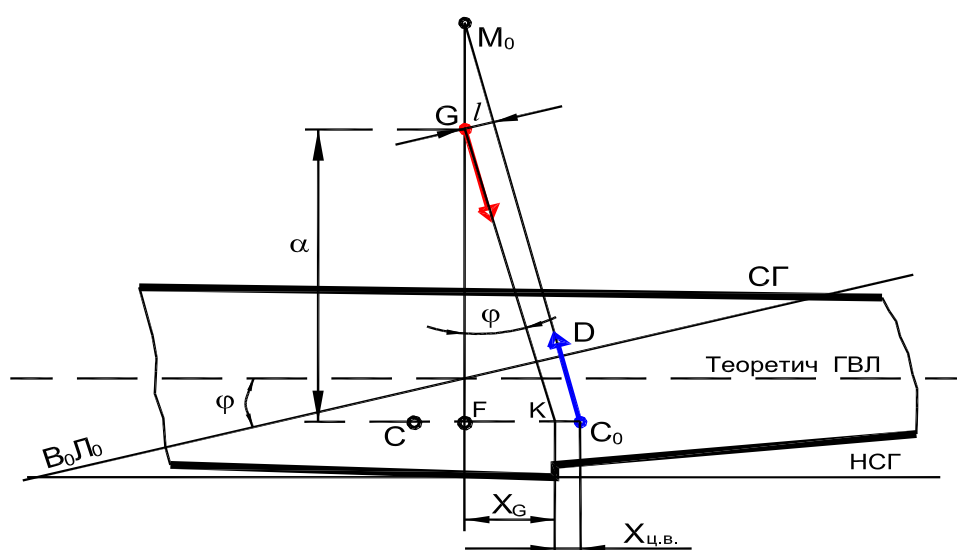
$$M_D = D \cdot \ell$$

где: $D = G$; ℓ - плечо продольной остойчивости лодки.

Рассмотрим фиг. 31 и 32. На фиг. 31 представлена схема с погружением в воду носовой части лодки, а на фиг. 32 – схема погружения кормовой части лодки.


$$\mathbf{e} = \mathbf{x}_{UB} - \mathbf{x}_G - \mathbf{a} \cdot \operatorname{tg} \varphi \dots \dots \dots (44)$$

На фиг. 32 абсцисса центра величины лодки уходит к корме лодки. В этом случае $X_{ЦВ} = \frac{\ell}{\cos \varphi} + a \cdot \operatorname{tg} \varphi - X_G$ и $\ell = x_{ЦВ} + x_G - a \cdot \operatorname{tg} \varphi$ (45).



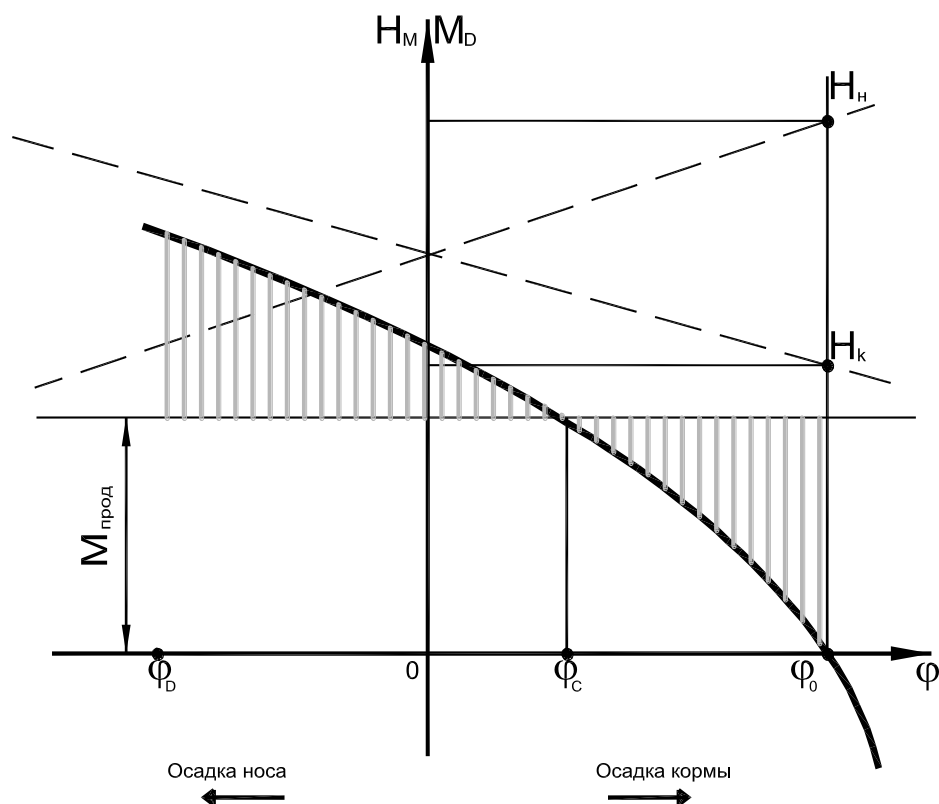
Фиг. 32.

Расчёт восстанавливающих моментов гидросамолёта приведен в таблице 12. В ней приведены данные самолёта – амфибии Бе-200ЧС, с базой отсчёта абсцисс $X_{ц.в.}$ и X_G от носа лодки.

Таблица 12. $X_{ц.г} = 15,32$ м.

G, кг	$Y_{ц.в.}$, м	a, м	φ^0	$a \operatorname{tg} \varphi$	$X_{ц.в.}$, м	ℓ ,	M, кгм
31000	0.806	2.278	- 3	0,119	9,053	6,16	190960
			0	0	11,957	3,375	104625
			+ 3	0,119	16,283	- 0,832	- 25782
36000	0.889	2.195	- 3	0,115	9,252	5,965	214740
			0	0	12,154	3,178	114408
			+ 3	0,115	16,36	- 0,913	- 32868
43000	0.963	2.121	- 3	0,111	9,371	5,85	251550
			0	0	12,249	3,083	132569
			+ 3	0,111	16,23	- 0,787	- 33841

На фиг. 33 представлен типичный вид диаграммы продольной остойчивости гидросамолёта.



Фиг. 33. Диаграмма продольной остойчивости гидросамолёта.

На диаграмме фигуре 33 пунктирными линиями нанесены изменения высот носовых и кормовых окончаний лодки от НСГ (Носовые и кормовые перпендикуляры к НСГ лодки).

Точка пересечения кривой восстанавливающего момента $M_{вос}$ с осью абсцисс определяет начальный угол дифферента гидросамолёта φ_0 .

Статическим углом крена является угол $\varphi_с$, поскольку эта точка является точкой равновесия внешнего продольного момента и восстанавливающего моментов. Внешний продольный момент внешних сил $M_{прод}$, действующий в диаметральной плоскости гидросамолёта (относительно оси OZ) может быть принят постоянным, тем более, если он возник от действия тяги двигателей. Динамический угол продольного наклона лодки, по аналогии с поперечной остойчивостью, есть угол φ_D . Его можно принять также равным $2\varphi_с$.

§ 6.4 Непотопляемость гидросамолёта.

Для обеспечения безопасности гидросамолёта при нахождении его на воде, в гидростатике гидросамолёта обязательно рассматриваются вопросы обеспечения его непотопляемости.

Способность гидросамолёта сохранять в достаточной мере плавучесть и остойчивость при затоплении отсеков лодки или поплавков называется непотопляемостью гидросамолёта.

Методы решения этих вопросов сходны с методами кораблестроения. Корпус лодки гидросамолёта разбивается на водонепроницаемые отсеки, с учетом не только обеспечения требований непотопляемости, но с учётом технологических особенностей, перечня применяемого оборудования и требований к нему, удобств в эксплуатации и жизнедеятельности экипажа. Эти работы выполняются на стадии эскизного проектирования в ОКБ, с учётом опыта предыдущих разработок и результатов эксплуатации реальных гидросамолётов. Но поскольку идеальных компоновок не бывает, в дальнейшем эта компоновка гидросамолёта может претерпевать некоторые изменения, но не перемещения отсеков лодки.

В некоторых случаях находит применение двойное дно, как в лодке, так и в крыле, если этого требуется для обеспечения запаса плавучести. Накопленный опыт эксплуатации судов на морских акваториях говорит о том, что если происходит затопление отсеков, то судно должно сначала терять плавучесть, а лишь после остойчивость. Такие требования выработались в связи с тем, что если судно с момента затопления отсеков сразу начнёт терять остойчивость, то оно быстро перевернётся и тогда в его плавучести уже нет необходимости. Вполне понятно и то, что любое затопление объёмов в корпусе судна или в лодке гидросамолёта приводит к ухудшению характеристик его непотопляемости и остойчивости. Вышеизложенные требования в гидроавиации целесообразно выдвигать к гидросамолётам большого взлётного веса. Гидросамолёты малого веса в отношении к непотопляемости значительно хуже тяжёлых гидросамолётов. У них маленькие расстояния между переборками, труднее размещается оборудование и лётный экипаж, вооружение, поскольку размеры и вес оборудования (как и экипаж) не могут быть уменьшены в соответствии с уменьшением размеров гидросамолёта.

Расчёт непотопляемости гидросамолёта заключается в определении новой осадки, углов крена и дифферента, а также проверке его остойчивости при затоплении отсеков, путём построения новых диаграмм остойчивости.

Согласно тактико – техническим требованиям (ОТТ ВВС, АП-25, FAR-25) предъявляемым к гидросамолётам, в расчётах рассматриваются случаи одновременного затопления любых двух смежных отсеков лодки (поплавка).

Расчёты непотопляемости гидросамолётов базируются на методах теории корабля, разработанными в основном отечественными учёными.

Первая работа о непотопляемости судов появилась в русском флоте, и принадлежит известному флотоводцу вице-адмиралу С.О. Макарову – 1870 год. Расчёт числа и места расположения водонепроницаемых переборок предложил в 1901 году профессор И.Г. Бубнов. В 1902 году академик

А.Н. Крылов предложил таблицы непотопляемости. Они показывали влияние затопления отсеков корпуса судна на крен, дифферент и остойчивость и позволяли в условиях эксплуатации оперативно решать задачу его спрямления. Предложенные А.Н. Крыловым таблицы непотопляемости судов стали широко известны в мире.

Вопросами непотопляемости гидросамолётов занимались от **ЦАГИ**

А. Н. Владимиров и от ЛИИГВФ К.П. Харитонов.

В 1939 и 1940 году А.Н. Владимиров опубликовал способ рационального размещения поперечных водонепроницаемых переборок в лодке и поплавках гидросамолёта.

В расчётах непотопляемости гидросамолётов пользуются одним из двух способов:

- Способ приёма грузов;
- Способ постоянного водоизмещения.

В первом способе вода рассматривается как принятый на борт груз. Во втором способе затопленные отсеки лодки рассматриваются как не принадлежащие лодке, т. е. из подводного объёма лодки исключается объём двух смежных затопленных отсеков.

Само затопление можно разделить на три вида:

- Затопленные отсеки сверху закрыты (например, полом) и заполнены они целиком. Вода в этих отсеках не может переливаться;

- Затопленные отсеки сверху открыты. Вода в отсеках может переливаться, но сообщение с забортной водой отсутствует при условии заделки пробоины;

- Затопленные отсеки сообщаются с забортной водой и имеют открытую свободную поверхность.

Первый вид затопления любых двух смежных отсеков лодки равносильен приёму твердого груза на гидросамолёт, вес которого равен объёму воды в затопленных отсеках.

Поставленная задача может быть решена способом приёма груза, но может быть решена применением способа постоянного водоизмещения.

Анализ этих способов даёт следующие результаты:

- Приращения метацентрических высот ΔH_0 различны, различны и метацентрические высоты. Поэтому значения метацентрических высот зависят от принятого способа расчёта;

- Изменения остойчивости получаются одинаковыми и от способа расчёта не зависят;

- Полученные метацентрические высоты (H), обратно пропорциональны принятым в этих способах водоизмещениям (D):

$$\frac{H_1}{H_2} = \frac{D}{(D+\Delta G)}; \dots\dots\dots (46).$$

- Угол приращения дифферента $\Delta\varphi = \frac{M}{DH_2} = \frac{M}{(D+\Delta G)H_1} \dots\dots\dots (47).$

§ 6.5 Расчёт непотопляемости гидросамолёта.

Расчёт непотопляемости гидросамолёта должен быть выполнен для нескольких его эксплуатационных весов. В большинстве случаев расчёт непотопляемости гидросамолёта выполняется для его максимального веса. При меньших весах расчёты непотопляемости дают несколько лучшие параметры, в сравнение с максимальным весом.

Для выполнения расчётов нужен теоретический чертеж лодки. Схема разделения лодки на гермоотсеки. В схеме указываются носовые отсеки, отсеки расположенные под герметичным полом, отсеки расположенные выше герметичного пола, бытовой отсек и отсеки, расположенные в корме лодки.

§ 6.6 Расчёт грузового размера лодки.

Расчёт грузового размера лодки при затопленных двух любых смежных её отсеков выполняется по методике, изложенной в § 6,3.

Рассматриваются все случаи затопления любых двух смежных отсеков.

Например, для самолета – амфибии Бе-200ЧС в расчете оказалось 22 случая затопления отсеков. Рассчитывается каждый случай затопления двух смежных отсеков лодки. Лодка условно также погружается в воду на ровный киль, пока полностью не покроется ею. Ниже приведена таблица 13, одного случая затопления двух смежных отсеков самолета-амфибии Бе-200ЧС.

Таблица 13.

Случай затопления 1. Затоплены отсеки 1-2 (Н – 11шп.)

№ Ватерлин.	Н, м	D, л	d, л	D – d, л
1	0,75	10228	542	9686
2	1,5	44704	5474	39230
3	2,25	97217	12743	84474
4	3,0	148069	18506	129563
5	3,6	174652	21002	153650

В таблице 13: **Н** – осадка лодки у зоны затопленных двух смежных отсеков.

D – водоизмещение лодки (по данную ватерлинию).

d – водоизмещение затопленных отсеков.

Таких таблиц как 13-я будет столько, сколько случаев затопления. По данным каждой из таблиц строятся кривые грузовых размеров лодки для каждого случая затопления.

§ 6.7 Определение абсциссы и ординаты центра величины лодки.

Определение значений координат центра величины лодки, при затопленных её двух смежных отсеках, выполняется по методике, изложенной в § 6. Нет смысла повторять методику построения диаграмм продольной и поперечной остойчивостей гидросамолёта, при затопленных его любых двух смежных отсеках. Эти методики те же, что изложены выше. Есть лишь некоторые уточнения того, что диаграмма поперечной остойчивости гидросамолета строится с учётом затопления отсеков поплавка гидросамолёта.

§6.8 Параметры гидросамолёта, представляемые после выполнения расчётов по его гидростатике, остойчивости и непотопляемости.

В результате произведенных гидростатических расчётов должны быть получены:

- Полное водоизмещение лодки (D , в л.);
- Площадь мидельшпангоута лодки (S , м²);
- Коэффициент полноты водоизмещения лодки ($\frac{D}{L_{BH}}$);
- Коэффициент полноты мидельшпангоута лодки ($\frac{S_M}{S_{BH}}$);
- Запас водоизмещения лодки при максимальном весе гидросамолёта ($\frac{D-G}{G}$)%.

В результате расчёта поперечной остойчивости гидросамолёта должны быть представлены:

- Диаграмма поперечной остойчивости гидросамолёта для всех весов;
- Статический и динамический углы крена;

В результате расчёта продольной остойчивости гидросамолёта должны быть представлены:

- Диаграмма продольной остойчивости гидросамолёта для всех весов;
- Начальный угол дифферента φ_0 ;
- Статический и динамический углы дифферента.

В результате расчёта непотопляемости гидросамолёта должны быть представлены:

- Коэффициенты запаса плавучести гидросамолёта при затопленных любых двух смежных отсеков лодки ($K = \frac{U-d}{D} \cdot 100\%$);
- Огибающую ватерлинию, показывающую её положение при затоплении двух любых смежных отсеков.

В заключении всего этого раздела гидростатики гидросамолёта необходимо заострить внимание, в общем виде, на возможности выполнения выше приведенных расчётов с применением современных средств, предназначенных для их выполнения.

В наше время уже широко используются в инженерной практике различные электронные системы. Так в авиационной промышленности нашли успешное применение система геометрического моделирования **СГМ «UNIGRAPHICS»** и **«CATIA»**.

Системы позволяют в пакете геометрического моделирования с высочайшей точностью получить любые поперечные и продольные сечения лодки, поплавка, пилона и другие данные геометрии гидросамолёта. В совокупности с другими расчётными пакетами, выполнить на этих системах весь объём гидростатических расчётов. Однако, несмотря на существенные успехи в создании таких систем и подпрограмм расчётов по различным техническим направлениям (**CAE, CAM, CAD, NX** и т.д.), многие вопросы гидродинамики гидросамолёта приходится решать с доминирующим преобладанием экспериментов. В связи с выше сказанным возникает вопрос: для чего необходимо студенту знать тонкости гидростатики гидросамолёта. Это нужно студенту, как и работающему в этом направлении, инженеру, для правильного представления физики происходящих процессов с гидросамолётом. Более чёткого понятия того, что можно и нужно иметь от эффективного помощника – электронной системы расчёта.

§ 7 Методы исследований применяемых в гидроавиации.

Основу гидроавиации составляют гидросамолёты и самолёты – амфибии. В отличие от сухопутных самолётов к гидросамолётам и самолётам – амфибиям предъявляются дополнительные требования.

Этим дополнительным требованием является **«мореходность»**.

Мореходность гидросамолета есть совокупность специфических его качеств. К числу этих качеств относится способность гидросамолета безопасно производить взлёты и посадки на взволнованной поверхности воды при заданных параметрах волнения и ветра.

Взлёт гидросамолёта с воды есть сложный физический процесс.

При взлёте на гидросамолёт действуют одновременно гидростатические и аэрогидродинамические силы, непрерывно изменяющиеся в процессе его взлёта с водной поверхности. Когда скорости движения на воде малы и аэродинамическая подъёмная сила его крыла незначительна, на гидросамолёт действуют в основном силы гидростатического поддержания. С ростом скорости движения начинает возрастать динамическая сила поддержания воды и на больших скоростях движения она является существенной силой поддержания гидросамолёта на воде. Она действует на гидросамолёт до тех пор, пока подъёмная сила крыла не станет равной весу гидросамолёта и произойдет его взлёт. Для уменьшения действия на гидросамолёт динамических сил воды, при его взлётах – посадках на водную

поверхность, обводы днища лодки или поплавков выполняют килеватыми в поперечных сечениях. На небольших скоростях взлёта с воды такое решение оправдывало себя, но с ростом скоростей взлёта, нагрузки стали существенно возрастать. В настоящее время, с целью уменьшения нагрузок от динамического воздействия воды, брызгообразования и заливаемости надводных частей, улучшения демпфирования при движении на волне при взлётах и посадках гидросамолётов на воду, обводы днища лодки целесообразно выполнять:

- с сочетанием переменной и постоянной килеватости в поперечных сечениях днища лодки (фиг. 1.);
- с продольными реданами в носовой части днища (фиг 1);
- с тоннельностями большого радиуса на днище (фиг 1);

В сочетании с этим целесообразно создание небольшого избыточного давления под несущими поверхностями крыла, путём поддува газов двигателей, что существенно уменьшает нагрузку на воду. Это позволяет сократить дистанции, уменьшить время действия и величины динамических нагрузок воды на гидросамолёт в процессе взлёта (посадки).

Учитывая своеобразную форму очертания днища лодки ясно, что для изучения процесса движения гидросамолёта по поверхности воды требуются специальные исследования и методы расчётов.

Исследование явлений связанных с движением гидросамолёта по воде производится двумя методами:

- теоретическим;
- экспериментальным.

Экспериментальный метод широко применяется в гидроавиации, являясь основным методом исследований. Основной формой экспериментальных исследований являются исследования моделей гидросамолётов, выполненных в определенном масштабе, в гидроканалах и на открытых водоёмах. Испытания моделей гидросамолётов на открытом водоёме проводились достаточно широко. Такие испытания позволяют приблизить лабораторные исследования к естественным условиям и применить модели больших геометрических размеров, в сравнении с моделями опытовых бассейнов (гидроканалов). Как будет показано далее, испытания крупномасштабных моделей на открытых водоёмах имеют свои

неоспоримые преимущества. В общем, модельные испытания позволяют найти достоверную величину действующих на модель сил, исследовать влияние параметров формы лодки на её мореходные свойства.

Для того чтобы по данным, полученным на моделях, можно было определить действующие на натурный гидросамолёт силы, необходимо, чтобы физические процессы на модели и на натурном гидросамолёте были подобны, т.е. необходимо осуществить моделирование физических явлений. Поэтому очень важно правильно поставить эксперимент, для познания сути происходящих физических явлений, а правильное обобщение результатов является также не менее важным фактором.

О том, как поставить эксперимент, чтобы получить правильные данные, даёт ответ теория подобия (моделирование физических процессов). Теория подобия определяет совокупность условий подлежащих выполнению при экспериментальных исследованиях и обеспечивает возможность правильного обобщения их результатов.

Таким образом, изучение движения гидросамолёта по воде целесообразно вести смешанным экспериментально – теоретическим методом. Сам по себе метод чисто теоретического исследования не охватывает всей сложности физического процесса, как например, в случае движения гидросамолета по воде, и не даёт универсальных формул расчёта сил воздействия воды на днище лодки. Учитывая, что днище лодки современного гидросамолёта имеет сложные очертания, получение универсальных формул очень затруднительно.

При теоретическом методе исследования движения гидросамолёта по воде возникают трудности и математического порядка, поскольку необходимо решать задачу трехмерного течения жидкости. Эти трудности заставляют делать схематизацию физических явлений, ограничиваться приближенными решениями, выдвигать гипотезы («Гипотеза плоских сечений»).

Однако теоретический метод позволяет производить обобщения и познание физических законов. Моделирование физических процессов, в конечном счёте, опирается на теорию, дающую возможность правильно поставить эксперимент и перейти от результатов, полученных при испытаниях моделей, к натуре.

В основу метода моделирования физических процессов, явлений положена теория подобия, основы которой были указаны Ньютоном ещё в 1667 году.

§ 8 Основы теории механического подобия физических процессов;

Два физических явления называют подобными если величины параметров характеризующих одно явление могут быть получены из соответствующих величин другого, взятых в сходственных пространственно временных точках, простым умножением на одинаковые для всех точек множители, называемые масштабами подобия.

Таким образом, два подобных физических явления различаются лишь масштабами величин и функций, определяющих их количественные характеристики. **Это общее положение физического подобия.**

Гидросамолёт можно рассматривать как твёрдое тело, помещённое в несжимаемую жидкость (воду). При этом нас интересуют условия механического подобия потоков этой несжимаемой жидкости, обтекающей гидросамолёт и, в конечном счёте, силы которые действуют на него как тело, помещённое в жидкость. При движении гидросамолёта по воде, обтекающая его среда является различной плотности (вода, воздух), но на постановку общей задачи это не влияет.

Таким образом, нам необходимо установить условия механического подобия потоков жидкости, соблюдение которых позволило бы получить величины сил, действующих на натурный гидросамолёт, путём умножения данных модельных испытаний на **соответствующие масштабы подобия.**

Из теории гидромеханики известно, что два потока жидкости механически подобны, если в этих потоках выполняются следующие условия:

- в сходственных точках потоков на частицы жидкости действуют одноимённые силы;
- отношения между всеми действующими в сходственных точках этих потоков одноимёнными силами, рассчитанными на единицу объёма жидкости, одинаковы;
- начальные и пограничные кинематические и динамические условия этих потоков тождественны и отличаются только масштабом задаваемых величин.

Каждое из приведенных условий является необходимым для механического подобия двух потоков, но не достаточным. Только все три

составляют достаточные и необходимые условия механического подобия потоков.

Пусть имеется два механически подобных потока жидкости. Силы одной и той же механической природы в этих потоках называются одноименными. Расположенные одинаковым образом к границам потоков точки – сходственными точками двух потоков. Первое механическое подобие требует, чтобы на частицы жидкости в сходственных точках двух потоков действовали бы силы одной и той же природы.

Допустим, что на частицу жидкости одного из потоков действуют силы тяжести (**g**), силы вязкости (**F**) и силы давления (**P**), то частицы жидкости в сходственной точке другого подобного потока должны действовать именно силы этого рода, а именно **g**; **F**; **P**. Отсутствие какой либо из этих сил в одном из потоков не позволяет считать их механически подобными.

Второе условие определяет отношение между одноименными силами в сходственных точках двух механически подобных потоков. Согласно этому условию отношение между одноименными силами, рассчитанными на единицу объёма должны быть одинаковы. Если в сходственных точках двух потоков на единицу объёма жидкости действуют силы **g**, **P** и **F**, то отношения между ними должны быть таковы:

$$\frac{g_1}{U_1} = \frac{g_2}{U_2} = \frac{P_1}{U_1} = \frac{P_2}{U_2} = \frac{F_1}{U_1} = \frac{F_2}{U_2} = K_a \dots\dots\dots (48),$$

где U_1 и U_2 объёмы жидкости в областях включающих сходственные точки.

Из формулы 48 следует, что в механически подобных потоках все одноименные силы пропорциональны между собой, т.е. все силы в одном потоке в одинаковое число раз меньше или больше тех же сил в механически подобном ему потоке.

Рассмотренные первые два условия не определяют величин действующих в подобных потоках сил, а определяют лишь соотношение между ними.

Рассмотрим третье условие. Оно требует, чтобы в двух потоках жидкости были тождественны начальные и пограничные условия.

Тождественность пограничных условий включает в себя геометрическое подобие границ этих потоков, а для однородных потоков жидкости это равносильно геометрическому подобию самих потоков. Тождественность начальных условий даёт однозначность решения дифференциальных уравнений движения двух подобных потоков жидкости и позволяет получить значения, отличающиеся между собой только масштабом основных величин. Рассматривая физическую суть и действующие в потоках жидкости силы, мы можем составить дифференциальные уравнения движения жидкости. В этих уравнениях число членов, отвечающее числу действующих сил, будет одинаково для двух механически подобных потоков, согласно первому условию.

Согласно второму условию подобию все члены уравнения движения, составленные для одного потока, будут больше или меньше в одно и тоже число раз членов уравнения, составленного для второго механически подобного потока. Следовательно, движение жидкости в сходственных точках двух механически подобных потоков должно подчиняться одним и тем же дифференциальным уравнениям, которые отличаются постоянным и одинаковым для всех членов уравнения множителем.

Решений дифференциальных уравнений может быть множество. Следовательно, выполнение только первых двух условий не даёт оснований для заключения того, что два потока жидкости механически подобны. Лишь выполнение всех трёх условий позволяет заключить, что два потока жидкости, удовлетворяющие этим условиям, механически подобны. Выполнение этих условий включает в себя выполнение и кинематического подобию потоков жидкости. Кинематически подобными потоками жидкости называются такие потоки, в которых скорости частиц жидкости во всех сходственных точках пропорциональны между собой. Поскольку в механически подобных потоках движение жидкости подчиняется одним и тем же дифференциальным уравнениям, то при выполнении геометрического подобию потоков и удовлетворении решения тождественным начальным и пограничным кинематическим условиям, получаются подобными и поля скоростей этих потоков.

Рассмотрев вышеизложенное, мы можем заключить, **что выполнение трёх сформулированных выше условий механического подобию потоков**

жидкости определяет геометрическое, динамическое и кинематическое их подобие.

В первых двух условиях речь шла о силах, действующих на частицы жидкости. Если в опытах удастся определить эти силы, то тогда в механически подобном натурном потоке, который подобен модельному, будут действовать те же силы. Их величина будет в одинаковое число раз больше сил, замеренных в модельном потоке.

Чтобы выяснить в какое число раз необходимо увеличить или уменьшить замеренные в модельном потоке жидкости силы необходимо условия подобия привести к **определяющим зависимостям – критериям подобия.**

§ 9 Критерии механического подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости;

Согласно приведенным в § 8 положениям для определения критериев подобия необходимо рассмотреть дифференциальные уравнения движения жидкости двух механически подобных потоков. Поскольку дифференциальных уравнений, описывающих определённый класс подобных физических явлений много, то критерии подобия могут быть получены лишь для определённых классов сходственных уравнений движения.

В данном случае рассмотрим дифференциальные уравнения движения вязкой, несжимаемой жидкости.

Пусть имеем два потока вязкой несжимаемой жидкости. Движение частиц в сходственных точках двух потоков описывается уравнениями Навье – Стокса.

Уравнение движения единицы объёма жидкости параллельно оси X имеет вид:

$$\varsigma \frac{dV_x}{dt} = \varsigma X + \left(\frac{\partial P_{xx}}{\partial X} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial Y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial Z} \right) \cdot \dots \dots \dots (49),$$

где: ς - массовая плотность потока жидкости;

$$\frac{dV_x}{dt} = j_x - \text{ускорение движения единицы объёма жидкости вдоль оси X;}$$

X – проекция внешних сил на ось «X», отнесённых к
единичному объёму массы жидкости;

P_{xx} - нормальные напряжения в точке, действующие на площадках
единичного объёма жидкости, перпендикулярных к оси «X»;

τ_{yx} ; τ_{zx} - касательные напряжения в точке, действующие на площадках
единичного объёма жидкости, параллельных соответствующим осям.

Поскольку касательное напряжение в вязкой жидкости прямо пропорционально производной от величины скорости по нормали к вектору скорости и той площадке, по которой оно приложено, то оно будет равно:

$$\tau = \mu \frac{\partial V}{\partial n} \dots\dots\dots (50).$$

При прямолинейном движении вязкой жидкости касательное напряжение (величина напряжения трения) прямо пропорциональна угловой скорости сдвига:

$$\tau = \mu \frac{\partial \theta}{\partial t} \dots\dots\dots (51) \text{ где:}$$

μ - коэффициент вязкости жидкости;

θ - угол сдвига.

Обобщая формулу 50 для криволинейного движения и считая напряжения трения при криволинейном движении жидкости также пропорциональными угловой скорости сдвига, получим:

$$\tau_{yx} = \tau_{xy} = 2\mu\gamma_z = \mu \left(\frac{\partial V_y}{\partial X} + \frac{\partial V_x}{\partial Y} \right) \dots\dots\dots (52).$$

$$\tau_{zx} = \tau_{xz} = 2\mu\gamma_y = \mu \left(\frac{\partial V_z}{\partial X} + \frac{\partial V_x}{\partial Z} \right)$$

где γ_z и γ_y - половинные значения угловых скоростей сдвига в плоскости XY и ZX. Входящий в уравнение 5 коэффициент μ есть коэффициент вязкости

жидкости. Он численно равен напряжению трения при величине производной скорости по нормали, равной единице $\frac{\partial V}{\partial n} = \frac{1}{сек} = \frac{1}{T}$

Размерность коэффициента $[\mu] = \frac{кг \cdot сек}{м^2} = \frac{FT}{L^2} = \frac{[ma]T}{L^2} = \frac{MLT}{T^2 L^2} = \frac{M}{LT}$;

Вместо коэффициента μ в уравнения часто вводится кинематический коэффициент вязкости жидкости ξ .

Размерность $[\xi] = \left[\frac{\mu}{\zeta} \right] = \frac{кг \cdot сек}{м^2} \cdot \frac{м^4}{кг \cdot сек^2} = \frac{L^2}{T}$.

Поскольку в выражении размерности ξ отсутствуют размерности сил или масс (динамических величин), а есть размерность скорости, его называют кинематическим коэффициентом вязкости.

Рассмотрим нормальные напряжения. Их значения выводятся из законов Ньютона.

При этом принимается во внимание теорема о том, что сумма трёх нормальных напряжений, действующих по трём любым взаимно перпендикулярным площадкам, не зависит от ориентации этих площадок т.е.

$P_{xx} + P_{yy} + P_{zz} = P_1 + P_2 + P_3$ где: P_1, P_2, P_3 – главные нормальные напряжения.
..... (53).

Сумма величин этих трёх нормальных напряжений не зависит от ориентации площадок, в которых они действуют, и является только функцией координат и времени. Это позволяет рассматривать среднеарифметическое значение любых трёх величин нормальных напряжений в уравнениях. Это среднее значение трёх нормальных величин напряжений называется **гидромеханическим давлением в вязкой жидкости.**

$\rho = -\frac{1}{3}(\rho_{xx} + \rho_{yy} + \rho_{zz}) = -\frac{1}{3}(\rho_1 + \rho_2 + \rho_3)$ (54).

Знак минус взят из-за того, что ρ_{xx}, ρ_{yy} и ρ_{zz} в вязкой жидкости всегда имеют отрицательное значение, а значение давления ρ должно быть положительным.

Величина этого гидромеханического давления будет являться функцией лишь координат и времени $\rho = f(x, y, z, t)$.

В идеальной жидкости, в которой отсутствует вязкость, величина гидромеханического давления зависит также только от координат и времени. Поскольку в ней $\rho_{xx} = \rho_{yy} = \rho_{zz} = \rho$, в идеальной жидкости мы можем указать направление гидромеханического давления для каждой площадки. Это давление в идеальной жидкости равно нормальному напряжению.

В вязкой жидкости мы не можем указать направление гидромеханического давления и площадку, по которой оно действует, поскольку оно представляет собой сумму величин нормальных напряжений, действующим по трём любым взаимно перпендикулярным площадкам, проходящим через данную точку, и представляет собой **скалярную величину. Следовательно, для вязкой жидкости и идеальной жидкости понятие величины гидромеханического давления различны.**

Искомое значение нормальных напряжений в вязкой жидкости можно выразить формулой $P_{xx} = -P + P^1_{xx}$, $P_{yy} = -P + P^1_{yy}$, $P_{zz} = -P + P^1_{zz}$,
.....(55),

где: P – гидромеханическое давление в вязкой жидкости, а P^1_{xx} ; P^1_{yy} ; P^1_{zz} – добавочные нормальные напряжения, обусловленные исключительно вязкостью жидкости.

Величины добавочных нормальных напряжений P^1_{xx} , P^1_{yy} , P^1_{zz} в несжимаемой вязкой жидкости определяются формулами

$$P^1_{xx} = 2\mu \frac{\partial V_x}{\partial X}; \quad P^1_{yy} = 2\mu \frac{\partial V_y}{\partial Y}; \quad P^1_{zz} = 2\mu \frac{\partial V_z}{\partial Z} \dots\dots\dots (56).$$

Соответственно для главных нормальных напряжений будем иметь

$$P_1 = -P + P_1; \quad P_2 = -P + P_2; \quad P_3 = -P + P_3 \dots\dots\dots (57)$$

где: P_1 ; P_2 ; P_3 – добавочные главные нормальные напряжения обусловленные исключительно вязкостью жидкости.

Сравнивая формулы 55 и 57 и, имея в виду, формулы 53 и 54 находим, что

$$P^1_{xx} + P^1_{yy} + P^1_{zz} = P_1 + P_2 + P_3 = 0 \dots\dots\dots (58),$$

т.е. сумма величин добавочных нормальных напряжений, обусловленных вязкостью жидкости, не зависит от ориентации площадок, на которых они действуют, и равна нулю. Значения нормальных напряжений, действующих

по площадкам перпендикулярным к осям **OX**, **OY**, **OZ**, выражаются формулами:

$$\begin{aligned}\rho_{xx} &= -\rho - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z} \right) + 2\mu \frac{\partial V_x}{\partial X}; \\ \rho_{yy} &= -\rho - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z} \right) + 2\mu \frac{\partial V_y}{\partial Y}; \dots\dots\dots(59). \\ \rho_{zz} &= -\rho - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z} \right) + 2\mu \frac{\partial V_z}{\partial Z}.\end{aligned}$$

Выражение $\frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z}$ в теории поля называется дивергенцией скорости

(расхождением вектора скорости) и обозначается $\text{div} V = \frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z}$.

В сплошной несжимаемой среде объём частицы жидкости не изменяется и выражение $\frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z} = 0$ представляет собой ничто иное как уравнение неразрывности жидкости (сплошности среды). В связи с этим значения нормальных напряжений, действующих по площадкам перпендикулярным осям, запишутся в более упрощенном виде:

$$\begin{aligned}\rho_{xx} &= -\rho + 2\mu \frac{\partial V_x}{\partial X}; \\ \rho_{yy} &= -\rho + 2\mu \frac{\partial V_y}{\partial Y}; \quad \rho_{zz} = -\rho + 2\mu \frac{\partial V_z}{\partial Z} \dots\dots\dots(60).\end{aligned}$$

Подставим полученные значения для ρ_{xx} , τ_{yx} , τ_{zx} из 60 и 52 в формулу 49 и при $\mu = \text{const}$ для потоков жидкости получим:

$$\begin{aligned}
\varsigma \frac{dV_x}{dt} &= \varsigma X + \left(\frac{\partial P_{xx}}{\partial X} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial Y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial Z} \right) = \\
&\varsigma X + \left[-\frac{\partial \rho}{\partial X} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial}{\partial X} \left(\frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z} \right) + 2\mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} \right] + \mu \frac{\partial}{\partial Y} \left(\frac{\partial V_y}{\partial X} + \frac{\partial V_x}{\partial Y} \right) + \mu \frac{\partial}{\partial Z} \left(\frac{\partial V_z}{\partial X} + \frac{\partial V_x}{\partial Z} \right) = \\
&\varsigma X - \frac{\partial \rho}{\partial X} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_y}{\partial X \partial Y} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_z}{\partial X \partial Z} + 2\mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} + \mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial Y^2} + \mu \frac{\partial^2 V_z}{\partial X \partial Z} + \mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial Z^2} + \mu \frac{\partial^2 V_y}{\partial Y \partial X} \\
&= \varsigma X - \frac{\partial \rho}{\partial X} + \mu \left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Z^2} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_y}{\partial X \partial Y} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_z}{\partial X \partial Z} + \mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} + \\
&+ \mu \frac{\partial^2 V_z}{\partial Z \partial X} = \varsigma X - \frac{\partial \rho}{\partial X} + \mu \left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Z^2} \right) + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_y}{\partial Y \partial X} + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial^2 V_z}{\partial X \partial Z} = \\
&\varsigma \rho - \frac{\partial \rho}{\partial X} + \mu \left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Z^2} \right) + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial}{\partial X} \left(\frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z} \right),
\end{aligned}$$

Но $\frac{\partial V_x}{\partial X} + \frac{\partial V_y}{\partial Y} + \frac{\partial V_z}{\partial Z} = \text{div} V$, а $\left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Z^2} \right) = \Delta^2 V_x$ - оператор Лапласа. (61).

Используя обозначения для дивергенции и оператора Лапласа, напомним уравнение 61 в более компактном виде в проекции на ось ОХ.

$$\varsigma \frac{dV_x}{dT} = \varsigma X - \frac{\partial \rho}{\partial X} + \mu \Delta^2 + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial}{\partial X} \text{div} V \dots \dots \dots (62).$$

Разделив уравнение 62 на массовую плотность ς и, выписывая проекции ускорения на ось ОХ в полном виде, получим следующее уравнение для движения вязкой жидкости:

$$\frac{\partial V_x}{\partial T} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial X} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial Y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial Z} = X - \frac{1}{\varsigma} \frac{\partial \rho}{\partial X} + \frac{\mu}{\varsigma} \Delta^2 V_x + \frac{2}{3} \frac{\mu}{\varsigma} \frac{\partial}{\partial X} \text{div} V \dots \dots \dots (63).$$

Поскольку жидкость несжимаемая и вязкая, то $\text{div} V = 0$ и уравнение 63 будет иметь вид:

$$\frac{\partial V_x}{\partial T} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial X} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial Y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial Z} = X - \frac{1}{\varsigma} \frac{\partial \rho}{\partial X} + \frac{\mu}{\varsigma} \Delta^2 V_x; \dots \dots \dots (64).$$

Если потоки механически подобны, то движение жидкости в одном и другом потоках описываются одними и теми же дифференциальными уравнениями, согласно второму условию подобия.

Примем, что индексом «Н» в дальнейших уравнениях и формулах, будем обозначать элементы натурального потока, а индексом «М» - модельного потока.

Тогда для двух потоков имеем уравнения:

$$\zeta_H \left(\frac{\partial V_{xH}}{\partial T_H} + V_{xH} \frac{\partial V_{xH}}{\partial X_H} + V_{yH} \frac{\partial V_{xH}}{\partial Y_H} + V_{zH} \frac{\partial V_{xH}}{\partial Z_H} \right) = \zeta_H X_H - \frac{\partial \rho_H}{\partial X_H} + \mu_H \Delta^2 V_{xH}; \dots \dots \dots (65).$$

$$\zeta_M \left(\frac{\partial V_{xM}}{\partial T_M} + V_{xM} \frac{\partial V_{xM}}{\partial X_M} + V_{yM} \frac{\partial V_{xM}}{\partial Y_M} + V_{zM} \frac{\partial V_{xM}}{\partial Z_M} \right) = \zeta_M X_M - \frac{\partial \rho_M}{\partial X_M} + \mu_M \Delta^2 V_{xM}; \dots \dots \dots (66).$$

Поскольку мы считаем потоки механически подобными, то они также геометрически и кинематически подобны.

Обозначим масштаб модели через « K_L » - масштаб длин. Тогда координаты сходственных точек связаны между собой следующим образом:

$$X_H = X_M K_L; \quad Y_H = Y_M K_L; \quad Z_H = Z_M K_L; \quad L_H = L_M K_L.$$

Скорости двух потоков во всех сходственных точках будут связаны зависимостями:

$$V_{xH} = V_{xM} \frac{K_L}{K_T}; \quad V_{yH} = V_{yM} \frac{K_L}{K_T}; \quad V_{zH} = V_{zM} \frac{K_L}{K_T} = V_{zM} K_V; \quad K_T = \frac{T_H}{T_M}; \quad V_H = V_M K_V; \dots \dots \dots (67),$$

где: K_T – масштаб времени; K_L – масштаб длин; K_V – масштаб скорости.

Уравнение 66 выражает собой условие кинематического подобия потоков жидкости. Гидродинамическое давление «Р» и объёмные силы «Х» в сходственных точках потоков также пропорциональны:

$$\frac{\rho_H}{\rho_M} = K_p; \quad \frac{X_H}{X_M} = \frac{Y_H}{Y_M} = \frac{Z_H}{Z_M} = K_G;$$

Коэффициенты вязкости и плотности жидкости в сходственных точках потоков также пропорциональны

$$\frac{\zeta_H}{\zeta_M} = K_\zeta; \frac{\xi_H}{\xi_M} = K_\xi = K_\zeta K_\mu; \frac{\mu_H}{\mu_M} = K_\mu \dots \dots \dots (68).$$

Таким образом, введены семь параметров: $K_L, K_T, K_V, K_\mu, K_G, K_p, K_\zeta$, которые не зависят от координат и времени.

Значения скорости, давления, объёмной силы и коэффициентов, определяющих механические свойства жидкости в любой точке натурального потока, входящие в уравнение 65, выразим через соответствующие значения тех же элементов модельного потока и через независимые от координат и времени параметры K_V, K_L, K_ζ в сходственной, с натурным потоком, точке.

Тогда уравнение 65 примет вид :

$$\begin{aligned} \frac{K_\zeta K_V}{K_T} \zeta_M \frac{\partial V_{XM}}{\partial T_M} + \frac{K_\zeta K_V^2}{K_L} \zeta_M \left(V_{XM} \frac{\partial V_{XM}}{\partial X_M} + V_{YM} \frac{\partial V_{XM}}{\partial Y_M} + V_{ZM} \frac{\partial V_{XM}}{\partial Z_M} \right) = K_\zeta K_G \zeta_M X_M - \frac{K_p}{K_L} \frac{\partial \rho_M}{\partial X_M} + \\ + K_\mu K_V \frac{1}{K_L^2} \mu \Delta^2 V_{XM}. \end{aligned} \dots \dots \dots (69).$$

Сравнивая уравнение 69 с уравнением 66 видно, что оно отличается лишь коэффициентами при членах уравнения, составленного из указанных параметров.

Отношения между действующими, в сходственных точках потоков, одноимёнными силами, рассчитанными на единицу объёма, должны быть равны в механически подобных потоках, согласно второму условию подобия.

Чтобы выполнить это условие каждый член уравнения 69 поделим на одноимённый ему член уравнения 66 и результаты этого деления приравняем между собой.

Тогда:

$$\frac{K_\zeta K_V}{K_T} = \frac{K_\zeta K_V^2}{K_L} = K_\zeta K_G = \frac{K_\zeta}{K_{L=}} = K_\mu K_V \frac{1}{K_{L=}} \dots \dots \dots (70).$$

Это значит, что рассматриваемые модельный и натурный потоки жидкости будут механически подобны при одинаковых значениях коэффициентов при

членах дифференциального уравнения 69. Из этого следует, что каждый коэффициент уравнения 70 выражает отношение между одноименными силами, действующими в сходственных точках модельного и натурного потоков.

Первый коэффициент равный $\frac{K_{\varsigma} K_V}{K_T}$, определяет отношение между локальными силами инерции.

Второй коэффициент равный $\frac{K_{\varsigma} K_V^2}{K_L}$, определяет отношение между конвективными силами инерции.

Третий коэффициент равный $K_{\varsigma} K_G$, определяет отношение между объёмными силами.

Четвёртый коэффициент равный $\frac{K_{\varsigma}}{K_L}$, определяет отношение между гидромеханическими давлениями или их перепадами.

Пятый коэффициент равный $\frac{K_{\mu} K_V}{K_L^2}$, определяет отношение между силами вязкости и силами инерции.

Разделив все члены равенства 70 на $\frac{K_{\varsigma} K_V^2}{K_L}$ получим:

$$\frac{K_{\varsigma} K_V}{K_T} \frac{K_L}{K_{\varsigma} K_V^2} = 1 = \frac{K_{\varsigma} K_G K_L}{K_{\varsigma} K_V^2} = \frac{K_{\rho} K_L}{K_{\varsigma} K_V^2 K_L} = \frac{K_{\mu} K_V K_L}{K_L^2 K_{\varsigma} K_V^2} \text{ или}$$

$$\frac{K_T K_V}{K_L} = 1; \frac{K_V^2}{K_G K_L} = 1; \frac{K_{\rho}}{K_{\varsigma} K_V^2} = 1; \frac{K_{\mu}}{K_{\varsigma} K_L K_V} = 1 \dots \dots \dots (71).$$

Заменим в уравнении 71 значения параметров на другие, из уравнения 67, и получим:

$$K_L = \frac{L_H}{L_M}; \quad K_T = \frac{T_H}{T_M}; \quad K_V = \frac{V_H}{V_M}; \quad K_G = \frac{g_H}{g_M}; \quad K_{\rho} = \frac{P_H}{P_M}; \quad K_{\varsigma} = \frac{\varsigma_H}{\varsigma_M}; \quad K_{\xi} = \frac{\xi_H}{\xi_M};$$

$$\frac{T_H}{T_M} \frac{V_H}{V_M} \frac{L_M}{L_H} = \frac{K_T K_V}{K_L} = 1 \text{ или } \frac{V_H T_H}{L_H} = \frac{V_M T_M}{L_M}; \dots\dots\dots (72),$$

$$\frac{K_V^2}{K_G K_L} = \frac{V_H^2 g_M L_M}{V_M^2 g_H L_H} = 1 \text{ или } \frac{V_H^2}{g_H L_H} = \frac{V_M^2}{g_M L_M}; \dots\dots\dots (73),$$

$$\frac{K_\rho}{K_\varsigma K_V^2} = \frac{\rho_H \varsigma_M V_M^2}{\rho_M \varsigma_H V_H^2} = 1 \text{ или } \frac{\rho_H}{\varsigma_H V_H^2} = \frac{\rho_M}{\varsigma_M V_M^2}; \dots\dots\dots (74),$$

$$\frac{K_V K_L}{K_\xi} = \frac{V_H L_H \xi_M}{V_M L_M \xi_H} = 1 \text{ или } \frac{V_H L_H}{\xi_H} = \frac{V_M L_M}{\xi_M}; \dots\dots\dots (75).$$

Таким образом получены безразмерные критерии подобия 72,73,74 и 75 для рассматриваемых потоков несжимаемой жидкости.

Первый критерий $\frac{VT}{L}$ **называется критерием гомохронности и обозначается через «Н_г».** Он характеризует отношение локальной инерционной силы к конвекционной и является критерием, определяющим меру нестационарности течения жидкости.

Часто встречается величина обратная Н_г $\left(\frac{1}{H} = Sh\right)$ и называется критерием (числом) Струхала.

Второй критерий $\frac{V^2}{gL} = \frac{V}{\sqrt{gL}}$ **называется критерием Фруда и обозначается «Fr».**

Он характеризует отношение сил инерции потока жидкости к силам весомости.

Третий критерий $\frac{\rho}{\varsigma V^2}$ **называется критерием Эйлера и обозначается «Е_υ».**

Он характеризует отношение сил давления к инерционным силам потока.

Четвертый критерий $\frac{VL}{\xi}$ называется критерием Рейнольдса и обозначается « R_E ».

Он характеризует отношение сил инерции потока к его силам вязкости.

Таким образом, для выполнения механического подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости, необходимо иметь одинаковые значения, для модельного и натурного потоков жидкости, всех четырёх критериев подобия т.е.

$$H_H = H_M; F_{RH} = F_{RM}; R_{EH} = R_{EM}; E_H = E_M; \text{ где: } H = \frac{VT}{L}; F_R = \frac{V}{\sqrt{gL}};$$

$$R_E = \frac{VL}{\xi}, \text{ а } E = \frac{\rho}{\zeta V^2}.$$

При практическом применении выведенных критериев подобия возникает вопрос, для какого числа точек в потоке надо составлять их и через какие значения величин следует выражать названные критерии.

В тех случаях, когда движение жидкости в натурном и модельном потоках подчиняется одним и тем же дифференциальным уравнениям движения в одной области потока, то достаточно составить названные критерии только для одной пары точек.

Если в другой области потока уравнения движения существенно отличаются от первых, то для этой области необходимо составлять отдельно критерии подобия для двух сходственных точек.

Что касается второго вопроса, то критерии подобия следует выражать через характерные, для данного потока жидкости, величины. Для каждой задачи они могут быть различными.

Мы вывели в данном параграфе критерии механического подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости, используя для этого метод анализа уравнений движения. Сущность метода состояла в том, что потоки описывались одинаковыми дифференциальными уравнениями, согласно теории подобия, а рассмотрение граничных условий позволило установить совокупность параметров, которые не зависели от координат и времени и их величины определялись начальными и пограничными условиями.

Затем зависимые параметры одного потока выражались через соответствующие им значения тех же параметров в сходственных точках подобного потока, а также и через независимые от координат и времени параметры.

Рассматривая вновь записанные дифференциальные уравнения и, сравнивая их, мы видели, что они отличались лишь коэффициентами при членах уравнений. Совокупность этих коэффициентов определила группу критериев подобия.

Но на практике ряд физических явлений настолько сложен, что описать их дифференциальными уравнениями не удаётся или их составление и анализ является громоздкой, трудоёмкой задачей. **В таких случаях применяется другой метод – «Метод анализа размерности».**

§ 10 Метод анализа размерности.

Физические величины связаны между собой и если некоторые из них принять за основные и установить для них единицы измерения, то единицы измерения других физических величин будут определённым образом выражаться через единицы измерения основных величин.

При выборе основных единиц измерения необходимо выполнить условие: основные единицы измерения должны быть независимы т.е. ни одна из них не должна быть выражена комбинацией других.

Выражение какой либо единицы измерения через основные носит название размерности.

Среди механических величин обычно имеется не более трёх величин с независимыми размерностями. Размерность записывается символически в виде формулы, заключённой в квадратные скобки. Например, размерность силы $[F = ma] = [ma] = M \frac{L}{T^2}$ и т. д.

Формулы размерности физических величин имеют вид степенных одночленов и это является характерной особенностью формул размерности.

Системы единиц измерения могут быть различны. В каждой системе единиц измерения формула размерности, для одной и той же физической величины, может иметь различный вид. Однако можно составить такие величины,

численные значения которых не зависят от применяемой системы единиц измерения.

Такие величины называются безразмерными.

Пусть имеется размерная величина n , которая является функцией независимых между собой величин $n_1; n_2; n_3; \dots; n_k$ - $n = f(n_1; n_2; n_3; \dots; n_k)$ (76).

Примем, что величины $n_1; n_2; n_3$ имеют независимые размерности. Тогда размерности

$n; n_4; n_5; \dots; n_k$ можно выразить через $n_1; n_2; n_3$. Примем величины $n_1; n_2; n_3$ за основные.

Выясним структуру функции $n = f(n_1; n_2; n_3; \dots; n_k)$, считая её независимой от системы единиц измерения и выражающую собой физический закон. Если величины $n_1; n_2; n_3$ основные, то размерности других величин выразятся через них и будут иметь вид степенных одночленов:

$$[n] = [n_1]^{m_1} [n_2]^{m_2} [n_3]^{m_3}$$

$$[n_4] = [n_1]^{p_1} [n_2]^{p_2} [n_3]^{p_3}$$

$$[n_k] = [n_1]^{w_1} [n_2]^{w_2} [n_3]^{w_3}.$$

Размерная величина $n = f(n_1; n_2; n_3; \dots; n_k)$ будет иметь вид: $n_1^{m_1} n_2^{m_2} n_3^{m_3} =$

$$= f(n_1 n_2 n_3; n_1^{p_1} n_2^{p_2} n_3^{p_3}; \dots; n_1^{w_1} n_2^{w_2} n_3^{w_3}) \dots \dots \dots (77).$$

Размерности $n_1; n_2; n_3$ независимые. Изменим единицы независимых размерностей

в $c_1; c_2; c_3$ раз. Численные значения этих величин и величин $n; n_4; n_5; \dots; n_k$ в новой системе единиц измерения будут соответственно равны:

$$n_1^1 = c_1 n_1; n_2^1 = c_2 n_2; n_3^1 = c_3 n_3;$$

$$[n^1] = [c_1 n_1]^{m_1} [c_2 n_2]^{m_2} [c_3 n_3]^{m_3};$$

$$[n_4^1] = [c_1 n_1]^{p_1} [c_2 n_2]^{p_2} [c_3 n_3]^{p_3};$$

.....

$$[n_k^1] = [c_1 n_1]^{w_1} [c_2 n_2]^{w_2} [c_3 n_3]^{w_3};$$

или

$$\begin{aligned} [n^1] &= c_1^{m_1} c_2^{m_2} c_3^{m_3} [n]; \\ [n_4^1] &= c_1^{p_1} c_2^{p_2} c_3^{p_3} [n_4]; \\ &\dots\dots\dots \\ [n_k^1] &= c_1^{w_1} c_2^{w_2} c_3^{w_3} [n_k]. \end{aligned}$$

В новой системе единиц измерения это соотношение примет вид:

$$n^1 = c_1^{m_1} c_2^{m_2} c_3^{m_3} n = f(n_1^1; n_2^1; n_3^1 \dots\dots\dots n_k^1) = f(c_1 n_1; c_2 n_2; c_3 n_3; c_1^{p_1} c_2^{p_2} c_3^{p_3} n_4 \dots\dots\dots c_1^{w_1} c_2^{w_2} c_3^{w_3} n_k) \dots\dots\dots (78).$$

В равенстве 77 масштабы c_1, c_2, c_3 произвольны и оно однородно относительно этих масштабов. Поскольку выбор масштабов c_1, c_2, c_3 произволен, выберем систему единиц измерения так, чтобы значения первых трех аргументов правой части соотношения 78 равнялись бы единице. Для этого положим $c_1 = \frac{1}{n_1}$; $c_2 = \frac{1}{n_2}$; $c_3 = \frac{1}{n_3}$. Это возможно сделать ибо соотношение 77, согласно предположению не зависит от системы единиц измерения и мы устанавливаем её так, чтобы первые три аргумента у функции имели фиксированные значения равные единице.

$$\begin{aligned} n^1 &= f \left[\frac{1}{n_1} n_1 \cdot \frac{1}{n_2} n_2 \cdot \frac{1}{n_3} n_3; \frac{1^{p_1}}{n_1} \cdot \frac{1^{p_2}}{n_2} \cdot \frac{1^{p_3}}{n_3} n_4 \dots\dots\dots \frac{1^{w_1}}{n_1} \cdot \frac{1^{w_2}}{n_2} \cdot \frac{1^{w_3}}{n_3} n_k \right] = \\ &= f \left[1.1.1; \frac{n_4}{n_1^{p_1} n_2^{p_2} n_3^{p_3}} \dots\dots \frac{n_k}{n_1^{w_1} n_2^{w_2} n_3^{w_3}} \right] = \Pi \end{aligned}$$

В новой относительной системе единиц измерения численные значения параметров $n; n_4; n_5 \dots\dots\dots n_k$ определяются формулами:

$$\begin{aligned} \frac{n}{n_1^{m_1} n_2^{m_2} n_3^{m_3}} &= \Pi; \\ \frac{n_4}{n_1^{p_1} n_2^{p_2} n_3^{p_3}} &= \Pi_1; \\ \frac{n_k}{n_1^{w_1} n_2^{w_2} n_3^{w_3}} &= \Pi_{k-3}; \dots\dots\dots (79). \end{aligned}$$

В равенстве 79 n_1, n_2, n_3 есть численные значения рассматриваемых величин в первоначальной системе измерения. Величины $\Pi; \Pi_1; \Pi_{k-3}$ безразмерны, поскольку их численные значения не зависят от применяемой системы единиц измерения.

В этой новой системе единиц измерения соотношение 77 примет вид:

$$\Pi = \psi(1; 1; 1; \Pi_1; \Pi_2; \dots \Pi_{k-3}).$$

Таким образом, в независимой системе измерения, связь между $K+1$ размерными величинами $n; n_1; \dots; n_k$, может быть представлена в виде соотношения $(k+1)-3$ величинами $\Pi; \Pi_1; \dots; \Pi_{k-3}$, представляющими собой безразмерные комбинации из величин $n; n_1; n_2; \dots; n_k$. [2;3.]

Этот общий вывод теории размерности известен под названием «П-теоремы» Ценность этой П-теоремы теории размерности в исследовании механических задач и заключается в том, что всякое физическое соотношение между размерными величинами можно сформулировать как соотношение между безразмерными величинами.

Особенность метода размерности состоит в том, что в основе его лежит аналогия, которая имеется между переходом от одних единиц измерения к другим и переходом от одного физического явления к другому, ему подобному. Оба эти перехода выражаются одной и той же формулой.

Наличие этой аналогии было замечено академиком Л.И. Седовым и позволило ему сформулировать физическое подобие следующим образом:

« Два явления подобны, если по заданным характеристикам одного из них можно получить характеристики другого простым пересчётом, который аналогичен переходу от одной системы единиц измерения к другой».

Из этого вытекает первое фундаментальное положение метода анализа размерности:

«У подобных физических явлений все одинаковые безразмерные характеристики численно одинаковы».

Под безразмерными характеристиками в этом случае понимаются безразмерные комбинации из размерных характеристик физического

явления и те из характеристик, которые имеют нулевую размерность. Безразмерные характеристики равны между собой у подобных явлений потому, что они не изменяют своего численного значения при переходе от одной системы измерений к другой, согласно определению. Эти безразмерные характеристики представляют собой критерии подобия.

При рассмотрении задач необходимо найти все присущие рассматриваемому явлению безразмерные характеристики и выделить из них те, которые соответствуют определяющим критериям подобия.

Соотношение между характеристиками явлений, выражающие физические законы, удовлетворяют принципу однородности. Этот принцип требует, чтобы для выражения численных величин характеристик в соотношениях между ними, выражающих физические законы, была принята одна и та же система основных единиц измерения и утверждает, что при соблюдении этого условия соотношение между ними остаётся справедливым и при произвольно выбранной системе единиц измерения.

Этот принцип однородности позволяет установить критерии подобия и выделить определяющие критерии при помощи анализа размерности.

Для рассмотрения задачи необходимо полностью выписать всю совокупность характеристик рассматриваемого явления. Из этой совокупности выделить определяющие характеристики (параметры), которые могут быть наперёд заданы и их задание гарантирует однозначность решения задачи. Затем нужно поставить в зависимость определяемые характеристики от определяющих и применить к ним «П-теорему».

В результате получатся определяющие критерии подобия

$(\Pi_1; \Pi_2; \Pi_3; \dots \Pi_{K-3})$ и зависимые Π .

§ 11 Приложение метода анализа размерности к определению критериев подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости.

Рассмотрим задачу о моделировании движения потока вязкой несжимаемой жидкости с применением метода анализа размерности. Потоки считаем

механически подобными. Процессы теплообмена в них будем считать несущественным.

Для рассмотрения задачи выпишем всю совокупность характеристик течения потоков жидкости.

В действующих потоках жидкости действуют:

- силы инерции (локальные и конвективные);
- силы веса, массы (объёмные силы);
- гидромеханическое давление;
- силы вязкости.

Действие потоков рассматриваем в течении промежутка времени « t » на участке длиной « L ». Потоки движутся с определёнными скоростями « V ».

Силы инерции в потоках можно охарактеризовать массовой плотностью « ζ ».

Силы вязкости можно охарактеризовать коэффициентом вязкости « μ ».

Объёмные силы – удельным весом жидкости « γ ».

Таким образом, имеем следующую совокупность характеристик двух потоков жидкости:

ζ ; V ; L ; γ ; t ; μ ; ΔP .

За независимые параметры примем ζ ; V ; L .

Значения этих параметров могут быть наперед заданы.

Зависимым параметром, от выше перечисленных, будем считать движущую силу потока

$F=ma$. Тогда $F=f(\zeta; V; L; \gamma; t; \mu; \Delta P)$.

Примем П-теорему, считая основными параметрами ζ ; V ; L . Тогда остальные, зависимые параметры, будут выражены через основные, имея вид степенных одночленов, следующим образом:

$$\begin{aligned}
[F] &= [\zeta]^{m_1} [V]^{m_2} [L]^{m_3}; \\
[\gamma] &= [\zeta]^{n_1} [V]^{n_2} [L]^{n_3}; \\
[\Delta\rho] &= [\zeta]^{k_1} [V]^{k_2} [L]^{k_3}; \quad [2] \dots\dots\dots (80). \\
[\mu] &= [\zeta]^{s_1} [V]^{s_2} [L]^{s_3}; \\
[t] &= [\zeta]^{g_1} [V]^{g_2} [L]^{g_3}.
\end{aligned}$$

Рассмотрим размерности каждого параметра:

$$\begin{aligned}
[F] &= [ma] = \frac{ML}{T_2} = M^1 L^1 T^{-2}; \\
[\gamma] &= \frac{[F]}{M^3} = \frac{[ma]}{M^3} = \frac{MLT^{-2}}{L^3} = M^1 L^{-2} T^{-2}; \\
[\Delta\rho] &= \frac{[F]}{M^2} = \frac{[ma]}{M^2} = \frac{MLT^{-2}}{L^2} = M^1 L^{-1} T^{-2}; \quad \dots\dots\dots (81). \\
[\mu] &= \frac{[F]_{сек}}{M^2} = \frac{[ma]_{сек}}{L^2} = \frac{MLT^{-2}T}{L^2} = M^1 L^{-1} T^{-1}; \\
[t] &= [T]; [V] = LT^{-1}; [L] = L. \\
[\zeta] &= \frac{[ma]T^{-2}}{M^4} = \frac{MLT^{-2}T^2}{L^4} = ML^{-3}.
\end{aligned}$$

Подставим в равенство 80 соответствующие значения размерностей:

$$\begin{aligned}
M^1 L^1 T^{-2} &= (ML^{-3})^{m_1} (LT^{-1})^{m_2} L^{m_3} = M^{m_1} L^{-3m_1+m_2+m_3} T^{-m_2}; \\
M^1 L^{-2} T^{-2} &= M^{n_1} L^{-3n_1+n_2+n_3} T^{-n_2}; \\
M^1 L^{-1} T^{-2} &= M^{k_1} L^{-3k_1+k_2+k_3} T^{-k_2}; \quad \dots\dots\dots (82). \\
M^1 L^{-1} T^{-1} &= M^{s_1} L^{-3s_1+s_2+s_3} T^{-s_2}; \\
M^0 L^0 T^{-1} &= M^{g_1} L^{-3g_1+g_2+g_3} T^{-g_2}.
\end{aligned}$$

Рассматривая равенство 82 можем записать следующие уравнения для m_1 ; m_2 ; m_3 ; n_1 ; n_2 ;

n_3 ;..... g_1 ; g_2 ; g_3 .

$$m_1 = 1; \quad -3m_1 + m_2 + m_3 = 1; \quad -m_2 = -2;$$

$$n_1 = 1; \quad -3n_1 + n_2 + n_3 = -2; \quad -n_2 = -2;$$

$$k_1 = 1; \quad -3k_1 + k_2 + k_3 = -1; \quad -k_2 = -2; \quad \dots\dots\dots (83).$$

$$s_1 = 1; \quad -3s_1 + s_2 + s_3 = -1; \quad -s_2 = -1;$$

$$g_1 = 0; \quad -3g_1 + g_2 + g_3 = 0 \quad -g_2 = 1.$$

Решая уравнение 83 получим:

$$m_1 = 1; \quad m_2 = 2; \quad m_3 = 2;$$

$$n_1 = 1; \quad n_2 = 2; \quad n_3 = -1;$$

$$k_1 = 1; \quad k_2 = 2; \quad k_3 = 0;$$

$$s_1 = 1; \quad s_2 = 1; \quad s_3 = 1;$$

$$g_1 = 0; \quad g_2 = -1; \quad g_3 = 1;$$

Определяющие критерии подобия в данном случае будут иметь вид:

$$\Pi_1 = \frac{\gamma}{\zeta^{n_1} V^{n_2} L^{n_3}} = \frac{\gamma}{\zeta V^2 L^{-1}} = \frac{\gamma L}{\zeta V^2};$$

$$\Pi_2 = \frac{\Delta \rho}{\zeta^{k_1} V^{k_2} L^{k_3}} = \frac{\Delta \rho}{\zeta V^2 L^0} = \frac{\Delta \rho}{\zeta V^2};$$

$$\Pi_3 = \frac{\mu}{\zeta^{s_1} V^{s_2} L^{s_3}} = \frac{\mu}{\zeta V L};$$

$$\Pi_4 = \frac{t}{\zeta^{g_1} V^{g_2} L^{g_3}} = \frac{t}{V^{-1} L};$$

Зависимый критерий $\Pi = \frac{F}{\zeta^{m_1} V^{m_2} L^{m_3}} = \frac{F}{\zeta V^2 L^2}$. Таким образом, соотношение

между определяющими критериями и зависимым можно описать так:

$$\frac{F}{\zeta V^2 L^2} = f\left(\frac{\gamma L}{\zeta V^2}; \frac{\Delta \rho}{\zeta V^2}; \frac{\mu}{\zeta V L}; \frac{t}{V^{-1} L}\right); \dots \dots \dots (84).$$

В зависимости 83 значения $\frac{\gamma}{\zeta}$ и $\frac{\mu}{\zeta}$ можно заменить на «g» и «ξ» где g – ускорение силы тяжести а ξ - кинематический коэффициент вязкости. После подстановки g и ξ в формулу 84 запишем зависимость 84 в таком виде:

$$\frac{F}{\zeta V^2 L^2} = f\left(\frac{V^2}{gL}; \frac{\Delta \rho}{\zeta V^2}; \frac{VL}{\xi}; \frac{Vt}{L}\right)$$

Таким образом, мы получили методом анализа размерности критерии механического подобия двух потоков жидкости.

Необходимые и достаточные условия подобия в рассматриваемом случае имеют вид:

$$\frac{V_1^2}{g_1 L_1} = \frac{V_2^2}{g_2 L_2}; \quad \frac{\Delta \rho_1}{\zeta_1 V_1^2} = \frac{\Delta \rho_2}{\zeta_2 V_2^2}; \quad \frac{V_1 L_1}{\xi_1} = \frac{V_2 L_2}{\xi_2}; \quad \frac{V_1 t_1}{L_1} = \frac{V_2 t_2}{L_2}. \quad \dots\dots\dots(85).$$

Эти критерии механического подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости были получены и при анализе дифференциальных уравнений движения жидкости (уравнение Навье-Стокса).

$$F_R = \frac{V^2}{gL} = \frac{V}{\sqrt{gL}}; \quad R_E = \frac{VL}{\xi}; \quad H = \frac{Vt}{L}; \quad E = \frac{\Delta \rho}{\zeta V^2}.$$

§ 12 Анализ критериев механического подобия двух потоков несжимаемой вязкой жидкости.

Первоначально рассмотрим критерии Фруда « F_R » и Рейнольдса « R_E ».

Согласно условий подобия они должны быть одновременно выполнены как для натурного так и для модельного потоков.

При их выполнении в подобных потоках жидкости обеспечивается подобие сил инерции, сил тяжести (массовых и объёмных сил), давлений и сил вязкости.

В практических задачах гидроавиационной техники, кораблестроения и других областях техники из объёмных сил на движущуюся жидкость действует только сила тяжести «g».

Поэтому $G_H = G_M = g$ и критерий Фруда записывается как $F_R = \frac{V}{\sqrt{gL}}$.

Для потоков жидкости, где выдержаны критерии R_E и F_R имеем:

$$\frac{V_H L_H}{\xi_H} = \frac{V_M L_M}{\xi_M}; \quad \frac{V_H}{\sqrt{g_H L_H}} = \frac{V_M}{\sqrt{g_M L_M}}.$$

Из этих формул выразим значение скорости для модельного потока

$$V_M = V_H \frac{L_H \xi_M}{L_M \xi_H}, \quad V_M = V_H \sqrt{\frac{g_M L_M}{g_H L_H}} \quad \text{или} \quad V_M = V_H K_L \frac{\xi_M}{\xi_H}, \quad V_M = V_H \sqrt{\frac{1}{K_L}} = \frac{V_H}{\sqrt{K_L}}$$

$$\text{т.к. } g_M = g_H.$$

..... (86).

Если выдерживать одинаковыми численные значения критериев F_R и R_E для модельного и натурного потоков жидкости то должны быть равны и правые части равенства 86.

$$V_H K_L \frac{\xi_M}{\xi_H} = V_H \frac{1}{\sqrt{K_L}} \quad \text{или} \quad \frac{\xi_M}{\xi_H} = \frac{1}{\sqrt{K_L^3}} = K_L^{-\frac{3}{2}} \quad \dots\dots\dots (87),$$

где: K_L - масштаб длин (геометрического подобия).

Масштаб длин K_L всегда больше единицы и, следовательно, соотношение $\frac{\xi_H}{\xi_M}$ должно быть также больше единицы. Но на практике коэффициент кинематической вязкости среды, где испытывается модель и натурный объект, одинаковый (буксировки моделей по воде и взлёт натурного гидросамолёта с той же воды, аэродинамические испытания моделей в аэродинамических трубах и полёты натуральных самолётов в воздухе).

Следовательно, равенство 87 не может быть выполнено при $K_L > 1; \xi_H = \xi_M; V_H = V_M$.

Посмотрим, как необходимо моделировать тогда скорость потоков, если кинематические вязкости потоков одинаковы.

По критерию F_R имеем: $\frac{V_H}{\sqrt{g_H L_H}} = \frac{V_M}{\sqrt{g_M L_M}}$ или $\frac{V_M}{V_H} = \sqrt{\frac{L_M}{L_H}} = \sqrt{\frac{1}{K_L}}; \quad V_M = \frac{V_H}{\sqrt{K_L}},$ а по критерию $R_E \quad \frac{V_M}{V_H} = \frac{L_H}{L_M} = K_L, \quad V_M = V_H K_L.$

Следовательно при моделировании по критерию F_R необходимо скорость движения модельного потока уменьшить, в сравнении с натурой, а при моделировании по критерию R_E увеличить.

Таким образом, выполнить одновременно моделирование скорости движения потоков жидкости по F_R и R_E невозможно при постановке экспериментов, когда кинематические коэффициенты вязкости потоков одинаковы ($\xi_H = \xi_M$).

Но практически трудно уменьшить кинематическую вязкость среды модельного потока. О том, как решается этот вопрос в конкретных случаях, будет изложено дальше.

Рассмотрим критерий Эйлера $E = \frac{\Delta\rho}{\xi V^2}$ или $\frac{\rho}{\xi V^2}$.

Поскольку в механически подобных потоках подобие сил, давлений или перепадов давлений $\Delta\rho$ должно быть выполнено, то критерий Эйлера также необходим. Но, при заданных кинематических и пограничных условиях, критерий Эйлера не является независимым критерием как Фруд или Рейнольдс. Поэтому он не является определяющим критерием подобия, а автоматически выполняется при выполнении кинематических критериев подобия, являющихся независимыми (F_R и R_E). Эти же выводы получим, если рассмотрим дифференциальные уравнения, где объёмные силы давления исключим из уравнений, путем их дифференцирования (уравнения Гельмгольца).

На основании изложенного заключаем что необходимо различать виды критериев подобия – определяющих (независимых) и не определяющих (зависимых).

В зависимости от заданных начальных и пограничных условий, для каждой конкретной задачи решается вопрос об определяющих критериях и возможности их выполнимости при экспериментальных исследованиях.

Перейдём к четвертому критерию подобия $\frac{L}{Vt} = H$ – гомохронности.

При соблюдении этого критерия в модельном и натурном потоках жидкости имеем:

$$\frac{L_H}{V_H t_H} = \frac{L_M}{V_M t_M} \quad \text{или} \quad \frac{t_H}{t_M} = \frac{V_M L_H}{V_H L_M} = \frac{V_M K_L}{V_H}.$$

При моделировании скорости по Фруду $V_H = V_M \sqrt{K_L}$. Тогда

$$\frac{t_H}{t_M} = \frac{V_M K_L}{V_M \sqrt{K_L}} = K_L^{0.5}$$

$$\text{или } t_M = \frac{t_H}{K_L^{0.5}}.$$

Значит при моделировании скорости потока жидкости по критерию Фруда F_R время движения модельного потока должно быть в $K_L^{0.5}$ раз меньше чем время движения натурного потока.

При моделировании скорости модельного потока по критерию Рейнольдса

R_E время движения модельного потока еще меньше.

$$\text{По } R_E \quad V_H = \frac{V_M}{K_L}. \quad \text{Тогда} \quad \frac{t_H}{t_M} = \frac{V_M K_L^2}{V_M} = K_L^2 \quad \text{и} \quad t_M = \frac{t_H}{K_L^2}.$$

На практике при экспериментальных исследованиях в гидроавиационных областях техники и судостроении применяют гипотезу стационарности, которая приводит к незначительным погрешностям (буксировки гидромоделей по воде с постоянной скоростью) и поэтому соблюдение гомохронности не обязательно. Однако при моделировании неустановившихся режимов его необходимо выполнять (взлёт буксируемой по воде гидромоделей с ускорением, до взлёта).

Итак, мы вкратце рассмотрели все критерии механического подобия, установили, что вопрос об определяющих критериях должен решаться в каждой задаче в зависимости от заданных пограничных условий. На практике число определяющих критериев меньше, указанных выше. Если исследуется установившееся движение, то тогда критерий гомохронности « H » выпадает, поскольку локальные силы инерции в этом случае в уравнения движения вовсе не входят.

Если в исследуемых потоках силы вязкости малы и ими можно пренебречь, то в таком случае из числа определяющих критериев выпадает критерий Рейнольдса R_E .

В тех случаях, когда в исследуемых потоках силы тяжести малы и ими можно пренебречь, из числа определяющих критериев выпадает критерий

Фруда F_R .

Например, при аэродинамических продувках моделей самолётов в аэродинамических трубах, из числа определяющих критериев критерий Фруда выведен. Ведь влияние весомости воздуха на величины сил и моментов, определяющихся в продувках, весьма мало. Вес воздуха, что над крылом и под крылом, практически одинаков. Точно также, при определении сил и моментов на моделях объектов, движущихся глубоко под водой, влиянием сил весомости воды также пренебрегают и определяющим критерием является критерий Рейнольдса.

Если в исследуемых потоках давление не изменяется с координатами, то критерий Ейлера (R_E) исключается из критериев подобия.

К числу упомянутых выше критериев необходимо добавить критерий Нуссельта « N_S » - один из основных критериев подобия тепловых процессов, характеризующий соотношение между интенсивностью теплообмена за счёт конвекции и интенсивностью теплообмена за счёт теплопроводности, который относится также к числу определяющих. Число Нуссельта всегда больше или равно единице. То есть тепловой поток за счёт конвекции всегда превышает по своей величине тепловой поток за счёт теплопроводности. В какой то мере он характеризует собой турбулентность потока.

В таблице 14 и 15 приведены зависимости масштабов подобия от масштаба длины K_L (геометрического масштаба модели) в случае учёта только вязкости (R_E) или только весомости (F_R).

Таблица 14;

Наименование критерия: R_E	Масштаб пересчета
Время	K_L^2
Масса	K_L^3
Длина	K_L
Площадь	K_L^2
Объем	K_L^3
Удельный объем	1
Плотность	1
Угол	1
Угловая скорость	K_L^{-2}
Угловое ускорение	K_L^{-4}
Линейная скорость	K_L^{-1}
Линейное ускорение	K_L^{-3}
Сила	K_L^3
Импульс силы	K_L^2
Количество движения	K_L^2
Момент количества движения	K_L^3
Работа	K_L^4

Таблица 15;

Наименование критерия: F_R	Масштаб пересчета
Время	$K_L^{0.5}$
Масса	K_L^3
Длина	K_L
Площадь	K_L^2
Объем	K_L^3
Удельный объем	1
Плотность	1
Угол	1
Угловая скорость	$K_L^{-0.5}$
Угловое ускорение	K_L^{-1}
Линейная скорость	$K_L^{0.5}$
Линейное ускорение	1
Сила	K_L^3
Импульс силы	$K_L^{3.5}$
Количество движения	$K_L^{3.5}$
Момент количества движения	$K_L^{4.5}$
Работа	K_L^4

Мощность	K_L^2	Мощность	$K_L^{3.5}$
Вязкость	1	Вязкость	1
Кинематическая вязкость	1	Кинематическая вязкость	1
Момент(массы)	K_L^4	Момент(массы)	K_L^4
Момент инерции	K_L^5	Момент инерции	K_L^5
Расход	K_L	Расход	$K_L^{2.5}$
Напор	K_L	Напор	K_L
Удельное давление	K_L	Удельное давление	K_L

§13 Моделирование движения гидросамолета на воде;

Процесс взлёта гидросамолёта с воды условно можно разделить на три участка.

На первом участке гидросамолёт начинает своё движение от скорости равной нулю, которая плавно, но интенсивно, начинает возрастать.

Динамическая реакция воды и аэродинамическая подъёмная сила крыльев на этом участке еще малы и поэтому вес гидросамолёта на воде практически целиком уравнивается силой гидростатического поддержания. **Этот участок движения гидросамолёта на воде называют режимом плавания.**

Режиму плавания соответствуют скорости движения гидросамолета, при которых число Фруда лежит в пределах $0 < F_R < 1$ или скорость движения

$$0 < V < 0,3V_{\text{взлетной}}$$

Характерной особенностью режима плавания является то, что равнодействующая сил сопротивления воды близка к горизонтальному положению.

Скорость гидросамолёта практически равна скорости сопровождающих его волн и есть некоторое увеличение осадки за счёт изменения местной

скорости воды в расширенной зоне лодки гидросамолёта. Углы дифферента при этом изменяются незначительно.

С увеличением скорости движения гидросамолёта происходит смещение сопровождающих его волн относительно лодки. При этом задний скат носовой волны смещается к корме, а передний скат кормовой волны уходит за корму лодки.

Угол дифферента резко увеличивается и днище лодки гидросамолёта, двигаясь с увеличенным углом атаки к поверхности воды, начинает воспринимать большие нормальные давления. Нормальные давления отклоняют равнодействующую силу динамического воздействия воды от её начального горизонтального положения и создают силу гидродинамического поддержания. Сила гидродинамического поддержания вызывает всплытие лодки гидросамолёта и за счёт этого уменьшает величину прироста гидродинамического сопротивления по скорости. **Такой режим движения гидросамолёта на воде называют переходным режимом.** Ему соответствуют числа Фруда, лежащие в пределах $1 < F_{RA} < 3$ или скорость движения $0,3 < V < 0,6V_{\text{взлётной}}$.

На таком режиме движения, аэродинамическая подъёмная сила крыльев гидросамолёта существенно увеличивается, достигая значительных величин, особенно в конце переходного режима и тем самым уменьшает нагрузку на воду от действия веса гидросамолёта.

Характерной особенностью переходного режима является то, что при нём происходит перераспределение действующих на гидросамолёт внешних сил.

Если в начале режима, когда наблюдаются значительные увеличения углов дифферента лодки, ещё действуют силы гидростатического поддержания на гидросамолёт и подъёмная сила крыльев еще не очень велика, то в конце режима доминирующую роль в поддержании гидросамолёта на воде уже играют силы, обусловленные динамической реакцией воды и подъёмной силой его крыльев.

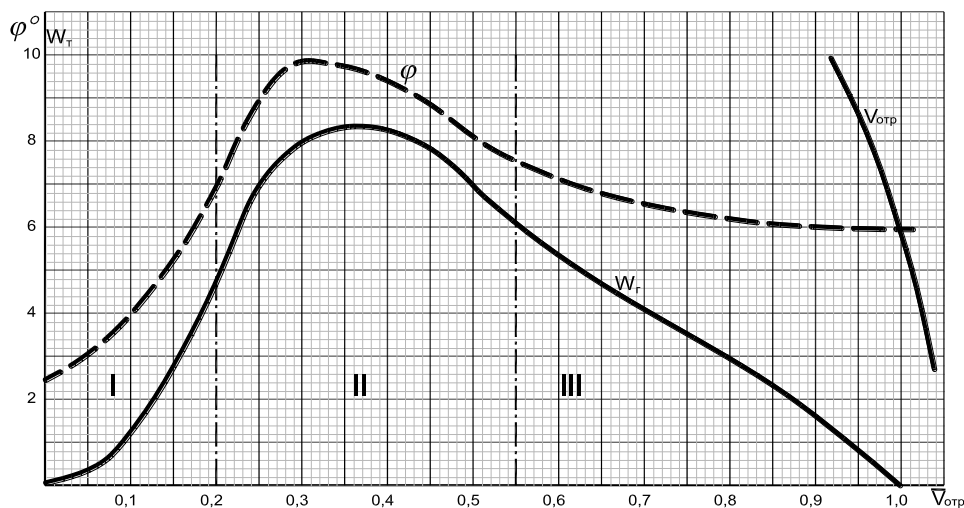
Под действием этих сил гидросамолёт всплывает, уменьшая углы дифферента. От воды отделяется кормовая часть лодки (второй редан). Движение уже происходит на первом редане (зона центра тяжести гидросамолёта). Этот режим движения гидросамолёта определяется числом Фруда, вычисленным не по длине грузовой ватерлинии " L ", а по нагрузке на воду " Δ ", ($\Delta = G - Y$), где « G »-вес гидросамолёта, а « Y » – подъёмная сила

крыльев. Число Фруда представляется в следующей записи $F_{R\Delta} = \frac{V}{\sqrt{g^3 \frac{\Delta}{\gamma}}}$ где:

γ — удельный вес воды.

Режим движения гидросамолёта по воде, когда он скользит на первом редане, имея незначительное водоизмещение (малую осадку лодки в воде), называют режимом глиссирования.

Этот режим движения наблюдается при $F_{R\Delta} > 3$. С дальнейшим ростом скорости движения будет увеличиваться подъёмная сила крыльев гидросамолёта, и нагрузка на воду будет соответственно уменьшаться до тех пор, пока не станет равной нулю и произойдет взлёт.



Фиг. 34

На фигуре 34 приведен типичный график изменения углов дифферента гидросамолёта при его взлёте с воды и сопротивления движению.

На нем пунктирными линиями нанесены условные границы режимов движения:

- режима плавания I;
- переходного режима II;
- режима глиссирования III.

Понятно, что такое разделение процесса взлёта гидросамолёта с воды условное и ярко выраженных таких участков нет, поскольку изменение сил и моментов, действующих на гидросамолёт, происходит плавно.

Для моделирования процесса движения гидросамолёта на воде нам необходимо найти определяющие зависимости – критерии подобия, на которые необходимо будет умножить, замеренные при испытаниях, силы и моменты.

Как показано выше, это можно выполнить двумя путями. Первый путь – составление дифференциальных уравнений движения гидросамолёта на воде, граничных и начальных условий и, анализируя составленные уравнения, установить совокупность определяющих характеристик. Вторым путем – применить метод анализа размерности. Поскольку первый путь более трудоемкий, в сравнении со вторым, выбираем метод анализа размерности.

Предварительно установим, что интересует нас в экспериментальных исследованиях движения гидросамолёта на воде?

Какие параметры необходимо получить, по которым можно судить о натурном гидросамолёте?

По установившейся с годами практике и теории это следующие параметры:

- изменение углов дифферента по скорости движения;
- изменение осадки лодки в процессе движения;
- изменение сопротивления движению;
- заливаемость надводных частей и брызгообразование;
- перегрузки при движении на волне ($n_x; n_y; n_z$);
- устойчивость глиссирования;
- зоны устойчивости глиссирования.

Все эти параметры можно получить в экспериментальных исследованиях для каждой модели гидросамолёта. Правильность их переноса на натуру определяется правильным выбором критериев подобия.

Примем условие, что будем рассматривать установившееся прямолинейное движение гидросамолёта по гладкой воде (штиль), тем самым, применяя гипотезу стационарности.

Как показали опыты, применение гипотезы стационарности, не вносит практически ни каких погрешностей и поэтому принятое условие о том, что движение будет установившемся, оправдывается. Испытание моделей гидросамолётов на воде проводится на различных, но постоянных скоростях движения, включая и скорость взлёта. Проанализировав результаты испытаний на постоянных скоростях, выполняют динамический разгон модели до взлёта, соблюдая время разгона по критерию гомохронности «Н». Совокупность замеренных параметров на постоянных скоростях движения модели, начиная с минимальной скорости и до скорости взлёта модели, даёт представление о действующих на модель силах, о устойчивости её движения, зонах устойчивости (нижней и верхней границах), о заливаемости надводных частей модели и характера брызгообразования. Движение модели на воде с ускорением до взлёта, с замерами и анализом измеряемых параметров, даёт более реальное представление о её взлете с воды, поскольку при движении с ускорением, некоторые явления, наблюдаемые на постоянных скоростях движения исчезают, не успевая развиться. В основном это касается заливаемости надводных частей и брызгообразования.

Рассмотрим три режима, это режим плавания, режим глиссирования и переходной режим.

а - Рассмотрим режим плавания.

Скорости движения лодки малы. Изменения углов ее дифферента незначительное. Движение корпуса лодки в воде сопровождается наличием силовых воздействий со стороны воды. Силовое воздействие воды распространяется на всю смоченную поверхность лодки гидросамолёта и сводится к касательным и нормальным силам (напряжениям) к её поверхности. Сумма касательных сил, приложенных к смоченной поверхности лодки, составляет сопротивление трения.

Движение гидросамолёта сопровождается волнообразованием, наблюдаются вихреобразования и срывы потоков воды. Аэродинамическое сопротивление и подъёмная сила крыльев гидросамолёта незначительны и ими можно пренебречь. Будем рассматривать движение геометрически подобных гидросамолётов, у которых в геометрическом подобии выражены все обводы и габариты соответствующих частей.

Значениям и символам параметров в формулах, относящихся к модели, будем приписывать индекс «М», а к натуре – индекс «Н», как и в предыдущих главах.

Выпишем определяющие характеристики движения гидросамолёта в режиме плавания.

Для характеристики размеров примем за характерный размер длину корпуса лодки гидросамолёта по грузовой ватерлинии «L». При движении на воде гидросамолёт имеет определенное положение относительно поверхности воды, которое влияет на его движение и сопротивление движению.

Положение гидросамолёта мы можем определить зная его вес «G», или осадку «H», а также координаты его центра тяжести «η» и «ζ» в выбранной системе отсчёта, связанной с гидросамолётом.

Силовое воздействие воды сведём к влиянию её инертности, вязкости и весомости.

Инертность воды характеризуем ее массовой плотностью «ζ», вязкость – коэффициентом вязкости «μ», а весомость – удельным весом «γ». Также учтём скорость движения «V».

Значение аэродинамических сил, в сравнении с гидродинамическими, мало и поэтому в определяющие характеристики не вводим параметры, характеризующие воздух.

Также не учитываем свойства капиллярности и сжимаемости воды и воздуха, процесс превращения в тепло энергии, которую затрачивает гидросамолёт на движение и передает воде. Не будем также учитывать вертикальную составляющую тяги двигателей на разгрузку гидросамолёта из-за малых углов хода (дифферента).

Таким образом, систему определяющих характеристик для случая движения гидросамолёта в режиме плавания можно представить в следующем виде:

$$L; G; \eta; \zeta; \zeta; \mu; \gamma; V. \dots\dots\dots (88).$$

Искомой величиной, подлежащей определению, будет величина сопротивления движению гидросамолёта на воде W.

$$W = f(L; G; \eta; \zeta; \zeta; \mu; \gamma; V) \dots\dots\dots (89).$$

Из этого комплекса параметров выделим основные характеристики. Такими характеристиками могут быть массовая плотность ς , скорость V и характерная длина L .

Они могут быть заданы наперед и гарантировать однозначность решения задачи.

Поставим определяемые характеристики $W, G, \eta, \zeta, \mu, \gamma$ в зависимость от основных, определяющих ς, V, L и применим к ним Π -теорему.

$$\begin{aligned} [W] &= [\varsigma]^{m_1} [V]^{m_2} [L]^{m_3}; \\ [G] &= [\varsigma]^{n_1} [V]^{n_2} [L]^{n_3}; \\ [\eta] &= [\varsigma]^{g_1} [V]^{g_2} [L]^{g_3}; \\ [\zeta] &= [\varsigma]^{p_1} [V]^{p_2} [L]^{p_3}; \\ [\mu] &= [\varsigma]^{s_1} [V]^{s_2} [L]^{s_3}; \\ [\gamma] &= [\varsigma]^{r_1} [V]^{r_2} [L]^{r_3}. \end{aligned} \dots\dots\dots (90).$$

Рассмотрим размерности параметров:

$$\begin{aligned} [W] &= [G] = [ma] = MLT^{-2}; \\ [\eta] &= [L] = [\zeta] = L; \\ [\mu] &= \frac{\kappa \mathcal{Z} \text{сек}}{M^2} = \frac{[ma]T}{L^2} = ML^{-1}T^{-1}; \\ [\gamma] &= \frac{\kappa \mathcal{Z}}{M^3} = \frac{MLT^{-2}}{L^3} = ML^{-2}T^{-2}; \\ [V] &= LT^{-1}; \\ [\varsigma] &= \frac{\kappa \mathcal{Z} \text{сек}^2}{M^4} = \frac{MLT^{-2}T^2}{L^4} = ML^{-3}. \end{aligned}$$

Подставим значения размерностей в равенства 89 и при этом получим:

$$\begin{aligned} M^1 L^1 T^{-2} &= M^{m_1} L^{-3m_1+m_2+m_3} T^{-m_2}; \\ M^1 L^1 T^{-2} &= M^{n_1} L^{-3n_1+n_2+n_3} T^{-n_2}; \\ M^0 L^1 T^0 &= M^{g_1} L^{-3g_1+g_2+g_3} T^{-g_2}; \\ M^0 L^1 T^0 &= M^{p_1} L^{-3p_1+p_2+p_3} T^{-p_2}; \\ M^1 L^{-1} T^{-1} &= M^{s_1} L^{-3s_1+s_2+s_3} T^{-s_2}; \\ M^1 L^{-2} T^{-2} &= M^{r_1} L^{-3r_1+r_2+r_3} T^{-r_2}. \end{aligned} \dots\dots\dots (91).$$

Из равенства 91, при независимых M, L и T вытекает:

$$\begin{aligned}
m_1 &= 1; & -3m_1 + m_2 + m_3 &= 1; & -m_2 &= -2; \\
n_1 &= 1; & -3n_1 + n_2 + n_3 &= 1; & -n_2 &= -2; \\
g_1 &= 0; & -3g_1 + g_2 + g_3 &= 1; & -g_2 &= 0; \\
\rho_1 &= 0; & -3\rho_1 + \rho_2 + \rho_3 &= 1; & -\rho_2 &= 0; \dots\dots\dots (92). \\
s_1 &= 1; & -3s_1 + s_2 + s_3 &= -1; & -s_2 &= -1; \\
r_1 &= 1; & -3r_1 + r_2 + r_3 &= -2; & -r_2 &= -2.
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
m_1 &= 1; & m_2 &= 2; & m_3 &= 2; \\
n_1 &= 1; & n_2 &= 2; & n_3 &= 2; \\
g_1 &= 0; & g_2 &= 0; & g_3 &= 1; \dots\dots\dots (93). \\
\rho_1 &= 0; & \rho_2 &= 0; & \rho_3 &= 1; \\
r_1 &= 1; & r_2 &= 2; & r_3 &= -1.
\end{aligned}$$

Критерии подобия в рассматриваемом случае примут вид:

$$\Pi_1 = \frac{G}{\varsigma^{n_1} V^{n_2} L^{n_3}} = \frac{G}{\varsigma V^2 L^2}; \quad \Pi_2 = \frac{\eta}{L}; \quad \Pi_3 = \frac{\zeta}{L}; \quad \Pi_4 = \frac{\mu}{\varsigma V L}; \quad \Pi_5 = \frac{\mathcal{N}}{\varsigma V^2}.$$

Зависимый критерий W будет равен $\Pi = \frac{W}{\varsigma V^2 L^2}$.

Необходимым и достаточным условием механического подобия в случае движения гидросамолёта и его модели на воде в режиме плавания примут вид:

$$\begin{aligned}
\frac{G_M}{\varsigma_M V_M^2 L_M^2} &= \frac{G_H}{\varsigma_H V_H^2 L_H^2}; & \frac{\eta_M}{L_M} &= \frac{\eta_H}{L_H}; & \frac{\zeta_M}{L_M} &= \frac{\zeta_H}{L_H}; & \frac{\mu_M}{\varsigma_M V_M L_M} &= \frac{\mu_H}{\varsigma_H V_H L_H}; \\
\frac{\gamma_M L_M}{\varsigma_M V_M^2} &= \frac{\gamma_H}{\varsigma_H V_H^2}. & \text{Заменим значения } \frac{\gamma}{\varsigma} & \text{ и } \frac{\mu}{\varsigma} & \text{ на } g & \text{ и } \xi
\end{aligned}$$

$\frac{\mu}{\zeta V L} = \frac{\xi}{V L}; \quad \frac{\gamma L}{\zeta V^2} = \frac{g L}{V^2}$. Выразим далее соотношение между зависимым критерием Π и независимыми критериями $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_5$.

$$\frac{W}{\zeta V^2 L^2} = f \left(\frac{G}{\zeta V^2 L^2}; \frac{\eta}{L}; \frac{\xi}{L}; \frac{V L}{\xi}; \frac{V^2}{g L} \right) \dots \dots \dots (94).$$

Для рассматриваемого случая установившегося движения критерии $\frac{\Pi}{\zeta V^2 L^2}; \frac{\eta}{L}; \frac{\xi}{L}$ постоянны, поскольку вес гидросамолёта практически не изменяется и он имеет вполне определённое положение на воде.

Тогда зависимость 94 можно записать в более компактном ином виде:

$$\frac{W}{\zeta V^2 L^2} = f \left(\frac{V^2}{g L}; \frac{V L}{\xi} \right) \text{ или } W = f \zeta V^2 L^2 \left(\frac{V^2}{g L}; \frac{V L}{\xi} \right).$$

Выражения $\frac{V^2}{g L}$ и $\frac{V L}{\xi}$ есть критерии Фруда и Рейнольдса.

Таким образом, сила сопротивления W является следствием проявления в процессе сил весомости (g) и сил вязкости (μ).

Запишем критерии Фруда и Рейнольдса в ином виде:

$$- F_R^2 = \frac{V^2}{g L} \frac{\xi}{L} = \frac{\zeta V^2 L^2}{\gamma L^3} \quad \text{где } \gamma L^3 - \text{весомость воды, а } \zeta V^2 L^2 - \text{инерция воды;}$$

$$- R_E = \frac{V L}{\xi} = \frac{\zeta V L}{\mu} = \frac{\zeta V^2 L^2}{\mu \frac{V}{L} L^2} \quad \text{где } \mu \frac{V}{L} L^2 - \text{вязкость воды а } \zeta V^2 L^2 - \text{инерция}$$

воды.

Из записи критерия Фруда видно, что подобие по F_R заключается в том, чтобы отношение силы, обусловленной свойством инерции воды к силе, обусловленной проявлением свойства весомости воды, для натуре и модели были одинаковыми.

Из записи критерия Рейнольдса видно, что подобие по R_E заключается в том, чтобы отношение силы, обусловленной проявлением инерции воды к силе, обусловленной проявлением свойств вязкости воды, для модели и натуре были также одинаковыми ($F_{RM} = F_{RH}; R_{EM} = R_{EH}$).

Испытания моделей гидросамолётов на открытых водоёмах проводятся на такой же воде, с которой взлетает (или садится) натурный гидросамолёт и

над ней такой же, по своим свойствам, воздух и естественно, что $g_M = g_H$ и $\zeta_M = \zeta_H$.

Рассмотрим скорости движения модели на воде, для соблюдения в эксперименте критериев Фруда и Рейнольдса.

По Фруду скорость движения модели должна быть меньше натурной в корень квадратный из масштаба геометрического подобия модели K_L - т.е.

$$V_M = \frac{V_H}{\sqrt{K_L}}.$$

По Рейнольдсу скорость движения модели должна быть больше натурной в геометрический масштаб подобия K_L - т.е. $V_M = V_H K_L$.

Для того, чтобы скорость движения модели удовлетворяла обоим критериям, необходимо положить $L_M = L_H$, что по существу означает отказ от моделирования, либо при опытах с моделью необходимо использовать жидкость с иной вязкостью. ($\frac{\xi_H}{\xi_M} = K_L^{1.5}$) т.е. надо существенно уменьшать вязкость жидкости, на которой будет двигаться модель, что практически невозможно.

Многие экспериментальные исследования, проведенные на моделях, привели к выводу, что моделирование движения модели гидросамолёта в режиме плавания, нужно производить, выполняя критерий Фруда.

Опыты показали, что влияние числа R_E существенно сказывается лишь на движении жидкости непосредственной близости от обтекаемого тела и не оказывается на её движение в других областях. Поэтому безразмерное сопротивление $\frac{W}{\zeta V^2 L^2}$ можно представить как сумму двух безразмерных функций:

$$\frac{W}{\zeta V^2 L^2} = \frac{W_{RE}}{\zeta V^2 L^2} + \frac{W_{FR}}{\zeta V^2 L^2}, \text{ где } W_{RE} - \text{ составляющая сопротивления зависящая от } R_E \text{ а } W_{FR} - \text{ составляющая сопротивления зависящая от } F_R.$$

Это предположение высказал Фруд и оно названо гипотезой «Фруда». Поскольку вязкость жидкости проявляется наиболее интенсивно в непосредственной близости к поверхности днища лодки и влияет на величину касательных сил – сил трения, то в основе исследования сил трения лежит изучение течения жидкости у стенок твёрдой поверхности. Этому посвящено много исследований и в технической литературе есть

необходимые данные для определения сопротивления трения расчётным путём.

Величина сил трения является зависящей от шероховатости и формы смоченной поверхности, свойств жидкости и числа R_E .

Исследования влияния чисел R_E на величину сил трения позволили установить один из важнейших выводов, суть которого состоит в том, что безразмерный коэффициент сопротивления трения, начиная с определенного числа R_E и больших ему, становится практически независимым от него.

Такая область чисел R_E , когда коэффициент сопротивления не зависит от R_E , называется автомодельной областью по числу Рейнольдса.

Таким образом, если движение модели на воде происходит в автомодельной зоне по числу R_E , то коэффициент полного сопротивления движению модели будет зависеть только от числа (критерия) Фруда (F_R).

$\frac{W}{\rho V^2 L^2} = f(F_R)$ и $C_{f\text{мод}} = C_{f\text{натур}} \quad \text{где: } C_f - \text{коэффициент полного сопротивления.}$

Ориентировочно началом зоны автомодельности по R_E можно принять число $R_{\text{Эп}} = 0.7 \cdot 10^4$, для буксируемых на воде моделей. (Теоретическая механика; Патрышев А.Н.; стр 396; Теоретические основы гидроавиации; Косоуров К.Ф.; стр. 394).

Например, для модели длиной лодки 4 метра, при скорости движения $V=5\text{м/сек}$, число $R_E \sim 2 \cdot 10^7$ для воды,

при: $\xi = 0.145 \cdot 10^{-5} \frac{M^2}{сек^2}$ и $T = +15^\circ$.

При исследованиях на моделях гидродинамических характеристик с числами $R_E < R_{\text{Эп}}$ возникают погрешности и, чем ближе мы сможем приблизиться к автомодельной зоне, тем меньше погрешности будут возникать в учёте сил трения.

Кроме сил трения $W_{RE} = f(R_E)$ при движении лодки гидросамолёта возникает волновое сопротивление « W_B » и сопротивление формы « W_ϕ ».

Сопротивление формы возникает из-за отрыва от корпуса лодки пограничного слоя, вихреобразования воды в местах корпуса, где нарушается плавность обтекания (например, первый редан лодки создает срыв потоков воды).

Волновое сопротивление эквивалентно энергии, которую затрачивает движущийся гидросамолёт на образование волн, которые возникают при этом.

Давление по глубине распределяется по закону отличному от гидростатического в этом случае и поэтому силы тяжести не могут быть включены в давление. Формирование волн определяется исключительно силой тяжести воды «g». Поэтому, в вызванном перемещением лодки потоке воды, силы тяжести значительны. Волновое сопротивление возникает потому, что в носовой и кормовой частях перемещающейся лодки гидросамолёта, со стороны воды действуют разные по величине гидромеханические давления, причем в носовой части лодки они больше, чем в кормовой.

Образование волн и вихрей, возникающих от действия сил тяжести, указывает на необходимость добиваться равенства чисел Фруда « F_R » для модели и натуре при испытаниях моделей. Равенство чисел « F_R » в этом случае обеспечивает геометрическое подобие картины возникающих волн и следовательно подобное влияние весомости воды на величину избыточного давления.

В заключении данного параграфа приходим к выводу, что моделирование движения гидросамолёта на воде в режиме плавания необходимо осуществлять по закону Фруда. Для подобия при этом желательно выбирать гидромодель как можно большего размера, минимальная скорость буксировки которой, по закону Фруда $\left(\frac{V}{\sqrt{gL}}\right)$ позволила бы быть ей в автомоделной зоне по закону Рейнольдса $\left(\frac{VL}{\xi}\right)$, (для воды) или приблизится к ней.

В тех случаях, когда модели не в автомоделной зоне по R_E , а близки к ней, погрешности незначительны и ими можно пренебречь.

Необходимость моделирования движения гидросамолёта на воде в режиме плавания по Фруду диктует и практика буксировок моделей судов в гидроканалах. Буксировки моделей показали, что, начиная с чисел Фруда 0.25 и выше, основной задачей при снижении сопротивления движению, является выбор обводов, снижающих волновое сопротивление и лишь для

тихоходных судов сопротивление трения. (Сопротивление воды движению судов. Апухтин П.А. стр. 47-48. $F_R = (0,1 - 0,15)$).

В заключении по этому подразделу напомним, что в тех случаях когда движение моделей происходит в однородной среде, как движение в воде на большой глубине или потоке жидкости без свободной поверхности (трубе), а также полностью в воздухе, и при этом весомость среды не отражается на величине избыточных давлений, моделирование по Фрудру не является обязательным. Основным критерием подобия при этом является число R_E .

б - Режим глиссирования гидросамолёта.

Рассмотрим установившееся движение гидросамолёта на спокойной воде в режиме глиссирования. Движение гидросамолёта сопровождается силовым воздействием на него со стороны воды и воздуха.

Со стороны воды на корпус лодки действуют сила гидродинамического поддержания и сила сопротивления движению глиссирования на воде.

Явление глиссирования носит ярко выраженный ударный характер. Перед днищем лодки гидросамолёта вода практически находится в покое, а затем, в кратчайший промежуток времени, приводится в интенсивное движение, надвигающимся днищем гидросамолёта.

Такое, резко ускоренное, движение воды даёт основание считать доминирующими силами силы инерции, а не весомости воды.

Со стороны воздуха на гидросамолет действует подъёмная аэродинамическая сила « Y », сила лобового сопротивления « θ_X ». Также как и предыдущем случае нас интересуют гидродинамические силы.

Теперь положение гидросамолёта на воде можем определить зная нагрузку на воду « Δ » и величину угла дифферента « φ ».

Нагрузка на воду определяется по формуле $\Delta = G - [Y + P_{дв} \sin \varphi]$ где:

- G – вес гидросамолёта;
- Y – подъёмная сила крыльев;
- $P_{дв}$ – тяга двигателей;

- φ - угол дифферента гидросамолёта.

Угол дифферента φ может изменяться в зависимости от скорости движения. Вместо φ можно задать внешний момент «М» относительно центра тяжести и координаты центра тяжести $\eta; \zeta$.

За характерный линейный размер примем ширину лодки «В» у первого редана, поскольку глиссирование происходит на центральной части днища лодки, где её характерным размером является ширина лодки. Таким образом, движение гидросамолёта на воде в режиме установившегося глиссирования можно охарактеризовать следующей системой определяющих характеристик: $B; \Delta; \eta; \zeta; M; V; \varsigma; \gamma; \mu$.

Зависимыми величинами в этом случае будем считать W и φ .

Тогда $W = f_1(B; \Delta; \eta; \zeta; M; V; \varsigma; \gamma; \mu)$;

$$\varphi = f_2(B; \Delta; \eta; \zeta; M; V; \varsigma; \gamma; \mu).$$

Рассмотрим условия подобия при глиссировании. За основные величины, как и в предыдущем случае, примем ς, V, B .

Поставим в зависимость определяемые характеристики $W, \varphi, \Delta, \eta, \zeta, M, \gamma, \mu$ от основных определяющих характеристик ς, V, B и применим к ним П-теорему. Тогда:

$$\begin{aligned} [W] &= [\varsigma]^{m_1} [V]^{m_2} [B]^{m_3}; & [\gamma] &= [\varsigma]^{r_1} [V]^{r_2} [B]^{r_3}; & [\mu] &= [\varsigma]^{s_1} [V]^{s_2} [B]^{s_3}. \\ [\varphi] &= [\varsigma]^{\delta_1} [V]^{\delta_2} [B]^{\delta_3}; \\ [\Delta] &= [\varsigma]^{n_1} [V]^{n_2} [B]^{n_3}; \\ [\zeta] &= [\varsigma]^{p_1} [V]^{p_2} [B]^{p_3}; & [\mu] &= [\varsigma]^{s_1} [V]^{s_2} [B]^{s_3}; & [W] &= [\varsigma]^{m_1} [V]^{m_2} [B]^{m_3}; & [\gamma] &= [\varsigma]^{r_1} [V]^{r_2} [B]^{r_3}; \\ [\eta] &= [\varsigma]^{g_1} [V]^{g_2} [B]^{g_3}; \\ [M] &= [\varsigma]^{\alpha_1} [V]^{\alpha_2} [B]^{\alpha_3}; \\ &\dots\dots\dots(95). \end{aligned}$$

Размерность ширины лодки «В» совпадает с размерность длины «L», а размерность « Δ » с размерностью «G».

$$\begin{aligned}
[B] &= [L] = B = L; \\
[\Delta] &= [G] = [W] = MLT^{-2} = MBT^{-2}; \\
[\zeta] &= [\eta] = [B] = B = L; \\
[M] &= [W]L = \kappa_2 M = ML^2T^{-2} = MB^2T^{-2}; \\
[\gamma] &= ML^{-2}T^{-2} = MB^{-2}T^{-2};
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
[\mu] &= ML^{-1}T^{-1} = MB^{-1}T^{-1}; \\
[\xi] &= LT^{-1} = BT^{-1}; \\
[\varsigma] &= ML^{-3} = MB^{-3}
\end{aligned}$$

Подставив в систему равенств 95 значения размерностей, получаем:

$$\begin{aligned}
MBT^{-2} &= [MB^{-3}]^{m_1} [BT^{-1}]^{m_2} [B]^{m_3} = M^{m_1} B^{-3m_1+m_2+m_3} T^{-m_2}; \\
0 &= M^{\delta_1} B^{-3\delta_1+\delta_2+\delta_3} T^{-\delta_2}; \\
MBT^{-2} &= M^{n_1} B^{-3n_1+n_2+n_3} T^{-n_2}; \\
B &= M^{p_1} B^{-3p_1+p_2+p_3} T^{-p_2}; \\
B &= M^{g_1} B^{-3g_1+g_2+g_3} T^{-g_2}; \\
MB^2T^{-2} &= M^{\alpha_1} B^{-3\alpha_1+\alpha_2+\alpha_3} T^{-\alpha_2}; \\
MB^{-2}T^{-2} &= M^{r_1} B^{-3r_1+r_2+r_3} T^{-r_2}; \\
MB^{-1}T^{-1} &= M^{s_1} B^{-3s_1+s_2+s_3} T^{-s_2}.
\end{aligned}$$

Поскольку М, В и Т независимы, то для $m_1; m_2; m_3; n_1; \dots$ вытекают следующие уравнения:

$$\begin{aligned}
m_1 &= 1; & -3m_1 + m_2 + m_3 &= 1; & -m_2 &= -2; & m_1 &= 1; m_2 = 2; m_3 = 2; \\
\delta_1 &= 0; & -3\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 &= 0; & -\delta_2 &= 0; & \delta_1 &= 0; \delta_2 = 0; \delta_3 = 0; \\
n_1 &= 1; & -3n_1 + n_2 + n_3 &= 1; & -n_2 &= -2; & n_1 &= 1; n_2 = 2; n_3 = 2; \\
p_1 &= 0; & -3p_1 + p_2 + p_3 &= 1; & -p_2 &= 0; & p_1 &= 0; p_2 = 0; p_3 = 1; \\
g_1 &= 0; & -3g_1 + g_2 + g_3 &= 1; & -g_2 &= 0; & g_1 &= 0; g_2 = 0; g_3 = 1; \dots \dots \dots (96). \\
\alpha_1 &= 1; & -3\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 &= 2; & -\alpha_2 &= -2; & \alpha_1 &= 1; \alpha_2 = 2; \alpha_3 = 3; \\
r_1 &= 1; & -3r_1 + r_2 + r_3 &= -2; & -r_2 &= -2; & r_1 &= 1; r_2 = 2; r_3 = -1; \\
s_1 &= 1; & -3s_1 + s_2 + s_3 &= -1; & -s_2 &= -1; & s_1 &= 1; s_2 = 1; s_3 = 1.
\end{aligned}$$

Подставим в равенства 95 значения показателей степеней $m_1; \delta_1; n_1, \dots$ и определим определяющие критерии подобия установившегося глиссирования гидросамолёта:

$$\begin{aligned} W &= \zeta V^2 B^2; & \Pi_1 &= \frac{W}{\zeta V^2 B^2}; & \zeta &= B^1; & \Pi_4 &= \frac{\zeta}{B}; \\ \varphi &= \zeta^0 V^0 B^0; & \Pi_2 &= \varphi; & \eta &= B^1; & \Pi_5 &= \frac{\eta}{B}; \\ \Delta &= \zeta V^2 B^2; & \Pi_3 &= \frac{\Delta}{\zeta V^2 B^2}; & M &= \zeta V^2 B^3; & \Pi_6 &= \frac{M}{\zeta V^2 B^3}; \\ \gamma &= \zeta V^2 B^{-1}; & \Pi_7 &= \frac{\gamma B}{\zeta V^2}; & \mu &= \zeta^1 V^1 B^1; & \Pi_8 &= \frac{\mu}{\zeta V B}. \end{aligned}$$

Необходимые и достаточные условия для подобия это когда:

$$\begin{aligned} \Pi_{1H} &= \Pi_{1M}; & \Pi_{2H} &= \Pi_{2M}; & \Pi_{3H} &= \Pi_{3M}; & \Pi_{4H} &= \Pi_{4M}; \\ \Pi_{5H} &= \Pi_{5M}; & \Pi_{6H} &= \Pi_{6M}; & \Pi_{7H} &= \Pi_{7M}; & \Pi_{8H} &= \Pi_{8M}. \end{aligned}$$

Соблюдение критериев:

- $\Pi_4; \Pi_5$ означает выдерживание геометрического подобия;
- Π_7 означает равенство чисел Фруда по ширине лодки «В»;
- Π_8 означает равенство чисел Рейнольдса по ширине лодки «В»;
- Π_6 означает равенство коэффициента внешнего

не гидродинамического момента по ширине лодки ($C_{MB} = \frac{2M}{\zeta V^2 B^2}$);

- Π_3 означает равенство коэффициента динамической нагрузки.

Общий вид формулы для гидродинамического сопротивления имеет вид:

$$W = f_1(C_B; C_{MB}; F_{RB}; R_{EB}) \zeta V^2 B^2, \quad \text{а для угла дифферента} \quad - \quad \varphi = f_2(C_B; C_{MB}; F_{RB}; R_{EB}).$$

Рассмотрим влияние коэффициентов $C_B; C_{MB}; F_{RB}; R_{EB}$ на гидродинамическое сопротивление.

В режиме глиссирования гидросамолета с постоянной скоростью угол дифферента « φ » можно считать практически неизменным. Смоченная ширина лодки «В» и длина «L», по её килевой линии, будут вполне определены. Гидродинамическое сопротивление в этом случае существенно зависит от сил трения на смоченной поверхности днища лодки и энергии, которая передаётся лодкой воде. Свойство вязкости воды заметно только в непосредственной близости от днища лодки и поэтому число « R_E » существенно не влияет на распределение давления, на моменты гидродинамических сил и на форму смоченной поверхности. Практически влияние вязкости сказывается лишь на гашение возмущений воды на далеких от глиссирующей лодки, расстояниях. Поэтому влияние числа « R_E » (соотношение сил инерции к силам вязкости) будет сказываться лишь на величине сил трения на смоченной поверхности днища лодки.

Поскольку режиму глиссирования соответствуют большие скорости движения, когда число Фруда по нагрузке « $F_{R\Delta}$ » больше 3, то на открытых водоёмах легко осуществить буксировку модели гидросамолёта в автомоделной зоне по числу « R_E », поскольку есть возможность изготовить модель больших геометрических размеров и иметь, соответственно, большую скорость буксировки. Это часто позволяет исключить критерий Рейнольдса из числа определяющих параметров и в частности принять, что смоченная поверхность лодки, по килевой линии, не зависит от « R_E ».

Однако смоченная поверхность днища лодки в этом случае не зависит и от числа Фруда « F_R ». Как упоминалось выше, взаимодействие килеватого днища глиссирующей лодки и воды, с физической точки зрения, аналогично удару днища о воду.

Это позволяет провести аналогию между явлением удара и глиссированием днища на воде. Движение воды с большой скоростью позволяет заключить, что доминирующую роль во всём процессе играют силы инерции воды, а не силы весомости.

Экспериментальные исследования движения килеватых пластин на режимах глиссирования показали, что влияние весомости «g» на смоченную длину существенно лишь на малых числах Фруда по нагрузке на воду ($F_{R\Delta} < 2$).

Так как глиссирование происходит при числах Фруда больше 2, то влияние весомости воды на смоченную длину глиссирующего днища исключается тоже.

Несущественность влияния весомости воды на ряд основных характеристик движения при больших числах Фруда установлена теоретически и подтверждена практикой. (Доклады Академии Наук, Седов Л.И., Владимиров А.Н. том 33 №2 1941г.; Выпуск 508, ЦАГИ 1940 г.) Руководствуясь изложенными соображениями можно заключить, что при моделировании чистого глиссирования можно отступить от подобия по критерию Фруда.

Однако рассмотрим далее коэффициент динамической нагрузки $C_B = \frac{2\Delta}{\zeta V^2 B^2}$.

Такое же соотношение образуют между собой безразмерные параметры

« C_Δ » и « F_R » в комбинации $\frac{2C_\Delta}{F_R^2}$ где: C_Δ - коэффициент нагрузки на воду.

$$\frac{2C_\Delta}{F_R^2} = \frac{2 \frac{\Delta}{\gamma B^3}}{\frac{V^2}{gB}} = \frac{2\Delta}{\zeta V^2 B^2} = C_B.$$

Эта комбинация параметров « C_Δ » и « F_R » приводит к параметру, который не содержит ускорение «g», характеризующее весомость среды. Поэтому безразмерные величины, не зависящие от критериев Фруда и Рейнольдса, могут зависеть от нагрузки на воду « Δ » и скорости «V» через коэффициент динамической нагрузки « C_B ».

Определим влияние коэффициента « C_{MB} » на сопротивление «W». C_{MB} является коэффициентом внешнего не гидродинамического момента по ширине лодки. На натурном объекте внешний не гидродинамический момент создаётся аэродинамическими силами и силой тяги двигателей. Поэтому на модели и натуре должны быть в подобии подъёмная сила крыльев «Y», сила лобового сопротивления «X» и тяга двигателей.

Безразмерные коэффициенты аэродинамических сил являются функцией числа « R_E » и должны быть одинаковы для модели и натуре. Поэтому

геометрические размеры модели и её скорости движения, соответствующие критерию Фруда, должны быть такие, когда обеспечивается нахождение аэродинамических несущих поверхностей (крыла, ГО.) как минимум в начале зоны автомодельности по числу « R_E » ($0.7 \cdot 10^6$).

Таким образом, критериями подобия на режимах чистого глиссирования являются безразмерные коэффициенты « C_B » и « C_{MB} », равенство которых необходимо для модели и натуры.

в - Переходной режим.

Переходной режим движения гидросамолёта на воде имеет участки напрямую относящиеся к режиму плавания и режиму глиссирования. Это хорошо видно на фигуре 34. Началом переходного режима можно считать скорости, при которых на днище лодки гидросамолёта, в процессе его движения на воде, начинают действовать силы гидродинамического поддержания. Угол дифферента гидросамолёта при этом начинает возрастать. Сила гидродинамического поддержания, с течением времени и набором скорости, постоянно возрастает. Угол дифферента также увеличивается и достигает своей наибольшей величины. Дальнейшее движение гидросамолёта на воде сопровождается отделением кормовой части лодки от воды и полным сосредоточением гидродинамических сил в зоне первого редана лодки и центра тяжести гидросамолёта. При этом наблюдается интенсивное уменьшение углов дифферента – самолёт выходит на режим глиссирования.

Переход гидросамолёта от режима плавания на режим глиссирования является самым сложным и напряженным, от действия гидроаэродинамических сил, заливаемости, брызгообразования и внешних моментов. На этом режиме движения возникает и наибольшее волнообразование, сопровождающее гидросамолёт.

Во всех этих физических процессах существенную роль играет весомость воды « g » и её вязкость « μ ».

Вопросы, относящиеся к этому случаю, нами уже рассмотрены в предыдущих случаях (а) и (б). Это вопросы волнообразования, сил трения и т.п. Этот режим движения гидросамолёта на воде также должен моделироваться в соответствии с критерием Фруда и с зоной автомодельности для Рейнольдса.

§ 14 Моделирование движения гидросамолёта на воде с поддувом струй двигателей под его несущие поверхности (крыло).

Поддув газов двигателей гидросамолёта под его несущие аэродинамические поверхности предполагалось осуществить с целью существенного улучшения его мореходных характеристик.

Физическая суть вопроса состоит в том, что за счёт поддува газов под его крыло, можно уменьшить нагрузку на воду « Δ » уже в начале его разбега.

Это сократит дистанцию взлёта (посадки), гидродинамические нагрузки на элементы конструкции, уменьшит брызгообразование и заливаемость надводных частей, амплитуду продольных колебаний по углу дифферента и перемещений (колебаний) по вертикали в зоне центра тяжести.

Предполагалось, что движения гидросамолёта на воде с поддувом газов под его несущие аэродинамические поверхности, может происходить при малом погружении лодки в воду или при небольших высотах расположения её над водой даже в начале разбега. Такое движение гидросамолёта на воде можно рассматривать как глиссирование и, особенно, на больших скоростях. При этом критериями подобия являются безразмерные коэффициенты

$$C_B = \frac{2\Delta}{\zeta V^2 B^2}$$

и $C_{MB} = \frac{2M}{\zeta V^2 B^2}$, равенство которых необходимо выдерживать для натуре и модели.

Из предыдущих глав по моделированию процессов движения гидросамолёта на воде видно, что все физические особенности, происходящие на натуре, полностью повторить на модели практически невозможно. Поэтому необходимо соблюдать равенство лишь определяющих критериев подобия, которые иногда противоречат друг другу.

Испытания гидромоделей с поддувом холодных струй газов (воздуха) показывали по брызгообразованию одни результаты, а испытания крупномасштабной модели с поддувом горячих струй реальных газов от ТРД уже отличались, демонстрируя другую картину брызгообразования. Основной виной всего становился процесс теплообмена между горячими струями газов и брызгами воды в камере поддува и масштабный эффект.

На крупномасштабной модели брызгообразование было интенсивнее, чем на модели малых размеров, и особенно с поддувом холодных струй воздуха. На модели с поддувом горячих газов в брызгообразовании наблюдались иногда незначительные выбросы пароводяной смеси из камеры поддува вперёд - к воздухозаборникам двигателей.

На испытаниях натурного самолёта эта картина усугубилась. Частота выбросов пароводяных струй вперёд к воздухозаборникам двигателей увеличилась. Увеличился по визуальной оценке и их объём. Пароводяная смесь стала затягиваться в воздухозаборники двигателей и нарушала их устойчивый режим работы.

Это существенно изменило представление о том, что можно поддуть газы в камеру поддува уже на начальной (практически нулевой) скорости движения на воде и приподняться при этом на небольшую высоту над ней.

Пришлось отрабатывать иную методику разгона гидросамолёта. В режиме плавания уровень поддува не превышал четверти тяги двигателей (до скорости $0,25V_{отр.}$) а затем плавно увеличивался и на скоростях $0,5 - 0,6 V_{отр.}$ составлял 80 - 85% от максимального. В общем, устранить все проблемы переходного режима не удалось из-за выявленных конструктивных недостатков организации поддува. Однако характеристики мореходности в целом улучшились.

Что касается рассмотрения вопросов моделирования движения гидросамолёта, с поддувом газов под его несущие аэродинамические поверхности, то в основном это касается моделирования самого поддува газовых струй.

Ведь мы также имеем режим плавания, переходной режим и режим глиссирования, рассмотренные выше.

Как указывалось ранее, при движении гидросамолёта с поддувом газов на воде при малом погружении днища лодки и с скоростями $F_{RA} > 2$, основным критерием подобия является коэффициент динамической нагрузки C_B .

$C_B = \frac{\Delta}{\zeta V^2 B^2}$, где Δ нагрузка на воду.

Нагрузка на воду равна разности между подъёмной силой и весом гидросамолёта.

Подъёмная сила «Y» будет создаваться аэродинамической силой Y_A , подъёмной силой поддува Y_{II} и вертикальной составляющей тяги

двигателей. Поскольку углы дифферента на больших скоростях малы (4 - 6°), то значением этой разгрузки можно пренебречь. Тогда $\Delta = G - Y_A - Y_{II}$.

При фиксированном угле дифферента (хода) и геометрии ($\lambda_{KP}; h_{ЭКР}; \gamma; \vartheta$) подъёмная сила есть функция « R_E », « $J_{вых.дв.}$ » и T° т.е. $Y_{II} = f(R_E; J_{вых.дв.}; T^\circ)$ где:

- R_E - критерий Рейнольдса;
- $J_{вых.дв.}$ - импульс тяги двигателей;
- T° - температура выходящих из сопла газов.

На моделях подъёмная сила Y_{II} создаётся силовой установкой модели и $Y_{II} = \Delta P_{CP} S_{ЦЕНТР.}$ где: ΔP_{CP} - осредненная величина избыточного давления камеры поддува; $S_{ЦЕНТР.}$ - площадь центроплана модели.

Вес модели является её массовой характеристикой.

При выбранном масштабе геометрического подобия модели и натуры « K_L » вес модели $G_M = \frac{G_H}{K_L^3}$ (97).

Камера поддува модели создаёт подъёмную силу $Y_M = \Delta P_{CP} S_{ЦЕНТР.М.}$

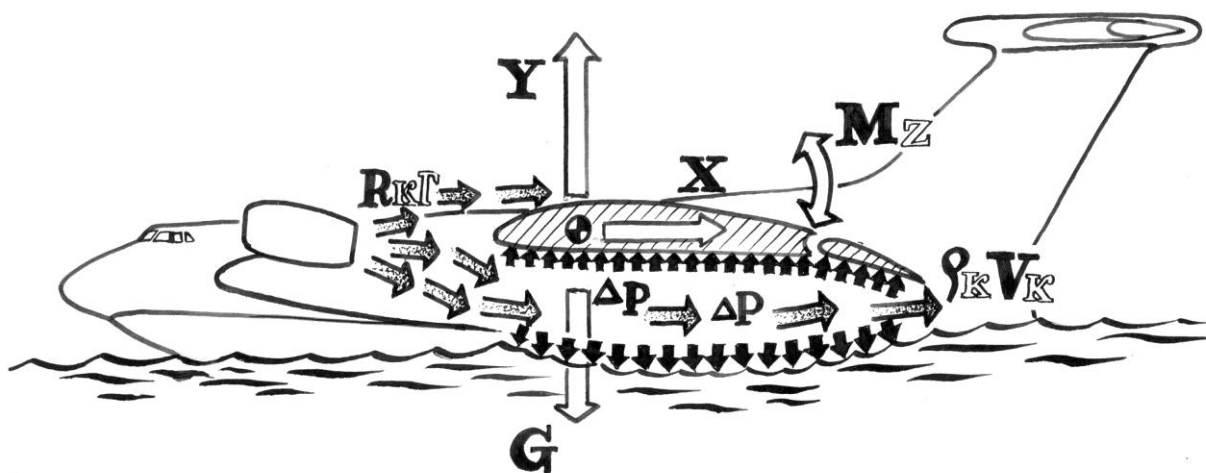
$$S_{ЦЕНТР.М.} = \frac{S_{ЦЕНТР.Н.}}{K_L^2} \cdot \dots \dots \dots (98).$$

$$\text{Если } \Delta P_{CPM} K_P = \Delta P_{CPH}, \quad K_P = \frac{\Delta P_{CPH}}{\Delta P_{CPM}} = \frac{Y_{PH}}{S_H} \frac{S_M}{Y_{PM}} = K_L \text{ то}$$

$$\Delta P_{CPM} = \frac{\Delta P_{CPH}}{K_L}, \quad \dots \dots \dots (99).$$

$$Y_{PM} = \frac{Y_{PH}}{K_L^3} \quad \dots \dots \dots (100).$$

Рассмотрим кратко основные процессы, происходящие в камере поддува. Схематически камера поддува изображена на фигуре 35.



Фиг. 35.

Работающие двигатели поддува нагнетают выходящие из сопел газы под аэродинамические поверхности гидросамолёта. У этих поверхностей образуется камера поддува, при отклонении щитков – закрылков крыла, ограничений по бокам кильшайбами и снизу водной поверхностью.

В камере поддува создаётся избыточное давление « ΔP », образующее подъёмную силу поддува « Y_{II} ». Это давление действует и на водную поверхность, деформируя её. Давление камеры, действующее на щитки - закрылки, создаёт силу сопротивления движению, а истечение водогазовой смеси в зазор, между закрылком и водной деформированной поверхностью, создаёт силу в направлении действия сил тяги поддувных двигателей. В камере поддува происходит процесс теплообмена между горячими газами двигателей поддува и водовоздушной смесью, образованной при взаимодействии струй газов с водной поверхностью и эжектируемым воздухом окружающей среды в камеру поддува. Процесс теплообмена зависит от характера брызгообразования и от объёма воды попадающей в камеру поддува. Брызги воды могут быть мелкими и крупными. В результате нагрева некоторые из них переходят в газообразное состояние. На характер брызгообразования и на теплообмен влияет угол наклона к водной поверхности выдуваемых струй газов. Также на теплообмен влияет характер заполнения газами входной площади в камеру поддува.

При полном заполнении входа затруднено попадание в неё эжектируемого воздуха окружающей среды и тем самым уменьшается теплообмен. Наконец теплообмен происходит и по всей смоченной поверхности камеры

поддува. Таким образом, при поддуве горячих газов на воде под аэродинамические поверхности гидросамолёта происходят сложные физические процессы и, для исследования эффекта поддува газов на моделях, требуется правильное моделирование этих процессов. Зависимости масштабов подобия от геометрического масштаба « K_L » получаются при моделировании этих физических величин по критерию Фруда $F_R = \frac{V}{\sqrt{GL}}$.

В соответствии с этими зависимостями избыточное давление в камере поддува у модели должно быть в K_p раз меньше, чем в натурной камере, поскольку $K_{PH} = K_{PM} K_L$.

Давление в камере поддува, при её фиксированной геометрии и высоте расположения над экраном, зависит от объёма газов поступающих в неё и от процессов теплообмена, происходящих в ней. Объём газов поступающий в камеру зависит от режима работы двигателей поддува (их секундного расхода газов на заданном режиме работы двигателей или, что тоже самое, от выходного импульса двигателей ($J_{\text{вых.}}$)).

Таким образом, избыточное давление в камере поддува « Δ_p » является функцией выходного импульса двигателей « $J_{\text{вых.}}$ » и температуры газов « T° », при фиксированной геометрии модели и объёме водовоздушной смеси, проникающей в камеру.

Поскольку моделирование веса модели производится по критерию Фруда, то для сохранения одной и той же энерговооруженности для модели и натуре необходимо выходной импульс тяги двигателей также моделировать по критерию Фруда.

В соответствии с этим должны быть смоделированы расход и скорость истечения газов из сопел поддува.

Аналогично коэффициенту динамической нагрузки « C_B » при глиссировании гидросамолёта, коэффициентом динамической нагрузки камеры поддува получается коэффициент « C_R ».

$$C_R = \frac{I_{\text{ВЫХ.}}}{\zeta V^2 S_{\text{ЦЕНТ.}}} \quad \text{где: } J_{\text{ВЫХ.}} - \text{выходной импульс двигателей поддува (кг);}$$

$$\zeta - \text{плотность окружающей среды} \quad \left[\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4} \right];$$

V - скорость движения модели (м/сек);

$S_{\text{ЦЕНТ}}$ - площадь центроплана (м^2).

Равенство коэффициентов « C_R » для натуры и модели легко обеспечить. Больше трудностей возникает обеспечение равенства коэффициента « C_B » для модели и натуры.

Трудность обеспечения равенства « C_{BM} » и « C_{BH} » создаётся необходимостью обеспечения на модели, при её испытании, соответствующей разгрузки от камеры поддува (моделировать подъёмную силу камеры поддува).

Что касается аэродинамической подъёмной силы крыльев и горизонтального оперения и их продольных моментов, то это можно обеспечить. Для этого геометрический масштаб модели должен быть как можно меньше (иметь большие размеры модели). Далее, о необходимости этого, будут приведены обоснования.

ОЦЕНКА ПОДЪЁМНОЙ СИЛЫ ПОДДУВА.

Подъёмная сила поддува возникает под действием избыточного давления в камере, которое создаётся двигателями, нагнетающими газы под несущие поверхности гидросамолёта. Газы создают в камере поддува избыточное давление, действующее на все поверхности камеры. Деформируется водная поверхность в камере поддува и истекает водовоздушная смесь и газы в зазоры, образующиеся между щитками – закрылками камеры и деформированной водной поверхностью.

Обозначим давление в камере под крылом « ΔP », скорость истечения газов из камеры « V_K », а площадь зазора между водной поверхностью и нижней кромкой щитков – закрылков « S_1 ».

Тогда, без учета водяных брызг, $\Delta P = \frac{\zeta_K V_K^2}{2}$ (101),

где: ζ_K - плотность газов при температуре под крылом « T_K° ».

С другой стороны это давление можно найти через секундную массу газов «М», поставляемую двигателями поддува.

$$\text{Так - как } M = \zeta_K V_K S_1 \text{ то } V_K = \frac{M}{\zeta_K S_1} \dots\dots\dots (102).$$

$$\text{Подставим значение } V_K \text{ в уравнение 101, получим: } \Delta P = \frac{M^2}{2\zeta_K S_1^2} \dots\dots (103).$$

В уравнение 103 входит значение плотности газов « ζ_K » под крылом при их температуре « T_K ». Выразим значения « ζ_K » через величину плотности окружающей среды « ζ_A ».

В процессе движения на воде величина избыточного давления (ΔP) в камере поддува изменяется незначительно, по сравнению с атмосферным, при изменении скоростей движения. Поэтому состояние газа в камере поддува можно рассматривать как процесс при постоянном давлении.

$$\text{Тогда, используя уравнение состояния газа при постоянном давлении } \frac{\zeta_A}{\zeta_K} = \frac{T_K}{T_A} \text{ определим значение } \zeta_K: \zeta_K = \frac{\zeta_A T_A}{T_K} \dots\dots\dots (104).$$

где: ζ_A - плотность окружающего воздуха; T_A - температура окружающей среды (воздуха).

Подставляя значения ζ_K в уравнение 103 имеем:

$$\Delta P = \frac{M^2}{2\zeta_K S_1^2} = \frac{M^2 T_K}{2\zeta_K T_A S_1^2} = \frac{M^2}{2S_1^2 \zeta_A} \frac{T_K}{T_A} \dots\dots\dots (105).$$

Умножим и разделим уравнение 56 на секундную массу струй газов на срезе

$$\text{сопла двигателей «} M_C \text{» тогда } \Delta P = \frac{M_C^2}{2\zeta_K S_1^2} \frac{M^2}{M_C^2} \frac{T_K}{T_A} \dots\dots\dots (106).$$

Мы получили, что избыточное давление ΔP на нижней поверхности крыла камеры поддува можно рассматривать как функцию трёх сомножителей, каждый из которых зависит от температуры. Определим эти зависимости.

Зависимость $M_C^2 = f(T)$ определим при условии действия постоянного импульса поддува $J_{\text{ВЫХ}}$.

$$J_{\text{ВЫХ}} = \zeta_C V_C^2 F_C = M_C V_C;$$

$$M_C^2 = \frac{\zeta_C^2 V_C^4 F_C^2}{V_C^2} = \zeta_C^2 V_C^2 F_C^2 = J_{\text{ВЫХ}}^2 F_C \zeta_C.$$

Учитывая, что $\zeta_C = \zeta_A \frac{T_A}{T_C}$, то $M_C = J_{\text{БЫЛХ}} \cdot F_C \zeta_A \frac{T_A}{T_C}$ где:

T_C - абсолютная температура газов на срезе сопел двигателей поддува;

F_C - площадь среза сопла;

ζ_C - плотность газов на срезе сопла.

С учётом этого первый сомножитель 106 можно записать в следующем виде:

$$\frac{M_C^2}{2S_1^2 \zeta_A} = J_{\text{БЫЛХ}} \frac{F_C \zeta_A \frac{T_A}{T_C}}{2S_1^2 \zeta_A} = J_{\text{БЫЛХ}} \cdot \frac{F_C}{2S_1^2} \frac{T_A}{T_C} \dots\dots\dots (107).$$

Из формулы 107 следует, что чем больше температура газов, выходящих из сопел двигателей, тем меньше первый множитель уравнения 106.

Второй множитель уравнения 106 $\frac{M}{M_C}$ представляет собой соотношение массы струй воздуха и газа поставляемого двигателями в камеру поддува (секундная масса газов, входящих в камеру перед крылом) к массе струй газов на срезе сопел.

Взаимодействие газовых струй, истекающих из сопла двигателя, с атмосферным воздухом рассматривается в газовой динамике. В нашем случае струи газов, истекающих из сопел, турбулентного характера и для таких струй, затопленных в атмосферном воздухе, в газовой динамике изложены законы их распространения.

В газовой динамике для различных типов (по своей форме) и дистанции от сопла могут быть предложены формулы, выражающие соотношение $\frac{M}{M_C}$.

В реальных, на данный момент времени условий, отстояние сопел двигателей поддува от кромки крыла (входа в камеру поддува) может быть в пределах 5 – 15 диаметров сопла ($5 < \chi < 15$). Для таких удалений сечения струй двигателей от сопла соотношение может быть выражено формулой

$$\frac{M}{M_C} = 0.2 \chi \sqrt{\frac{T_C}{T_A}} \text{ для осесимметричной струи } (108)$$

$$\text{и формулой } \frac{M}{M_C} = 1 + 0.035 \chi \frac{T_C}{T_A} \text{ для плоской струи } \dots\dots\dots (109).$$

На практике рядом друг с другом может стоять ряд круглых сопел поддува вдоль размаха крыла. В этом случае ЦАГИ рекомендует рассматривать законы расширения струй газов и увеличения воздушных масс промежуточными между осесимметричным и плоским случаями, особенно для малых отстояний среза сопел от входа в камеру поддува ($\chi < 5$) и большим числом расположения их в ряду.

С учётом этих соображений были выполнены расчёты. Проведенные расчёты подтвердили, что в диапазоне отстояний $10 < \chi < 30$ для ряда сопел второй сомножитель формулы 106, в отличие от первого, возрастает с увеличением температуры поддуваемых газов (T°). В этих же расчётах показано, что произведение первого и второго сомножителей формулы 106 остаются практически постоянным с ростом температуры T_c .

Следовательно, зависимость ΔP , а значит и подъёмная сила камеры поддува определяется в основном последним сомножителем. Последний сомножитель $\frac{T_K}{T_A}$, при отсутствии охлаждения газов больше единицы, а при наличии полного охлаждения равен ей.

Поэтому, согласно приведенных рассуждений, подъёмная сила горячих струй поддува должна быть несколько больше, чем холодных.

Однако далее, при более тщательном рассмотрении соотношения $\frac{M}{M_c}$, было отмечено, что наличие повышенного давления в камере поддува « ΔP » препятствует проникновению в нее периферийного воздуха атмосферы и поэтому значение $\frac{M}{M_c}$ меньше чем рассмотренное (107,108). Это уменьшение существенно особенно при больших отстояниях.

В связи с этим первые два сомножителя формулы 105 убывают с ростом температуры и, вопрос о её влиянии на подъёмную силу камеры поддува, зависит от охлаждения газов в камере поддува брызгами воды.

Брызги и капли воды в камере поддува могут быть мелкими и крупными. Крупные брызги и капли воды будут частично перекрывать площадь истечения газов из камеры, поскольку не все успеют увлечься за собой газами. Они активно включатся в процесс охлаждения газов. Если брызги достаточно мелкие, то они образуют вместе с газом двухфазную среду. Плотность этой среды будет отличаться от рассмотренной ранее и вместо (101).

получим: $\Delta P = \frac{\zeta_{KCP} V_K^2}{2}$ (110).

Если обозначим секундное количество брызг через M_B то: $\zeta_K V_K S_1 = M + M_B$,

и $\zeta_{KCP} = \frac{M + M_B}{V_K S_1}$ (111).

По формуле (102) $V_K = \frac{M}{\zeta_K S_1}$. Заменим в (110) значение V_K , тогда получим

$\zeta_{KCP} = \frac{(M + M_B) \zeta_K}{M}$ (112).

Подставляя теперь (111) в (110) приходим к выводу, что двухфазность среды не влияет на скорость истечения газов из камеры поддува:

$$\frac{(M + M_B) \zeta_K V_K S_1}{M} = M + M_B \quad \text{или} \quad \zeta_K V_K S_1 = M.$$

Следовательно, наличие мелких брызг в камере поддува, создающих двухфазную среду, приводит к увеличению подъёмной силы поддува, в отношении $\frac{\zeta_{KCP}}{\zeta_{CP}}$, без учета их охлаждения и теплопередачи.

Но практически в камере поддува горячих струй двигателей будет происходить теплообмен и охлаждение газов брызговыми потоками воды. Часть брызг и капель, нагретых до 100° , перейдет в парообразное состояние. Другие более крупные брызги и капли отберут часть тепла у газа и охладят его с температуры « T_C » до температуры камеры « T_K ».

Упомянутые выше расчёты также показали, что для охлаждения температуры газовых струй с температуры 300° до 50° достаточно объёма (массы) брызг, составляющих в эквиваленте 3% тяги двигателей поддува. Охлаждение тех же струй газов до температуры 100° , с испарением всех брызг, потребует их объёма 1 - 2% от тяги.

Расчёты также показывают, что охлаждение поступающих под крыло газовых струй, за счёт соприкосновения их с поверхностью воды, составляет всего около 1% и поэтому пренебрежимо мало. Дополнительное и существенное охлаждение газов могут обеспечить только поверхности брызговых капель. Оценку поверхности брызговых капель проводили теоретически и практическими измерениями на моделях.

При испытаниях моделей средний размер капель составлял 1 – 2 мм. Теоретически они должны были бы охладить газ только на $(1 - 1,5)^\circ$.

Однако при испытаниях модели охлаждение происходило значительно больше, а объём брызг составлял вместо 0,14 кг около 1,5 кг.

Такой объём брызг увеличивал в 75 раз поверхность теплопередачи и должен был уменьшить температуру газов на 35 - 40° или уменьшить подъёмную силу поддува на 9 – 10 %.

В натуральных условиях охлаждение газов через поверхность теплопередачи увеличится значительно и приведет к большему охлаждению газов. Характер и объём брызговых струй и капель воды также изменятся в натуральных условиях.

Поэтому однозначных выводов по вопросу влияния температуры на подъёмную силу поддува пока нет, поскольку соотношение двухфазной среды газа и объёма крупных брызг и капель может быть несколько иным, чем на крупно масштабной модели даже с поддувом горячих газов (ТРД).

В конечном счёте, недооценка величины подъёмной силы камеры поддува может повлиять лишь на высоту висения гидросамолёта над водой, которая может поменяться в незначительных пределах.

С учётом того, что моделирование процесса поддува газов под несущие поверхности гидросамолёта производится по критерию Фруда, с сохранением среды для натуре и модели и сохранением температуры газов двигателей поддува, то изложенные выводы остаются в силе и для натуре и для модели.

§ 15 Моделирование процесса набора воды гидросамолётом на режиме глиссирования.

Авиационная техника в современных условиях используется человечеством в различных сферах своей деятельности.

Одновременно постепенно изменяется среда обитания человечества (где не исключается и его влияние на эти изменения). Учёные планеты дают различные оценки происходящим изменениям земли и её атмосферы. Чаше стали происходить техногенные катастрофы, землетрясения и наводнения. Возникают интенсивные лесные пожары, ураганы, смерчи.

В 2010 году в европейской части России, её зоны Поволжья, была сильная засуха. Стояла сухая погода с высокой температурой воздуха. Горели леса и торфяники в зоне Москвы. На тушение лесных пожаров и торфяников были направлены большие средства (финансовые, людские и технические). Сами по себе лесные пожары в России происходят каждый год. Интенсивность их

различная, но в среднем за каждый год выгорает до одного миллиона гектаров лесных угодий.

Способы борьбы с лесными пожарами разные. В число этих способов входит применение авиационной техники. Её используют во всем мире для патрулирования лесов, доставки к месту пожаров огнегасящей жидкости и сброса её на пожар.

Наиболее эффективный способ – комплексное действие всех средств и служб в определенной последовательности (как наземных служб, так и авиации).

«Теория и практика авиационного распределения веществ» изложена д.т.н. В. П. Асовским (2008 год, ПАНХ).

Наша задача обосновать необходимость применения гидросамолёта для тушения лесных пожаров и создания системы набора им воды. Необходимо определить критерии подобия, для отработки процесса набора воды на моделях реального гидросамолёта. Оговорим сразу, что подразумевается под названием «огнегасящая жидкость». Это та же вода, но с добавкой в неё небольшого процента (1- 3%) химического реагента. Вода с растворенным в ней реагентом называется «ретардантом» - огнегасящей жидкостью.

Понятно, что эффективность применения гидросамолёта на тушении лесного пожара зависит и от его системы набора воды, времени её сброса, оптимальной её концентрации после сброса на земле, скорости и высоты полёта в момент сброса, варианта сброса (всей сразу - залповый, последовательный – по частям или управляемый, для получения на земле смоченной полосы равномерной концентрации огнегасящей жидкости).

Для тушения лесных пожаров применяются сухопутные самолёты. Это в основном бывшие военные самолёты, доработанные для сброса огнегасящей жидкости на пожар.

Все сухопутные самолёты заправляются огнегасящей жидкостью в аэродромных условиях. Поэтому им необходимо долететь до пожара, сбросить огнегасящую жидкость и вернуться на аэродром, для последующей заправки. Применяются на тушении лесных пожаров и вертолёты. Вертолёт, взлетев с аэродрома базирования, подлетает к водоёму для набора воды и затем доставляет её к пожару. Устройства набора и сброса воды на вертолётах позволяют ему вернуться вновь к водоёму и повторить операцию по доставке воды к пожару. Он может в этом случае выполнять челночные операции по доставке воды от водоёма к пожару и это составляет его преимущество перед сухопутным доставщиком.

Кроме этого вертолёт незаменим в крутых горных местностях где, лишь зависнув на месте, можно с наибольшим эффектом, сбросить воду на пожар. Но делать это надо быстро, ибо долгое висение (несколько минут) может погубить вертолёт и его экипаж, из-за попадания горячих газов (от горения леса) во входные устройства двигателей и их остановки.

Самолёт- амфибия также способен, как и вертолёт, взлетев с аэродрома базирования, с ближайшего от пожара водоёма набрать воду и доставить на пожар, а затем совершать челночные рейсы между водоёмом и пожаром. Но скорость выполнения этих операций будет у самолета – амфибии больше вертолетной. В принципе они очень хорошо дополняют друг друга, поскольку в узких ущельях горной местности хорош вертолёт, а в других случаях самолёт – амфибия (гидросамолёт).

В России много лесов, озёр и рек среди этих лесов. Сухопутных аэродромов с такой плотностью как реки и озера нет. Поэтому применение гидроавиации (самолёта – амфибии) с возможностью быстро доставить к лесному пожару огнегасящую жидкость и сбросить её способом, обеспечивающим покрытие грунта с заданной концентрацией, является рациональным.

К периоду 1980 годов было установлено исследованиями **ЦАГИ и ТАНТК им.Г.М. Бериева** на натурных испытаниях самолёта – амфибии (**А-40**) и многочисленных гидромоделей, что наибольшие нагрузки на днище гидросамолёта возникают на режимах движения на воде, составляющих **(0,65 – 0,85)** скорости отрыва (взлёта).

Набирать воду на режимах плавания и переходном режиме движения на воде не представляется целесообразным поскольку:

- увеличивается взлётный вес гидросамолёта, с которым необходимо завершить переходной режим с выходом на глиссирование;
- увеличивается осадка, брызгообразование и изменяется заливаемость надводных частей;
- необходимо вернуться обратно на исходный старт после набора воды;
- выгорает топливо;
- расходуется ресурс конструкции гидросамолёта, оборудования и его двигателей.

Самым оптимальным режимом становится режим глиссирования гидросамолёта, составляющий 0,8 – 0,95 скорости отрыва.

В этом диапазоне скоростей гидросамолёт испытывает наименьшие нагрузки. Нагрузка на воду от его веса минимальна и с каждым мгновением

уменьшается. Рост подъёмной силы крыла легко компенсирует вес набранной воды. Это диапазон наименьших вертикальных перегрузок, вертикальных перемещений и продольных угловых колебаний гидросамолёта.

Гидросамолёт лишается недостатков, имеющих место на других режимах своего движения на воде. Однако этот режим движения гидросамолёта на воде коварен своими скоростями для системы набора воды.

Коварство этих скоростей состоит в том, что нагрузки на элементы конструкции системы набора воды при таких скоростях большие и имеют иногда пульсирующий характер.

Нужны были эффективные решения для их существенного уменьшения хотя бы в тех местах системы, где это возможно.

Сделаем отступление от вопросов моделирования процесса набора воды гидросамолётом на его режиме глиссирования на воде. Представим себе этот глиссирующий на воде гидросамолёт. Он движется с большой скоростью глиссирования (45 – 55 м/сек). Угол дифферента его составляет 5 – 7°. Осадка в воду его незначительна. Погружен он в воду только в зоне первого редана не более чем на 0,2 – 0,3 м.

С редана сходят струйные потоки воды, расходясь в стороны и поднимаясь вверх. Скорость схода их с редана равна скорости гидросамолёта. Кинетической энергии струй достаточно для их улёта за кормовую часть лодки (18 - 25 м). Далее, под действием силы тяжести, они укладываются на водную поверхность. Между нижней поверхностью кормовой части днища лодки и водой (струями) существует атмосферное давление окружающей среды воздуха. Если там нет атмосферного давления, а есть разрежение, то затруднено глиссирование гидросамолёта. Всё зависит от величины разрежения, возникшего под днищем лодки.

Сильное разрежение не даст возможности гидросамолёту выйти на режим глиссирования. Слабое разрежение позволит выйти на этот режим, но не исключено возникновение продольных колебаний гидросамолёта по углу дифферента на предвзлётных скоростях, что возникло на самолётах – амфибиях А - 40 и Бе - 200.

На самолёте А - 40 оно было длиннопериодическим (3 – 4 сек.). На самолёте Бе – 200 это продольное колебание было более длиннопериодическим, по сравнению с А - 40 и значительно меньшей амплитуды поскольку на его

межреданной части днища лодки был поставлен отражатель струй воды (диффлектор фиг. 1).

Постановка отражателя открыла доступ атмосферному воздуху в полость между местными струями и нижней поверхностью днища лодки. Когда ширину отражателя $B_e - 200$ увеличили на недостающие 40 мм, в подобии к А - 40, колебания совсем исчезли.

Таким образом, даже незначительное добавление площади отражателя (40×250мм) исключило колебания самолёта весом 38т.

Это даёт для убеждения читателя в том, что вторжение в процесс течения струй на днище глиссирующего самолёта с каким либо устройством, как водозаборник, требует сохранения геометрии течения этих струй под днищем лодки. Это накладывало на систему проводки воды жесточайшее условие: практически идеального прохождения воды (без потерь), что практически представлялось невозможным.

Нам хорошо известно, что в мире много нефтепроводов, газопроводов, пролегающих под землей или по дну моря. Наконец нам известна привычная система подачи питьевой воды. Эти системы подачи жидкости являются «замкнутыми». На входе каждой из систем стоит насосная станция, а затем по трассе располагаются вентили отбора подающейся жидкости.

Конструкция системы проводки является герметичной, начиная с насоса и заканчивая последним выходом, и в этом смысле система замкнутая. В этих системах движущей силой является избыточное давление, создаваемое насосными станциями, вкачивающими на вход системы жидкость. Энергия, полученная жидкостью, теряется на преодоление сопротивления трения

« F_{TP} », внезапные расширения или сужения и повороты трассы.

Потери кинетической энергии движущейся жидкости в поворотных каналах принято называть сопротивлением формы « F_ϕ ». Они минимальны при маленьких скоростях движения жидкости. С увеличением скорости движения жидкости по поворотной части канала эти потери существенно возрастают. Причиной возрастания потерь является разрежение, возникающее на внутренних стенках поворотного канала. За счёт центробежных сил жидкость отжимается к внешним поверхностям поворотного канала, создавая тем самым зоны разрежения на внутренних поверхностях, относящихся к внутреннему радиусу колена.

Таким образом, суммарное гидравлическое сопротивление движению жидкости по проводящему каналу равно: $F = F_{TP} + F_\phi$.

Потеряв часть своей кинетической энергии по трассе, жидкость с меньшей скоростью, в сравнении со скоростью начальных участков, истекает из выходного сечения. Площадь выходного сечения и скорость истечения жидкости из него устанавливают расход жидкости по всей системе.

Дальнейшее увеличение скорости движения жидкости, за счёт избыточного давления насосов, увеличивает и суммарное гидравлическое сопротивление. Причем сопротивление формы нарастает гораздо интенсивнее, чем сопротивление трения. Наступает момент, когда энергия жидкости полностью теряется на сопротивление движению и система как бы запирается. Увеличение входного давления за счёт насоса существенно не меняет ситуацию. КПД такой системы крайне низкий. Если определить возможный теоретический расход жидкости по входному сечению, сразу после насоса в систему то, при созданном насосом давлении этот расход максимально возможный при системе прохождения жидкости без потерь. Но потери есть как теоретически, так и практически и установившейся в системе расход определяется при этом расходом выхода системы, который при больших скоростях движения жидкости в трубопроводах системы значительно меньше теоретического входного. КПД таких водопроводов, в зависимости от скорости движения воды в них и геометрии трассы, может составлять 60 - 80%. Получается, что входное сечение системы не используется на 100% своей площади при данном давлении, создаваемым насосом.

Перейдём теперь опять к гидросамолёту, набирающему воду на режиме глиссирования. Водозаборное устройство у этого гидросамолёта естественно должно быть расположенным под днищем лодки в его зареданной части и опущенным в воду ниже струй образовавшейся каверны. Представим, что система набора воды выполнена как существующие в мире водопроводы и т.п. - то есть «замкнутой». Роль насоса в ней играет движущейся с большой скоростью гидросамолёт. Система имеет повороты потока воды. Все недостатки такой системы уже описаны. На выходе системы (входа воды в бортовые емкости, имеющие дренажные каналы) расход воды будет меньше из-за гидравлических потерь. Этот расход и установится в системе на установившейся скорости глиссирования. На двигатели гидросамолёта будет действовать дополнительная сила, состоящая из:

- сил гидравлических потерь в трубопроводах системы - $F_{гид}$;

- силы лобового сопротивления, части площади входного сечения водозаборника - $F_{\text{ЛОБ}}$;

- силы входного импульса массы воды, проходящей сечение, в соответствии с расходом - mv .

Тогда получается:
$$\sum F = F_{\text{гид}} + F_{\text{ЛОБ}} + mv = F_{\text{гид}} + C_x \frac{\rho V^2}{2} S_1 + \rho V^2 \Delta S \dots\dots (113),$$

где: ΔS - эффективная площадь водозаборника, соответствующая установившемуся расходу воды;

S - площадь водозаборника, погруженная в воду;

S_1 - «потерянная» площадь водозаборника, равная разности $S - \Delta S = S_1$;

ρ - массовая плотность воды;

V - скорость воды;

C_x - коэффициент лобового сопротивления неэффективной части площади водозаборника.

Рассмотрим каждое составляющее уравнения 113.

Гидравлическое сопротивление $F_{\text{гид}}$, как упомянуто выше, состоит из сопротивления трения $F_{\text{тр}}$ и сопротивления формы $F_{\text{ф}}$. Для определения этих потерь есть методика расчётов и довольно обстоятельные экспериментальные исследования. Результаты этих работ сведены в справочник - «Справочник по гидравлическим сопротивлениям». И.Е. Идельчик. 1975г.

Для существующих в мире систем водопроводов, нефтепроводов и газопроводов данных в справочнике для определения гидравлических потерь вполне достаточно.

Давление скоростного потока воды, соответствующего скорости глиссирования гидросамолёта, действует на начальных участках водопровода и падает, в соответствии с гидравлическими потерями на последующих этапах, имея определенную величину на выходном сечении водопровода.

При скорости глиссирования гидросамолёта в пределах 45 - 55 м/сек, давление скоростного напора воды составляет 10,320 – 15,417 кг/см².

Это большое давление действует на все поверхности водопровода. К нему в поворотных коленах системы добавляется давление воды, созданное за счёт её центробежных сил. Возникают довольно приличные нагрузки. Если гидросамолёт набирает воду на таких скоростях глиссирования в условиях спокойной водной поверхности, то можно обеспечить прочность конструкции системы забора воды под эти давления. Однако такое состояние открытых водоёмов бывает очень редко и рассчитывать на это просто неразумно. В реально преобладающих случаях на поверхности водоёмов всегда есть ветровая волна и примесь зыби одного направления. Если волна имеет высоту около 0.8м то при погружении реданной поверхности лодки глиссирующего на ней гидросамолёта с забором воды, приведет к захвату водозаборниками воздуха, находящегося у воды во впадине между гребнями волн. Этот воздух окажется запертым в водопроводе между порциями находящейся в нём воды.

Известно, что при сжатии воздуха водой с давлением более 2,2 кг/см² воздух входит в состав воды и она при этом не теряет своей прозрачности. Если движение гидросамолёта на волне, то в системе водопроводов возникают участки вода – воздух и участки сплошной воды, с порциальным в ней давлением воздуха. При выходе воды в ёмкость, имеющей дренажные каналы, воздух мгновенно выделяется из воды, разрывая её на части, образуя силу отдачи в водопровод. Начинается «игра» давления в водопроводе по всей его длине. Скорость движения воды носит пульсирующий характер. Эти торможения и ускорения движения воды в водопроводе доходят до входного сечения водозаборника и вызывают у этого входа разрушение установившегося характера течения водяных струй каверны, образующейся глиссирующей частью днища лодки гидросамолёта. Это приводит к раскачкам гидросамолёта по углу дифферента и, как следствие, к его выбросам из воды на глиссировании, что с большой вероятностью приводит к катастрофе.

Лобовое сопротивление $F_{ЛОБ}$ зависит от эффективности проводки воды по системе её набора. Чем эффективнее система, тем меньше «теряется» площадь входного сечения водозаборника. Ведь расход воды системы определяется скоростью и площадью сечения выхода воды в её емкости. Когда потери маленькие скорость течения воды по водопроводу практически

постоянная и расход выхода близок к входному расходу. С увеличением потерь, и тем более существенных, эта разница возрастает. Реальный расход воды меньше теоретического (входного). Это означает, что часть площади водозаборника не пропускает воду и работает как лобовое сопротивление. Представим общее сопротивление трассы немного измененной формулой

$$\sum F = (1 - \varphi) C_x \frac{\zeta V^2}{2} S + \varphi \zeta V^2 S, \dots\dots\dots (114)$$

где: φ - коэффициент эффективности работы системы (КПД);

C_x - коэффициент лобового сопротивления;

ζ - плотность воды $\left[\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4} \right]$;

S - площадь водозаборника $[\text{м}^2]$;

V - скорость воды на входе в водозаборник $[\text{м} / \text{сек}]$;

F - суммарное сопротивление трассы $[\text{кг}]$.

При высокоэффективной системе забора воды коэффициент φ близок к единице и первая составляющая уравнения 114 мала по сравнению со второй частью – импульсной. В идеальном случае при $\varphi = 1$ остаётся только «импульсная составляющая формулы.

В том случае, когда $\varphi = 0$ водозаборник представляет собой не проницаемое тело и сопротивление определяется первой составляющей формулы.

Таким образом, из-за гидравлических потерь, заполненные полностью водой водопроводные трассы могут иметь очень низкий КПД, особенно при больших скоростях движения.

Каким образом можно существенно уменьшить гидравлические потери?

Потери на преодоление сил трения воды о стенки водопроводов избежать нельзя.

Гидравлические потери на создание потоком воды зон разрежений, на поворотных коленах, представлялось возможным существенно уменьшить, если не совсем убрать. Ведь энергия движущейся воды, расходуемая на создание зон разрежения внутри водопровода, была большой. Необходимо было найти решение устранения этих зон. Устранить возникновение

разрежений в поворотных каналах системы набора воды можно было лишь одним способом – возможностью проникновения атмосферного давления в полости разрежений. Эти вопросы решались в инициативном плане в НИМК ЦАГИ. Были выполнены буксировки различных водозаборных устройств в гидроканале. Для экспериментов была взята модель обычной речной лодки, способной глиссировать при буксировках. За транцем лодки (кормой) размещали водозаборное устройство, опуская водозаборник в след сходящей с транца воды. Водозаборник полностью не погружался в воду. В воде находилась лишь часть площади водозаборника, составляющая разные значения при эксперименте. Вода в водозаборнике разворачивалась к выходу из него на 90^0 (в вертикальное направление). Между выходом водозаборника и водопроводом был зазор, отделяющий его от водопровода. Таким образом, внутренняя полость водозаборника была окружена воздушной атмосферой. Лишь при определённом соотношении площади водопровода к площади водозаборника, опущенного в воду, был получен положительный результат по гидравлическим потерям. При этом в поток воды, сходящий с транца лодки, водозаборник опускался именно на такую площадь, которая давала нужный эффект. Остальная площадь водозаборника находилась над водой и таким образом весь тракт водопровода, от входа воды до её слива в ёмкость, «прошивался» атмосферным давлением. Определённый расчётами расход воды на входе в водозаборник отличался от экспериментального расхода на 2 - 3%, при максимальной скорости буксировки модели в гидроканале. Экспериментальный объём набранной воды легко определялся. Было известно и время наполнения ёмкости водой. Этот вариант забора воды и прохода её по водопроводам был реализован на самолёте – амфибии Бе - 12П - 200 и на самолёте – амфибии Бе - 200. Ведь на этих самолётах в режимах их глиссирования на воде под днищем кормовой части лодки и у торцевой поверхности первого редана всегда присутствует атмосферное давление окружающей среды.

Выполняя рекомендации исследований, была разработана и изготовлена система набора воды для этих самолётов-амфибий.

Перейдем теперь конкретно к моделированию процесса набора воды в ёмкости гидросамолёта, глиссирующего на водной поверхности.

Особенностей в этом моделировании нет. С самого начала ясно, что процесс движения воды в водоводах системы может рассматриваться отдельно от процесса наполнения ёмкостей этой водой.

В предыдущих главах рассмотрены основные критерии подобия двух потоков несжимаемой жидкости.

Это: - критерий Рейнольдса $R_E = \frac{V d_o}{\xi}$; - критерий Фруда $F_R = \frac{V}{\sqrt{g d_o}}$; - критерий Эйлера $E_u = \frac{2P}{\xi V^2}$. К ним необходимо добавить критерий Вебера $W_E = \frac{\xi V^2 d_o}{\sigma}$

где σ является коэффициентом поверхностного натяжения.

Вместо параметра «L», для круглого водопровода поставлен его диаметр d_o .

Рассмотрим влияние каждого из этих параметров на процесс течения воды в водоводе и заполнения ёмкостей этой водой.

1 - Рассмотрим влияние числа Рейнольдса.

При скорости воды на входе в водозаборник $V=14-50\text{м/с}$ число Рейнольдса для натурального водопровода составляет $R_{EH} = (2-9)10^6$, а для условий модели, при масштабе геометрического подобия 1:7 - $R_{EM} = (3-12)10^5$.

Так как при числе $R_E \geq 5 \cdot 10^4$ наступает автомодельность по этому критерию, когда безразмерные коэффициенты не зависят от этого числа, то влияние числа Рейнольдса на течение в водопроводе становится несущественным. Безразмерные коэффициенты потерь на трение не изменяются с ростом скорости движения воды.

2 - Рассмотрим влияние числа Фруда.

Число Фруда, выражающее собой воздействие сил весомости воды, также достаточно велико и практически не влияет на течение воды в водопроводе. Лишь на вертикальных участках водопроводов весомость воды теоретически уменьшает скорость её движения.

Это уменьшение скорости $\Delta V = V_0 \left(1 - \sqrt{1 - \frac{2h}{d_o F_R^2}} \right)$ где:

V_0 – скорость воды на входе в вертикальное колено

h - высота вертикального участка водопровода;

d_0 - диаметр водопровода.

Расчёты показывают, что уменьшение скоростей движения воды при этом, теоретически, составляет 1-3 %. Поэтому влиянием весомости можно пренебречь, поскольку вертикальные участки реальных водопроводов не превышают на натурных самолётах – амфибиях Бе - 200 и Бе-12П - 200 1,5 и 2,0 метра.

3 - Рассмотрим влияние числа Эйлера.

Напомним, что атмосферное давление в процессе глиссирования самолёта – амфибии присутствует по всей трассе водовода, от ёмкостей до отверстия в днище лодки.

Напомним, что атмосферное давление «Р» одинаковое для модели и натуре. Одинаковая и плотность воды « ζ ». Из этого следует, что на модельных экспериментах необходимо скорость подачи воды на вход водопроводов иметь равную натурной скорости для соблюдения подобия по числу Эйлера, которое «ответственно» за образование кавитационных полостей, отрыва потока в поворотах водовода, за процесс заполнения водой ёмкостей и образования водовоздушной смеси (пены).

4 - Рассмотрим влияние числа Вебера.

Процесс заполнения емкостей водой сопровождается образованием водовоздушной смеси. Это происходит когда высоконапорная струя воды, захватившая при движении воздух, пересекает поверхность воды в ёмкости. На этот процесс оказывают влияние безразмерные параметры: число Эйлера, число Вебера и число Фруда.

На процесс пенообразования определяющее влияние оказывает число Вебера « W_E ». На процесс всплывания воздушных пузырей – число Фруда « F_R », а на подобие (вид и качество) водной поверхности – число Эйлера « E_u ».

Необходимо заметить, что в модельном эксперименте, при натурных скоростях движения воды, процесс пенообразования происходит более интенсивно, чем на натурном объекте. Поэтому полученные в эксперименте оценки объёмного содержания «пены» будут завышенными, а степень заполнения водой ёмкостей занижена.

При геометрическом масштабе модели K_L и моделировании по числу E_u получаются следующие зависимости, для подсчётов некоторых параметров:

- объёмный расход воды θ в водопроводе $\theta_H = \theta_M K_L^{-2}$;
- время заполнения ёмкости $t_H = t_M K_L^{-1}$;
- давление на стенках водопровода $P_H = P_M$;
- частота пульсаций давлений $f_H = f_M$.

Описанная в данном разделе система набора воды сейчас эксплуатируется на самолётах-амфибиях Бе - 200ЧС. Но ранее эту систему испытали на самолёте – амфибии Бе - 12П - 200

Самолёт-амфибия Бе - 12П - 200 успешно прошёл испытания, набирая воду на всех скоростях глиссирования. Дополнительные нагрузки на штурвал отсутствовали. Разрывы водопроводов отсутствовали. Исчезла предварительная озабоченность летчиков о возможном воздействии на самолёт пикирующего момента, при выпуске водозаборников на больших скоростях.

Самолёт – амфибия Бе - 12П - 200 успешно демонстрировался на выставках, осуществил успешные полеты в Турцию. На II-й Международной специализированной выставке в 2002 году «Пожарная безопасность на рубеже XXI века» ТАНТК им. Г.М. Бериева был награжден медалью победителя конкурса «Лучшее техническое решение» и выдан диплом за противопожарный самолёт – амфибию Бе - 12П - 200.

Кстати давление в водопроводах на всех скоростях глиссирования возникало на поворотных коленах водопроводов и не превышало 0,29 скоростного напора воды, поступающей на вход водозаборников. На других участках водопроводов давление отсутствовало. Всё это позволило применить мягкий и вязкий материал АМГ – 2 в системе водоводов. В заключении этого раздела надо подчеркнуть ещё одну особенность, это необходимость установки в системе набора воды компенсаторов, обеспечивающих участкам водопроводов возможность их угловых и линейных перемещений, для компенсации вибраций конструкции лодки гидросамолёта в процессе глиссирования на волне.

На фигуре 36 приведена фотография самолёта – амфибии Бе - 200ЧС на режиме глиссирования. На фигуре 36а фотография сброса воды самолётом – амфибией Бе-200. На фигуре 36б – фотография движения самолёта – амфибии Бе - 12П - 200, в процессе набора воды на Москве реке в зоне аэродрома «Раменское» (город Жуковский московской области – «Международная авиационная выставка» – полёт 07 августа 1997 года).



Фиг 36.



Фиг 36 а.



Фиг 36 б.

§ 16 Гидродинамика гидросамолёта.

В § 10÷11 были приведены методы исследований, применяемых в гидроавиации, где дано обоснование необходимости выполнения экспериментальных работ и даны основы теории механического подобия двух потоков несжимаемых, вязких и весомых жидкостей. В данном параграфе мы рассмотрим вопросы гидродинамики гидросамолёта, используя материалы из указанных параграфов.

Нас будет интересовать:

- расчёты сил и моментов при движении гидросамолёта на воде;
- устойчивость глиссирования и зоны устойчивости глиссирования;
- расчёт дистанций взлёта с воды и пробега, после приводнения;
- курсовая устойчивость движения;
- вопросы прочности, возникшие для гидросамолётов.

§ 16.1 Расчёты сил при движении гидросамолёта на воде.

Общая формула сопротивления и её составляющие.

При движении гидросамолёта на воде вся смоченная поверхность его лодки и поплавков подвергается силовому воздействию со стороны воды.

Находясь в движении и противодействуя возникающим силам, гидросамолёт расходует свою энергию, которая передается воде. Эта энергия остаётся в ней в виде энергии движения, превращающейся в тепло и со временем затухающей.

Суммарное сопротивление гидросамолёта, при его равномерном и прямолинейном движении в весомой, вязкой и несжимаемой жидкости может быть выражено формулой $W = f(R_e, F_r)$ (115).

Эта формула представляется так на основании законов динамического подобия физических процессов, представленных в параграфах 11 ÷ 16.

Из них следует, что для геометрически подобных тел эта формула 115 сохраняет один и тот же вид. Полное аналитическое разрешение эта формула не имеет и в настоящее время.

Значение гидродинамического сопротивления движения гидросамолёта находят путём испытаний его динамически подобных моделей в гидроканалах и иногда на открытых водоёмах. Но при этом возникают

практические затруднения. Суть затруднений состоит в невозможности одновременного выполнения законов подобия Фруда и Рейнольдса.

В тех частных случаях, когда возможно исключить один из этих законов из физического процесса, выполнение экспериментов существенно упрощается и вполне оправдано.

В качестве примера можно вновь напомнить аэродинамические трубы, предназначенные для определения аэродинамических характеристик моделей самолётов, аэродинамических профилей и т.п. При постановках экспериментов в аэродинамических трубах закон Фруда исключается, поскольку весомость среды (воздуха) никак не сказывается на характере обтекания моделей, профилей крыла и оперения и она, весомость воздуха, практически одна и та же, что под крылом или над крылом. Это первое основание, упрощающее аэродинамический эксперимент. Вторым достижением в области аэродинамических продувок моделей явилось открытие диапазона автомодельности. Суть автомодельности состоит в том, что именно безразмерные параметры (C_x , C_z , m_z) не зависят от скорости воздуха в процессе продувки. Это и позволило создать аэродинамические трубы. Понятие автомодельности применимо и для воды, поскольку основная разница между воздухом и водой в их плотности.

Но если допустить воду лишённой вязкости, но остающейся весомой и имеющей свободную поверхность, то из формулы 115 исключается закон Рейнольдса и сопротивление становится зависимым от закона Фруда.

Закон Фруда уже легко выполнить как для натуры, так и для его динамически подобной модели, в процессе её буксировки на воде.

На основании своих достижений наука пришла к выводам, что можно принять гипотезу о разделении полного гидродинамического сопротивления на составные части:

- сопротивления, обусловленного действием сил вязкости воды W_1 ;
- сопротивления, обусловленного действием сил весомости воды W_2 .

Эта гипотеза получила большое число опытных подтверждений. Оказалось, что вязкость воды не оказывает существенного воздействия на процесс волнообразования при движении на воде, а весомость не оказывает влияния на сопротивление трения.

Это позволило гидродинамическое сопротивление представить в следующем виде: $W = W_1 + W_2 = f(R_e)\zeta \ell^2 V^2 + f(F_r) \zeta \ell^2 V^2 \dots \dots \dots (116).$

Формула 116 практически справедлива для всех режимов движения гидросамолёта на воде. Её составляющие части находятся в зависимости от режима движения. Режимы движения гидросамолёта на воде представлены в параграфе 13. Это движения:

- плавания;
- переходного режима на режим глиссирования;
- глиссирования по воде до взлёта.

а - Режим плавания.

Как оговаривалось выше, это режим движения гидросамолёта, при котором его вес на воде целиком уравнивается силой гидростатического поддержания.

Этому режиму соответствует число Фруда меньше **0,7** ($F_R \leq 0,7$). Полное сопротивление при скоростях движения, относящихся к режимам плавания можно разделить на :

- сопротивление трения W_f ;
- сопротивление формы, возникающее вследствие отрыва пограничного слоя воды, вихреобразования, нарушения плавности обтекания (редан) W_ϕ ;
- волновое сопротивление – энергия, ушедшая на образование волн на поверхности воды при движении гидросамолёта W_v .

В соответствии с таким разделением формулу 116 можно представить в следующем виде: $W = W_f + W_\phi + W_v$ (117).

б - Сопротивление трения.

Сопротивление трения представляет собой равнодействующую касательных сил, приложенных к смоченной поверхности лодки.

Слой жидкости, прилегающий к поверхности лодки, скорость которого изменяется от нулевого значения до некоторой скорости V_0 внешнего потока, называется пограничным слоем.

Перемещение воды в пограничном слое, как и любой другой жидкости, вызывают возникновение касательных напряжений. Эти касательные напряжения могут быть выражены формулой

$$\tau = \mu \frac{dV}{dY} \text{ (кг/м}^2\text{)}, \text{ где: (118).}$$

μ - динамический коэффициент вязкости жидкости;

$\frac{dV}{dY}$ - градиент скорости в пограничном слое по нормали к поверхности

трения – прирост скорости на единицу толщины пограничного слоя.

У всех маловязких жидкостей тормозящее действие стенки проявляется в непосредственной близости к ней. Поэтому толщина пограничного слоя δ получается незначительной для воды и воздуха. Однако вследствие большого градиента скорости $\frac{dV}{dY}$, напряжение трения может быть большим. Толщина пограничного слоя будет тем меньше, чем меньше будет вязкость жидкости и чем больше скорость V_0 - больше число Рейнольдса (R_e). В зависимости от скорости, шероховатости поверхности и её формы, различаются три вида пограничного слоя:

- ламинарный ;
- турбулентный;
- смешанный пограничный слой.

У ламинарного пограничного слоя скорость V_0 у стенки равна нулю и имеет ярко выраженный подъём до значения V_0 – фигура 37.

Турбулентный пограничный слой характерен наличием большей скорости у стенки, которая быстро доходит до значения V_0 – фигура 38.

Характерной чертой ламинарного слоя текущей жидкости является отсутствие перемешивания и движение параллельное стенке. Профиль скоростей в этом случае может быть выражен формулой

$$V = V_0 \left(2\frac{y}{\delta} - \frac{y^2}{\delta^2} \right),$$

Для турбулентного пограничного слоя коэффициент сопротивления

$$C_f = 0,074 R_e^{-1/5} \text{ где: } R_e = \frac{V_0 L}{\eta} - \text{число Рейнольдса пластинки.}$$

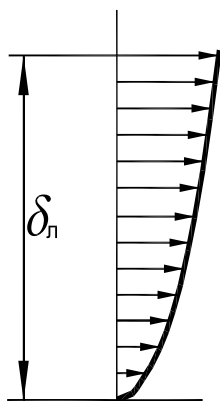
Для чисел Рейнольдса больше 10^7 можно использовать формулу

$$C_f = 0,030 R_e^{-1/7}.$$

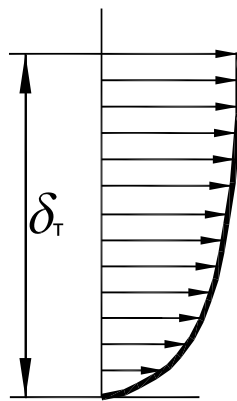
При смешанном пограничном слое сопротивление C_f можно вычислить по одной из трех формул:

$$C_f = \frac{0,074}{R_e^{1/5}} - \frac{1700}{Re}; \quad C_f = \frac{0,455}{(\ell_g R_e)^{2,58}} - \frac{1700}{Re}; \quad C_f = \frac{0,30}{R_e^{1/7}} - \frac{1700}{Re} \dots (119).$$

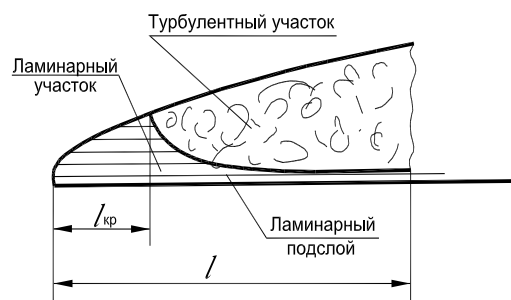
На фигуре 39 представлена схема смешанного пограничного слоя.



Фиг. 37.



Фиг. 38.



Фиг. 39.

На настоящий момент времени проведены обширные исследования по определению значений коэффициента C_f .

Потери в потоках жидкостей на преодоление сил трения о поверхность, на её внезапные расширения, сужения и повороты, а также увеличения скорости движения наукой определены. Коэффициенты C_f представлены в различных справочниках. При расчётах потерь энергии движущейся жидкости в трубопроводах, системах кондиционирования воздуха в различных изделиях, включая и самолёты, применяется с успехом «Справочник по гидравлическим сопротивлениям», автора И.Е. Идельчика. Успешное применение в технических разработках нашёл и «Справочник по гидравлическим расчётам» автора П.Г. Киселева.

Что касается гидродинамического сопротивления воды, при движении на ней гидросамолёта, то предпочтение и в наше время отдаётся всё же экспериментальному методу. Взлёт гидросамолёта с воды происходит в течение нескольких десятков секунд времени. Его скорость за это время успевает вырасти от нуля до 60 – 70 м/сек. Сопротивление трения для этих условий, с достаточной степенью приближения, можно рассчитать. Но что касается сопротивления формы и волнового сопротивления, то надо отметить, что расчётным путём их определить затруднительно. Поэтому в гидроавиации широко используется экспериментальный метод определения гидродинамического сопротивления гидросамолёта при его движении на воде.

По вопросу трения жидкостей о поверхность тел можно добавить следующее. С 1861 года по 1930 год человечество пользовалось формулой Фруда, для нахождения сил сопротивления движению судов на воде:

$$W_f = f(e) \cdot S V_0^{1.825}.$$

Пионерское открытие Фруда позволило английскому флоту с 1861 года долго сохранять превосходство над другими флотами мира. Его закон позволял при проектировании судов определить скорость их движения на воде, при заданной мощности двигателей. Для флота В. Фруд разработал и теорию винта, которая применима и по настоящее время.

Только с 1930 года, когда стала бурно развиваться теория пограничного слоя и проводиться эксперименты в гидроканалах с различной формой пластин, моделями судов и гидросамолётов, была создана и стала применяться другая формула для расчёта сопротивления трения:

$$W_f = C_f \frac{\rho V_0^2}{2} \cdot S \dots\dots\dots (120).$$

Формула Фруда сейчас редко используется, поскольку не включает в себя кинематический коэффициент вязкости жидкости, зависящей от температуры. Формула Фруда имеет и неоднородность в отношении размерностей.

Влияние конструктивных факторов на сопротивление трения.

- Влияние кривизны поверхности корпуса лодки.

Кривизна обводов лодки вызывает перераспределение скоростей и давлений на обшивке днища. Градиент давления при этом влияет на положение точки перехода ламинарного слоя в турбулентный. Происходит изменение и коэффициента сопротивления C_f . В аэродинамике разработаны методы учёта этого влияния. В гидроавиации влияние кривизны учитывается только приближенно. Причина этого заключается в том, что точное решение вызывает затруднения из-за трёхмерности обтекания водой днища лодки.

Для малых скоростей движения эти трудности преодолеваются введением поправочного коэффициента на кривизну лодки. Эти поправки даются в зависимости от отношения смоченной длины корпуса L к его ширине B . Поправочный коэффициент k_1 определяется по формуле:

$$k_1 = 1,07 - 0,005 \frac{L}{B}.$$

Тогда формула 120 примет вид: $W_f = k_1 C_f \frac{\rho V_0^2}{2} S \dots\dots\dots (121).$

В формуле 121 коэффициент C_f есть коэффициент трения плоской пластины.

- Влияние шероховатости поверхности.

При малых числах Рейнольдса и ламинарном пограничном слое бугорки шероховатости поверхности, одинаковой высоты, не вызывают вихреобразований. Такая шероховатость практически не влияет на величину сопротивления. Это подтверждено многочисленными экспериментами.

На фигуре 38 показан ламинарный подслой δ_l . Если толщина этого подслоя значительно больше бугорков шероховатости поверхности, то они не сказываются на величину коэффициента сопротивления. Такое допускается, если высота бугорков не превосходит 0,2 толщины ламинарного слоя. С ростом скорости толщина подслоя уменьшается, и высота бугорков может сравняться с высотой подслоя или превысить его. В таком случае наблюдается интенсивное вихреобразование. Коэффициент трения приобретает повышенную величину. Затем он становится постоянным, с увеличением числа R_E , т.е. независимым от этого числа (автомодельность по R_E).

- Сопротивление формы.

При движении гидросамолёта на воде на каждую элементарную смоченную её поверхность в вязкой среде, действует давление. Оно распадается на две составляющие силы по отношению к смоченной поверхности:

- касательную;
- нормальную.

Совокупность касательных сил есть сопротивление трения.

Равнодействующая нормальных сил давлений составляет сопротивление формы. Сопротивление формы возникает вследствие отрыва вихрей, образующихся в пограничном слое там, где нарушается стройность обводов корпуса (за реданом, уступами ит.п.). Образование вихрей создаёт область пониженного давления позади уступа днища и увеличивает общее сопротивление движения. Отстающие от лодки вихри уносят с собой часть энергии гидросамолёта, потраченной на их создание, движущимся корпусом лодки. Такое течение было впервые исследовано Карманом. Им были предложены следующие формулы для расчета сопротивления формы пластины и круглого цилиндра:

- $W_{\phi} = 1,60 \frac{\zeta V_0^2}{2} S$ – для пластины;
- $W_{\phi} = 0,92 \frac{\zeta V_0^2}{2} S$ – для круглого цилиндра.

б – Переходной режим.

О физике переходного режима движения гидросамолёта на воде сказано в параграфе 16. Нет смысла повторять то, что уже представлено. Однако имеет смысл добавить, что это самый сложный этап движения гидросамолёта на воде.

На этом режиме гидросамолёт имеет наибольшие углы дифферента ϕ , наибольшее гидродинамическое сопротивление W_r .

На завершении режима наблюдаются наибольшие колебания гидросамолёта по углу дифферента ($2\Delta\phi^0$). Это режим наименьшего горизонтального ускорения и ещё небольшой подъёмной силы крыла, наибольшего брызгообразования, волнообразования и вероятности возникновения заливаемости надводных частей конструкции гидросамолёта.

Гидросамолёт на этом режиме проходит самый узкий участок своей зоны устойчивости глиссирования. Завершается переходной режим движения гидросамолёта на воде его выходом на глиссирование. Сам выход на глиссирование, по данным технической литературы, можно представить следующим образом:

Давно известно что скорость, любого судна и гидросамолёта движущихся на воде, равна скорости сопровождающих их волн. Скорость волны связана со своей длиной $\lambda_B = \frac{2\pi}{g} V^2$.

Чем больше скорость V , тем меньше число полуволн укладывается на волнообразовательной длине корпуса. Когда число полуволн приближается к единице или равна ей, наступает перемена режима движения судна или гидросамолёта. **Вследствие смещения заднего ската носовой волны к корме, а переднего ската кормовой волны за корму, происходит увеличение угла дифферента ϕ .**

Днище лодки увеличивает при этом свой угол атаки, по отношению к потоку воды, и начинает воспринимать большие нормальные давления. Эти силы давления отклоняют силу гидродинамического воздействия воды от своего

начального горизонтального положения вверх и создают силу гидродинамического поддержания.

Сила гидродинамического поддержания вызывает всплытие корпуса лодки. Как результат всплытия уменьшается прирост сопротивления по скорости. Иногда происходит уменьшение сопротивления с ростом скорости. Количественно этот режим определяется числом Фруда. Это число для режимов глиссирования выражается уже не через длину корпуса L , а через ширину корпуса лодки B на первом редане у гидросамолёта или через ширину корпуса B на миделе для судов.

Замена символа длины лодки на её ширину вызвана тем, что длина корпуса претерпевает изменения на режиме глиссирования из-за его всплытия, изменения угла дифферента и скорости глиссирования.

Число Фруда по ширине B корпуса лодки записывается в виде:

$$F_{RB} = \frac{V}{\sqrt{gB}}.$$

Число Фруда по водоизмещению гидросамолёта записывается в виде:

$$F_{RG} = \frac{V}{\sqrt[2]{g^3 \sqrt{G}}}.$$

Поскольку гидросамолёт, взлетая с воды, имеет переменное водоизмещение, то в формулу числа Фруда для режима глиссирования входит нагрузка на воду Δ и оно представляется в следующем виде:

$$F_{R\Delta} = \frac{V}{\sqrt[2]{g^3 \sqrt{\frac{\Delta}{\gamma}}}} \quad \text{где: } \Delta = G - Y \text{ есть нагрузка на воду.}$$

Режим чистого глиссирования наступает при числах $F_{R\Delta} > 3$.

Гидростатическая сила поддержания при глиссировании близка к нулю. Вес гидросамолёта почти полностью уравнивается вертикальной составляющей равнодействующей нормальных давлений и аэродинамической подъёмной силой крыла.

На глиссировании брызговые струи воды имеют маленькую высоту подъёма и на предвзлётных скоростях движения гидросамолёта практически горизонтально располагаются над водной поверхностью.

Приведенные для разных диапазонов скоростей числа Фруда и вид формул, для их вычисления, носят условный характер. Такая форма записей этих чисел была предложена ещё в 1934 году Г.Е. Павленко и используется до сих пор.

в - Режим глиссирования гидросамолёта.

Вопросами глиссирования тел на воде человечество занимается с первых десятилетий двадцатого века. Уже тогда были известны рикошеты и барсы, возникающие при их движении на воде с большой скоростью. Однако разработка теории глиссирования происходила позднее и по существу началась только в 1930 году. В период 1930 – 1932 годов работы, выполненные Г. Вагнером в Гамбургском опытовом бассейне стали классической основой теории глиссирования. Он впервые решил плоскую задачу о глиссировании и указал на аналогию обтекания днища глиссера и нижней поверхности крыла самолёта. Работы Г.Вагнера позволили развить в приложении к глиссированию **метод плоских сечений**, который предложил профессор Г.Е. Павленко в 1932 году. Идеи Г. Вагнера активно развили гидродинамики **ЦАГИ**. Доминирующими работами по исследованию глиссирования устройств, различной формы обводов днищ, были проведены учёными: С.А. Чаплыгиным, Л.И. Седовым, М.В. Келдышем, М.А. Лаврентьевым, Н.А. Соколовым. Эффективное решение для борьбы с неустойчивостью глиссирования было найдено путём теоретических и экспериментальных исследований и анализа этого явления с помощью метода размерностей учеными **ЦАГИ** Л.И. Седовым и Л.А. Эпштейном. Профессор Г.Е. Павленко в 1932 году предложил теоретические расчёты подъёмной силы килеватых профилированных днищ глиссеров и гидросамолётов методом плоских сечений. Однако эти расчёты и эксперименты, выполненные самим автором, показали плохую сходимость расчётных и экспериментальных результатов. Поэтому «метод плоских сечений» долгое время не применялся. Позднее было выяснено, что причиной расхождений являлось возмущенное движение воды и её присоединённой массы. Наконец в 1950 году А.И. Тихонов и Г.К. Колосов провели дополнительные экспериментальные исследования в гидроканале ЦАГИ. Они открыли скорости смещения слоёв при использовании удельной силы в гипотезе плоских сечений, полученной для погружения клина. Учёт этого смещения позволил получить очень хорошее совпадение экспериментальных и расчётных данных для плоских пластинок. Эти представления из теории погружения профилей, используемые в методе плоских сечений, с учётом «продольного смещения», составляют

современную основу подхода к расчёту гидродинамических сил (Г.В. Логвинович, 1965 г.). При этом необходимо учитывать разность между «кажущейся» присоединённой массой воды при равномерном погружении тела в воду и «ударной» присоединённой массой, определяющей силу, пропорциональную ускорению.

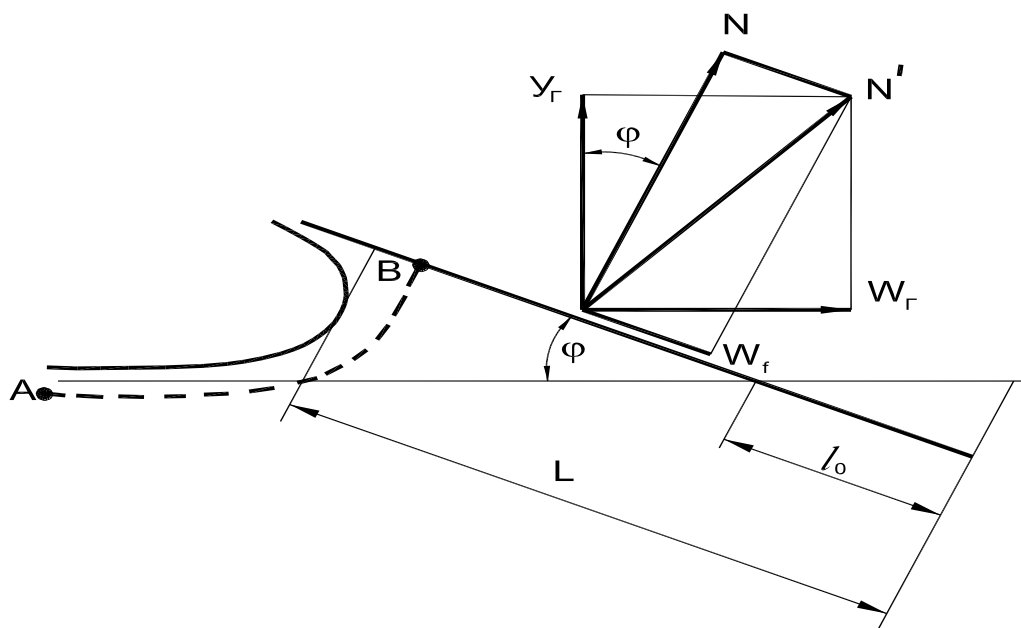
На настоящий момент времени на практике расчётов нагрузок, действующих на днище лодки глиссирующего гидросамолёта, самыми распространенными методами решения этой задачи являются метод плоских поперечных сечений и метод аналогии с крылом.

Все достижения учёных в области теоретических и экспериментальных исследований глиссирования тел на воде представить здесь нет возможности. Это большой объём исследований ученых **ЦАГИ, МФТИ**. Для освоения их требуется знание высшей математики и физики, объём которых превосходит принятые объёмы для авиационных вузов.

Составные части сопротивления воды при глиссировании.

Суммарная сила воздействия воды на глиссирующую поверхность складывается из касательных и нормальных сил, приложенных к днищу. Как упоминалось выше, исследование процессов глиссирования проводилось первоначально на пластинках (эквивалент плоского днища).

Рассмотрим составные части сопротивления воды глиссирующей пластинки. В общем виде они справедливы и для днища лодки глиссирующего гидросамолёта. Вследствие вязкости воды и шероховатости поверхности пластинки к силам нормальных давлений прибавляется сила трения, лежащая в плоскости пластинки. Эти силы дают равнодействующую N' , образующую с плоскостью глиссирования угол φ , (см. фиг 40).



Фиг 40 .

На схеме фигуры 40:

- Y_r – вертикальная составляющая гидродинамической подъёмной силы;
- W_f – сила трения;
- W_r - сила гидродинамического сопротивления;
- φ - угол дифферента пластинки (угол атаки);
- N – гидродинамическая подъёмная сила пластинки;
- N' – равнодействующая гидродинамических сил с учётом силы трения;
- L - смоченная длина пластинки на режиме глиссирования;
- l_0 – длина пластинки, погружающейся ниже уровня воды,

Рассматривая схему глиссирования пластинки, сделаем простые аналитические выкладки:

$$Y_r = N \cos \varphi - W_f \sin \varphi; \dots\dots\dots (122).$$

$$W_r = N \sin \varphi + W_f \cos \varphi. \dots\dots\dots (123).$$

Исключим силу N из равенств 122 и 123.

$$Y_r + W_f \sin \varphi = N \cos \varphi;$$

$$W_r - W_f \cos \varphi = N \sin \varphi ;$$

$$\frac{W_r - W_f \cos \varphi}{Y_r + W_f \sin \varphi} = \operatorname{tg} \varphi.$$

Тогда:

$$W_r = \operatorname{tg} \varphi (Y_r + W_f \sin \varphi) + W_f \cos \varphi = Y_r \operatorname{tg} \varphi + W_f (\sin \varphi \operatorname{tg} \varphi + \cos \varphi). \dots\dots (124).$$

Учитывая, что глиссирование пластин, а в прочем и гидросамолётов, не происходит на углах φ превышающих $(10 - 11)^\circ$, тригонометрические

функций близки к нулю и единице. Тогда уравнение 124 запишем в следующем виде: $W_r = Y_r \operatorname{tg} \varphi + W_f \dots \dots \dots (125).$

Движение плоской глissирующей пластинки сопровождается подъёмом свободной поверхности воды в её носовой части. Набегающий на пластинку поток складывается из основного потока и потока переходящего в брызговые струи. Основной поток воды проходит под пластинкой. Поток, переходящий в брызговые струи, представляет сравнительно тонкий слой воды, граничащий со свободной поверхностью. Брызговая струя выбрасывается и в направлении движения пластинки. У пластинок конечной ширины брызговой поток воды идёт ещё и в стороны. Границей потока является линия тока **AB**, показанная на фигуре 40 пунктирной линией, с критической точкой **B**, где происходит разветвление струю.

Часть силы сопротивления приходится на брызговую струю, направленную вперёд по пластинке. Это явление затрудняет учёт сопротивления трения. Брызговая струя быстро разрушается, превращаясь в водовоздушную смесь (пену). Эта смесь препятствует достоверному определению длины **L** смоченной поверхности пластинки. За эту длину принимается расстояние от кромки пластинки до перпендикуляра к ней, который является касательной к профилю возмущённой поверхности воды.

На глissировании сопротивление нормальных давлений $Y_r \operatorname{tg} \varphi$ состоит из волнового и брызгового сопротивлений – W_B и $W_{БР}$.

На режимах глissирования пластинок нет сопротивления формы, поскольку нет отрывов пограничного слоя внутрь внешнего потока.

При глissировании пластин наблюдается разность уровней свободной поверхности воды между носовой и кормовой кромками смоченной части пластинки. Разность уровней создаёт дополнительное гидростатическое сопротивление W_c , которое относится к сопротивлению нормальных давлений. Само по себе это гидростатическое сопротивление очень маленькой величины. Поэтому строго аналитически оно должно входить в формулу для определения всего сопротивления.

Таким образом, полная сила сопротивления глissирующей пластинки может быть выражена следующей формулой:

$$W = W_f + W_B + W_{БР} + W_c$$

Где: W_f - сопротивление трения;

$$W_B + W_{БР} + W_c = Y_r \operatorname{tg} \varphi.$$

В науке есть разные методы решения для решения задач глиссирования объектов на воде. Основные указаны выше.

Они не простые, трудоёмкие и оправданы для предварительного проектирования и уточнения, анализом результатов испытаний натурных гидросамолётов. Они находят широкое применение при определении нагрузок на днище лодки гидросамолёта на всех этапах его движения на воде и особенно на глиссировании.

Остальные гидродинамические характеристики гидросамолётов, на режимах их взлётов или посадок на воду, находят путём буксировочных испытаний их динамически подобных моделей в гидроканалах или на открытых водоёмах. Самые принципиальные аспекты экспериментальных работ с динамически подобными моделями будут приведены далее.

Как упоминалось выше, сам процесс глиссирования на воде носит ударный характер. Особенно чётко это выражено в процессе посадки гидросамолёта на взволнованную поверхность воды. Сила реакции воды, возникающая при этом, пропорциональна ускорению массы гидросамолёта.

Поэтому в ряде задач гидроавиации, связанных с неустановившемся движением, приходится учитывать эти силы.

Входящий в формулы расчётов коэффициент **m** имеет размерность массы и поэтому называется **присоединённой массой тела**.

Присоединённая масса тела.

Это понятие используется и в теории глиссирования при выводе формул для расчётов подъёмной силы и моментов при глиссировании лодок большого удлинения, поскольку процесс глиссирования носит также ударный характер. Здесь излагается лишь основное положение о присоединённой массе и для более полного ознакомления с этим вопросом желательно обратиться к специальным курсам теоретической гидромеханики.

Допустим, что жидкость (вода) неподвижна и что тело движется в ней прямолинейно и с равномерной скоростью.

При движении тела жидкость приходит в движение. Частицы жидкости приобретают некоторую скорость V^* , причём различную для различных частиц жидкости. Эту скорость называют скоростью возмущения. Скорость возмущения V^* отличается от скорости V , скорости обтекания тела, на постоянную величину V_0 , (скорость движения тела).

Кинетическая энергия элементарного прямоугольного параллелепипеда со сторонами dx, dy, dz будет равна:

$$dT = \frac{\zeta(V^*)^2}{2} dx dy dz.$$

Распространяя интегрирование на всё пространство, занятое возмущённой жидкостью, получим кинетическую энергию жидкой среды:

$$T = \frac{\zeta V_0^2}{2} \iiint \left[\frac{V^*}{V_0} \right]^2 dx, dy, dz.$$

Тройной интеграл по своей размерности представляет некоторый объём жидкости. Если его обозначить через K , то получим:

$$T = \frac{\zeta V_0^2}{2} K = \frac{m V_0^2}{2} \text{ где } m = K\zeta.$$

Величина $m = K\zeta$ называется **присоединённой массой**, а объём K – **объёмом присоединённой массы**.

Часто массу m выражают через коэффициент присоединённой массы μ , равный $\frac{K}{V}$ где V – объём движущегося тела.

Получается, что присоединённая масса представляет собой воображаемую массу жидкости, которая, двигаясь со скоростью тела V_0 , обладает той же кинетической энергией, как и окружающее тело жидкая среда. Введение присоединённой массы даёт возможность вычислить сопротивление жидкой среды, вызванное её инертностью:

$$W_m = m \frac{dV}{dT}.$$

Это сопротивление существует тогда, когда ускорение $\frac{dV}{dT} \neq 0$.

Если тело массой M , под действием силы F погружено в жидкость, то уравнение движения в проекции в направлении скорости, с учётом присоединённой массы, будет иметь вид:

$$(M + m) \frac{dV}{dT} = F \text{ или } M \frac{dV}{dT} = F - W_m \dots \dots \dots (126).$$

По аналогии с присоединённой массой можно представить присоединённый момент инерции жидкости ΔJ и уравнение моментов получит следующую форму:

$$(J + \Delta J) \frac{dV}{dT} = \sum M_M \text{ где } \sum M_M - \text{сумма внешних моментов,}$$

приложенных к телу.

Различные формы тела имеют различные формулы вычисления присоединённой массы.

Например:

- Плоская пластина – $m = \frac{\pi}{4} \zeta b^2$ где $b = \frac{B}{2}$ - полуширина пластины;
- Эллиптический цилиндр, движущийся перпендикулярно полуоси
 $- m = \pi \zeta \alpha^2$ где α полуось;
- круговой цилиндр - $m = \pi \zeta \alpha^2$.

Во многих инженерных задачах, где не хватает исходных данных, присоединённую массу определяют опытным путём. Одним из методов её определения является метод колебания тела упругоподвешенного на пружину и погруженного в жидкость. Период колебания тела в жидкости определяют экспериментально. Этот период колебаний отличается от периода колебаний этого же тела в пустоте. Период колебания тела в жидкости определяется по формуле:

$$\tau = 2\pi \sqrt{\frac{M + m}{C}} \quad \text{где } C \text{ коэффициент упругости пружины.}$$

Тогда
$$m = \frac{C\tau^2}{4\pi^2} - M.$$

§ 16.2 Устойчивость глиссирования гидросамолёта на воде.

Зоны устойчивости глиссирования.

- Устойчивость глиссирования гидросамолёта на воде.

Гидросамолёт, совершающий глиссирование на воде, должен обладать устойчивостью глиссирования.

Под устойчивостью глиссирования гидросамолёта на воде нужно понимать его способность, в процессе глиссирования, возвращаться в исходное положение, после прекращения действия возмущающей силы.

Для глиссирующих объектов существуют неустойчивые режимы, то есть такие режимы, при которых, несмотря на отсутствие каких – либо явных внешних возмущений, самопроизвольно возникают нарастающие вертикальные и угловые колебания в продольной плоскости объекта. С ростом скорости сужается область устойчивых режимов движения и увеличивается интенсивность колебаний. Именно неустойчивость была ранее причиной случаев гибели подавляющего большинства спортсменов, боровшихся за установление скоростных рекордов на воде.

Исходное движение, заключение об устойчивости или неустойчивости которого предполагается получить, принято называть **невозмущённым**, а

движение, в которое переходит исходное, под действием возмущающего фактора, принято называть **возмущённым**.

Наибольшее распространение получило понятие устойчивости в предположении, что возмущающий фактор прекращает своё возмущение на тело к начальному для исследования устойчивости моменту времени. Величина начальных возмущений и окрестность невозмущённого движения, в которой должно пребывать возмущённое движение, бесконечно малы, а время пребывания в этой окрестности не ограничены.

Самую полную и строгую разработку теории устойчивости в таком понимании дал академик А.М. Ляпунов. Данное им понимание устойчивости стали называть его именем – **устойчивостью в смысле Ляпунова**.

По Ляпунову, движение называется устойчивым, если возможно указать достаточно малые начальные возмущения, что все последующие значения возмущений при отсутствии действия возмущающего фактора будут по абсолютной величине оставаться меньше наперёд заданных пределов, в течении неограниченного времени. Применение устойчивости по Ляпунову нашло широкое применение в решении технических задач.

Заключение об устойчивости или неустойчивости рассматриваемого движения можно сделать в результате соответствующего изучения теоретическим или экспериментальным путём характера возмущённого состояния исходного движения.

Возможности теоретического определения характеристик устойчивости глиссирования всё же ограничены, вследствие ещё недостаточной теоретической разработки общей задачи о глиссировании.

Практически необходимые данные о характеристиках устойчивости глиссирования получают экспериментальным путём.

Устойчивость глиссирования гидросамолёта на воде определяют по анализу результатов буксировочных испытаний его **ДПМ** в условиях штиля.

Не во всём диапазоне скоростей движения на воде и углам дифферента модель гидросамолёта имеет приемлемые, по величине и характеру, размахи продольных колебаний.

Оказывается, для каждого типа гидросамолёта имеется свой диапазон изменений углов дифферента по скорости и амплитуде продольных колебаний в котором он может считаться устойчиво глиссирующим.

При экспериментальном методе изучения устойчивости глиссирования динамически подобная модель гидросамолёта, с помощью специального буксировочного устройства, буксируется в гидроканале или на открытом водоёме в условиях полного штиля. После выхода модели на заданный режим (по скорости) ей сообщается начальное возмущение. Последующие возмущенное движение модели измерительной аппаратурой фиксируется и после анализа записей параметров, даётся оценка устойчивости глиссирования.

Экспериментальный способ можно применить для определения характеристик устойчивости глиссирования гидромодели с любой формой днища её лодки.

Указанный выше способ редко применяется и удобен для гидроканалов. На открытых водоёмах, при буксировках гидромodelей, его нет смысла применять. На открытых водоёмах буксировки моделей, для этих целей, также производят при тихой штилевой поверхности воды. На модели, путём переноски её грузов с носа в корму и обратно, создаются моменты кабрирующего или пикирующего характера. Модель буксируется до взлётных скоростей. Скорости, где возникают её колебания по углу дифферента, строго фиксируются. Анализ параметров, записанных на этой скорости, даёт возможность оценить устойчивость глиссирования. Многочисленными буксировками модели на всех скоростях движения (от нуля до взлёта), исследуется весь возможный диапазон изменений угла дифферента (от $+10^{\circ}$ до 0°). Совокупность полученных точек скоростей и значений углов дифферента, позволяет очертить зоны устойчивого глиссирования модели.

Здесь необходимо отметить, что в условиях штиля на водной поверхности, на устойчивых режимах движения модели должны отсутствовать, в записях измеряемых параметров, избыточные перегрузки, продольные колебания (по углу дифферента) и вертикальные перемещения её центра тяжести.

Существует методика проведения таких испытаний. В ней размах продольных колебаний по углу дифферента допускается не более $\pm 30'$. Если на режиме движения модели на воде у неё возникают продольные колебания с амплитудой $2A_{\varphi} \geq \pm 1^{\circ}$, то такой режим принимается как полуустойчивый. Когда амплитуда $2A_{\varphi}$ больше указанной и ещё имеет нарастающий по времени характер, такое движение принимается как неустойчивое.

- Зоны устойчивости глиссирования.

Открытие зон устойчивости глиссирования произошло при проведении буксировочных гидродинамических испытаний пластин.

Результаты экспериментальных исследований устойчивости глиссирования пластин и моделей гидросамолётов были получены в ЦАГИ учёными гидроканала Л.И. Седовым, Л.А. Эпштейном, А.Н. Владимировым, А.И. Тихоновым, В.Г. Фроловым. Результаты исследований позволили определить влияние веса, моментов инерции, ширины пластин, лодок, углов килеватости пластин и днищ лодок на характер колебаний при глиссировании, положения нижней, средней и верхней зон устойчивости глиссирования. В результате анализа экспериментальных данных удалось установить несколько более общих выводов. Оказалось возможным указать обобщающую форму представления первых границ для плоских пластин, первых границ для плоско – килеватых пластин при их глиссировании на треугольнике (смоченной поверхности) и вторых границ устойчивости плоских пластин для режимов глиссирования при больших числах Фруда. В тот же период времени была разработана методика определения характеристик устойчивости глиссирования гидросамолёта с помощью моделирования (Л. А. Эпштейн. Устойчивость гидросамолётов и глиссеров. Выпуск ЦАГИ, № 500 1941 г.).

Надо подчеркнуть, что испытания на устойчивость глиссирования натурных гидросамолётов сложны и весьма опасны. Опасность проведения таких испытаний возрастает вместе с ростом скоростей глиссирования. Например гидросамолёт Бе – 10 имел взлётную с воды скорость 310 км/час. Как в диапазоне таких скоростей можно провести испытания на устойчивость глиссирования натурального гидросамолёта? Поэтому проводятся модельные испытания на устойчивость глиссирования для каждого нового гидросамолёта.

Методика определения характеристик устойчивости глиссирования, предложенная Л.А. Эпштейном используется и в наше время.

Рассмотрим круг вопросов, связанных с определением характеристик устойчивости глиссирования с помощью испытаний динамически подобной модели гидросамолёта. Будем считать поверхность воды гладкой (штилевой) и при этом допустим отсутствие ветра в зоне водной поверхности.

Рассмотрим устойчивость движения гидросамолёта по отношению к исходному установившемуся глиссированию с постоянной скоростью. Рассматривать будем только возмущённое движение с двумя степенями свободы: всплытия (вертикальных перемещений) и вращения вокруг поперечной оси, проходящей через центр тяжести гидросамолёта (ось OZ). Нам необходимо вывести условия подобия, при выполнении которых устойчивому движению модели будет соответствовать устойчивое движение гидросамолёта, а неустойчивому движению модели соответственно неустойчивое движение гидросамолёта. Искомыми условиями подобия являются условия подобия соответствующих возмущённых движений модели и натуре. В соответствии с принятыми выше условиями, можно считать, что характер возмущённого движения гидросамолёта и модели при заданной форме определяется следующей системой параметров:

$$B, m, x_{\text{цт}}, y_{\text{цт}}, J, v, \varphi, \Delta, \gamma, \varsigma, \mu, \varsigma_{\text{в}}, \mu_{\text{в}}.$$

Эти символы означают:

B – ширина лодки на первом редане;

m – масса гидросамолёта;

$x_{\text{цт}}, y_{\text{цт}}$ – координаты центра тяжести;

J – момент инерции относительно центра тяжести;

v – скорость исходного движения;

φ – угол дифферента;

γ – объёмный вес воды;

Δ – нагрузка на воду;

ς – массовая плотность воды;

μ – коэффициент вязкости воды;

$\varsigma_{\text{в}}$ – массовая плотность воздуха;

$\mu_{\text{в}}$ – коэффициент вязкости воздуха.

Первые пять параметров определяют динамические свойства гидросамолёта.

Следующие параметры **v, φ , Δ** – определяют исходный режим движения.

Остальные параметры определяют свойства воды и воздуха.

В систему не включён параметр, определяющий тягу двигателей, поскольку возмущённое движение не имеет в горизонтальном направлении составляющей, в соответствии с принятыми исходными параметрами. Нет в числе параметров и параметров возмущения, определяющих характер возмущения, поскольку в отсутствии волны, ветра и горизонтальных

ускорений (режим движения с постоянной скоростью) получают сведения об устойчивости глиссирования модели при воздействии на неё достаточно малых возмущений (т.е. об устойчивости в смысле Ляпунова).

Условия подобия, которые необходимо выполнить при модельных испытаниях, рационально рассматривать с применением метода размерности, присвоив индекс «м» для модели и индекс «н» для натуре.

За систему основных единиц измерения для гидросамолёта и для его динамически подобной модели примем следующие значения:

$$\zeta_n, V_n, B_n \text{ и } \zeta_m, V_m, B_m.$$

Весь объём вывода критериев подобия приводиться здесь не будет, поскольку метод анализа размерности приведен в §9. С применением П-теоремы мы получим искомые условия подобия:

$$P_{mn} = P_{mm}; P_{x_{цтн}} = P_{x_{цтм}}; P_{y_{цтн}} = P_{y_{цтм}}; P_{J_n} = P_{J_m}; P_{\varphi_n} = P_{\varphi_m}; P_{\Delta_n} = P_{\Delta_m}; \\ P_{\gamma_n} = P_{\gamma_m}; P_{\mu_n} = P_{\mu_m}; P_{\zeta_{BH}} = P_{\zeta_{BM}}; P_{\mu_{BH}} = P_{\mu_{BM}} \dots \dots \dots (127).$$

Условия подобия 127 можно представить более упрощённо, заметив, что

$$P_{\Delta} = \frac{1}{2} C_B, \quad P_{\gamma} = \frac{1}{F_{rB}^2} \text{ и } P_{\mu} = \frac{1}{R_{eB}}.$$

Тогда будем иметь: $\bar{m}_n = \bar{m}_m; \bar{X}_{цтн} = \bar{X}_{цтм}; \bar{J}_n = \bar{J}_m; \varphi_n = \varphi_m; C_{BH} = C_{BM};$

$$F_{rBH} = F_{rBM}; R_{eH} = R_{eM}; \left(\frac{\zeta_B}{\zeta}\right)_n = \left(\frac{\zeta_B}{\zeta}\right)_m; \left(\frac{\mu_B}{\mu}\right)_n = \left(\frac{\mu_B}{\mu}\right)_m \dots \dots \dots (128).$$

При испытаниях динамически подобных моделей на открытых водоёмах, да и в гидроканалах, физические свойства воды и воздуха практически одни и те же, что при взлётах и посадках на воду натурных гидросамолётов. Поэтому условия 128 можно считать выполненными при всех испытаниях моделей. Первые четыре условия требуют, чтобы модель была не только геометрически подобна натурному гидросамолёту, но подобна по массе, моментам инерции. Если это выполнено, то модель считается динамически подобная натуре. Если удастся выполнить подобными и её жесткость конструкции, то такая модель считается полностью динамически подобной натуре (ПДПМ). Можно отметить, что допускается отклонение по моменту инерции J_z от подобия на **15 – 20%**, поскольку экспериментально подтверждается незначительное влияние момента инерции на гидродинамические характеристики. Согласно первым условиям подобия масса модели, момент инерции и координаты центра тяжести модели должны определяться следующими соотношениями:

$$m_m = \frac{m_H}{k_l^3}; \quad x_{цтм} = \frac{x_{цтн}}{k_l}; \quad y_{цтм} = \frac{y_{цтн}}{k_l}; \quad J_m = \frac{J_H}{k_l^5}; \quad k_l = \frac{B_H}{B_m} \dots\dots\dots(129).$$

Эти соотношения приведены в § 12 в таблицах 14 и 15.

Согласно шестому и седьмому условиям нагрузка и скорость движения модели (ДПМ) должны удовлетворять следующим требованиям:

$$\Delta_m = \left(\frac{V_m}{V_H} \right)^2 \frac{\Delta_H}{k_l^2}; \dots\dots\dots(130).$$

$$V_m = \frac{V_H}{\sqrt{k_l}}; \dots\dots\dots(131).$$

$$V_m = V_H k_l \dots\dots\dots(132).$$

Однако на практике невозможно выполнить условия 131 и 132. В первом случае надо уменьшить скорость движения модели, разделив натурную скорость движения на значение корня квадратного из геометрического масштаба подобия. Во втором случае скорость надо увеличить, причём во столько раз во сколько раз модель по геометрическим размерам меньше натурной (k_l раз). О подходе к этому вопросу уже также написано выше. Учитывая, что критерий Рейнольдса мало влияет на процесс глиссирования на воде и возмущённые движения объекта при этом, его исключают из условий необходимых для выполнения представленных требований.

Итак, мы рассмотрели тот подход к определению зон устойчивости глиссирования гидросамолёта, который отработан временем.

Углы дифферента φ , размахи продольных колебаний по углу дифферента, избыточные вертикальные перегрузки Δ_g , полученные при испытаниях динамически подобных моделей на водоёмах принимаются для натурного гидросамолёта без пересчётов – т.е. их значения те же, что полученные на модели.

Поскольку метод испытаний гидромоделей гидросамолётов на открытых водоёмах или гидроканалах является отдельным пластырем работ по гидродинамике гидросамолётов и объёмный, то этот метод полностью не приводится в данном случае, а упоминается самое главное о нём.

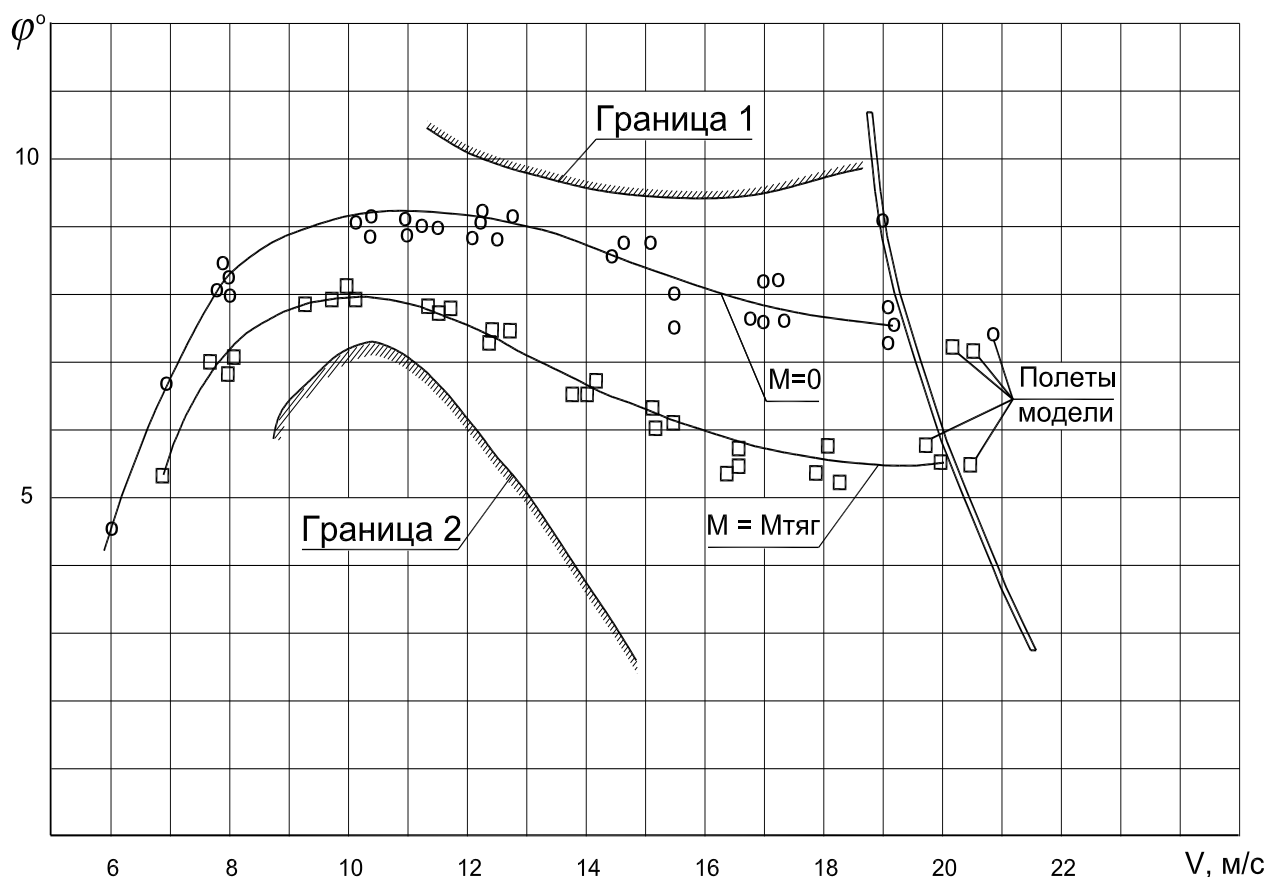
На фигуре 41 приведена зона устойчивости глиссирования самолёта – амфибии А - 40.

Совокупность режимов, где движение модели устойчивое и режимов где оно неустойчивое, позволяет очертить зоны её устойчивых режимов.

На фигуре 41 приведена типичная диаграмма таких режимов в координатах φ° и V м/сек., где заштрихованы зоны неустойчивого движения. Первая граница «1» называется верхней, а вторая «2» – нижней. На скоростях движения модели 10 – 14 м/сек, между первой и второй зоной имеется самое узкое место между этими границами, называемое «шейкой зоны». В этом месте зоны чаще всего возникают колебания по углу дифферента, которые в конечном счёте, не приводят к неприятным последствиям, поскольку гидросамолёт это место зоны быстро проходит и они не получают своего развития. Другое дело при испытаниях модели, где специально модель удерживается на любой скорости до 10 - 15 секунд, для выявления подобных мест в диапазоне скоростей движения. Поэтому не всё неприятное, выявленное при испытаниях модели, однозначно переносится на натуру. Модель при испытаниях на открытом водоёме производит взлёты, набирая скорость с ускорением. Скорость буксировки модели при этом изменяется плавно от минимального значения, которое может обеспечить буксировщик, до скорости взлёта. Время буксировки модели до её взлёта должно строго соответствовать критерию динамического подобия.

Характер колебаний модели в верхней границе и нижней различный. Верхняя граница характеризуется режимами возникновения угловых и вертикальных колебаний. Вертикальные колебания возникают у модели и при оставлении у неё лишь одной степени свободы - по вертикали. Такие испытания выполнялись в гидроканале **ЦАГИ**. Когда подбираются к верхней границе устойчивости, на модели создают кабрирующие моменты, путём переноса грузов.

На некоторых режимах движения модели, когда подъёмная сила крыла ещё недостаточная для её взлёта, в момент её вертикального перемещения происходит опускание кормы лодки в воду, за счёт кабрирующего момента. Происходит как вертикальный подъём модели, так и изменение угла дифферента.



Фиг. 41. Зоны устойчивости глиссирования модели самолета-амфибии А-40.

Начинается раскачка модели по углу дифферента вместе с вертикальными перемещениями. Период таких колебаний составляет обычно 1 - 2 секунды. В нижней границе модель имеет колебания по углу дифферента значительно меньше и период таких колебаний короткий (модель часто колеблется).

При глиссировании с малыми значениями угла дифферента смоченная поверхность днища носовой части лодки увеличивается, смещаясь вперед – в нос лодки. Равнодействующая сил гидродинамического поддержания перемещается также вперед, увеличивая расстояние между центром тяжести гидросамолёта и точкой её приложения.

При таком расположении сил высока вероятность появления ещё и курсовой неустойчивости, которая на больших скоростях глиссирования, приводит к аварийным ситуациям.

На моделях самолёта – амфибии **Бе - 12**, гидросамолёта **Бе - 10** и **Бе - 6** уходы с курса наблюдались на скоростях движения (0,75 – 0,85) скорости взлёта при углах дифферента 1 - 3°. У модели самолёта - амфибии **А - 40** нижняя

граница зоны устойчивости глиссирования на скоростях движения на воде больше **$0,65 V_{\text{взл.}}$** не была определена.

Модель в условиях штиля двигалась устойчиво даже с углом дифферента ноль градусов. Записи момента « **M_y** » подтверждали отсутствие и курсового момента.

Буксировки моделей на высоких скоростях с углами дифферента **0°** и ниже представляют большую сложность – большая вероятность возникновения колебаний по углу дифферента но, и опережающий их, уход модели с курса, с последующей поломкой её и буксировочного устройства. При этом необходимо учесть и то, что реальный гидросамолёт не будет двигаться на воде с нулевыми или отрицательными углами дифферента.

Зоны, полученные для различных весов модели, не имеют между собой существенных отличительных признаков. Граница верхней зоны устойчивости глиссирования для различных весов модели проходит на одном и том же уровне по углам дифферента. Различие в этом случае есть в смещении начала границы в сторону больших скоростей. Это понятно, поскольку модель с большим весом имеет и большую скорость взлёта (при равных условиях для всех весов этой модели).

Нижняя граница устойчивости глиссирования, с увеличением веса модели, не только смещается в сторону большей скорости, но и поднимается (для модели **A - 40** подъём составлял **$1,5 - 1,7^\circ$**).

Возвращаясь к диапазону углов хода модели **φ^0** необходимо заметить, что было бы опрометчивым решение дать возможность натурному гидросамолёту двигаться на воде с такими углами дифферента **$(0 - 2)^\circ$** , поскольку условий штиля мало на водоёмах, а движение на волне может происходить с продольными колебаниями.

Каждой глиссирующей модели соответствует определенная зависимость угла дифферента (хода) от скорости. Для обеспечения устойчивости необходимо, чтобы эта балансирующая кривая вплоть до взлётной скорости, проходила внутри устойчивой области, не пересекаясь с её границами 1 и 2.

§ 16.3 Устойчивость глиссирования гидросамолёта при разбеге и пробеге.

Наибольший объём буксировочных испытаний ДПМ гидросамолётов выполняется при постоянных скоростях буксировок на воде. В процессе разбега гидросамолёта его углы дифферента плавно изменяются. Поэтому устойчивость движения гидросамолёта во время разбега и пробега имеет свои особенности.

При рассмотрении устойчивости движения гидросамолёта во время разбега должен задаваться уже закон движения в целом и решаться вопрос о наличии или отсутствии устойчивости по отношению к движению, которое определяется этим законом. Экспериментальные работы с ДПМ выполняются при этом методом разгона модели гидросамолёта до её скорости взлёта. Если в этих движениях модели с ускорением до её взлёта будет выполняться, дополнительно к выше представленным, критерий гомохронности $H_r = \frac{VT}{L}$, то анализ полученных параметров движения модели позволяет дать оценку натурному объекту (гидросамолёту). Как указывалось в предыдущем параграфе, при буксировках моделей на постоянных скоростях движения, на некоторых из них возникает неустойчивость движения, проявляемая в виде продольных и вертикальных колебаний нарастающего характера. Но это ещё не говорит о непригодности гидросамолёта к эксплуатации. Важно при этом знать участок разбега, при котором возникают колебания и достигают ли они опасной величины, которая может привести к «барсу» (выбросу из воды). Если отклонения от исходного движения происходят на предвзлётных скоростях, то это должно насторожить разработчиков. На этих режимах глиссирования при неустойчивости вероятность возникновения «барсов» очень вероятна. Поэтому важны движения модели на воде с разгоном до взлёта. Устойчивое движение модели на воде с разгоном до её взлёта гарантирует устойчивый разгон натурального гидросамолёта.

Для того чтобы модель, в своём исходном движении, копировала заданный закон движения её угловая скорость ω_m , линейное α_m и угловое ε_m ускорения должны быть связаны с соответствующими параметрами гидросамолёта следующими соотношениями, при условии, что $V_H = \sqrt{k_l} V_m$:

$$\alpha_m = \alpha_H ; \quad \omega_m = \sqrt{k_l} \omega_H ; \quad \varepsilon_m = k_l \varepsilon_H .$$

Модель должна быть динамически подобной (ДПМ). Испытания такой модели, для оценки устойчивости глиссирования, проводятся в штилевых условиях с требованиями, изложенными при определении зон устойчивости глиссирования.

§ 17 Расчёт дистанций и времени разбега и пробега гидросамолёта.

- Разбег гидросамолета на воде.

Задача состоит в определении времени t_0 и длины L_0 разбега, необходимых для достижения скорости взлёта и подтверждения утверждённых данных в **ТТЗ** на гидросамолёт.

Движение гидросамолёта на воде условно можно разделить на три стадии:

- движение до выхода на первый редан;
- выход на первый редан;
- разбег до скорости взлёта.

На первой стадии гидросамолёт, под действием большого избытка тяги двигателей над сопротивлением движения, начинает интенсивно набирать скорость. При этом происходит плавное и интенсивное увеличение углов дифферента гидросамолёта. Пикирующий момент от тяги двигателей несколько уменьшает углы дифферента (хода). Но это происходит на первой половине этой стадии. В завершении первой стадии гидросамолёт начинает выходить на первый редан лодки. Завершение первой стадии происходит при углах дифферента $\varphi = (7 \div 8)^\circ$, в зависимости от особенностей днища лодки и, в основном, от положения редана относительно центра тяжести гидросамолёта. Гидросамолёт при этом имеет самое большое гидродинамическое сопротивление W_r , брызгообразование. Движение сопровождается спутным волнообразованием. По приближённым оценкам, первая стадия составляет примерно **20 – 25%** времени разбега и **15 – 20%** дистанции разбега. Вторая стадия занимает относительно небольшую часть времени разбега. На второй стадии на днище лодки гидросамолёта начинают действовать возрастающие гидродинамические силы. Процесс выхода гидросамолёта на глиссирование был описан выше. На этом режиме наблюдается интенсивное всплытие гидросамолёта, продолжающееся увеличение углов дифферента и брызгообразования. На этом режиме у гидросамолёта и наибольшее гидродинамическое сопротивление. Именно на этом режиме присутствует так называемый «горб сопротивления», максимальные углы дифферента $\varphi = (10 - 11)^\circ$. Гидросамолёт при этом имеет

самое минимальное горизонтальное ускорение. Этому режиму движения гидросамолёта на воде соответствует наименьшее гидродинамическое качество ($K_r = \frac{\Delta}{W}$). Третья стадия есть собственно разбег гидросамолёта на режиме глиссирования. После выхода на редан и в процессе увеличивающейся скорости, интенсивно уменьшаются углы дифферента, брызгообразование и гидродинамическое сопротивление. За счёт превышения тяги двигателей, над уменьшающимся гидродинамическим сопротивлением, гидросамолет начинает интенсивно увеличивать скорость глиссирования. При этом интенсивно начинает увеличиваться подъёмная сила крыла и аэродинамическое сопротивление. Однако прирост аэродинамического сопротивления отстаёт от темпов падения гидродинамического сопротивления и избыток тяги двигателей при этом остаётся достаточным. Практика эксплуатации гидросамолётов позволяет утверждать, что для оптимального процесса его разбега на воде избыток тяги двигателей над максимальным аэрогидродинамическим сопротивлением должен быть таким, при котором горизонтальное ускорение получается равным **(0,9 – 1,1)g**.

$$\alpha = \frac{\Delta P \cdot g}{G} \left[\frac{M}{C_{EK}^2} \right] \geq 1.$$

С нарастанием скорости гидросамолёт приобретает достаточную управляемость и возможность установить нужный угол дифферента на режиме глиссирования, соответствующий руководству по эксплуатации данного типа гидросамолёта (РЛЭ).

Для расчёта длины и времени разбега гидросамолёта на воде необходимо иметь:

- Изменение аэродинамических параметров по скорости и углам атаки
 $C_y = f(\alpha); \quad C_x = f(\alpha); \quad m_z = f(\alpha);$
- Изменение тяги двигателей по скорости $P_{дв} = f(V)$, для условий МСА и расчётных условий;
- Изменение углов дифферента и гидродинамического сопротивления в зависимости от скорости $\varphi = f(V); \quad W_r = f(V)$.

Таким образом, доминирующее количество параметров гидросамолёта, необходимых для расчётов, получают экспериментальным методом - путём буксировочных испытаний на воде динамически подобной модели (ДПМ) данного типа гидросамолёта.

К перечисленным параметрам необходимо добавить скорость взлёта гидросамолёта. Минимальная скорость взлёта с воды V_{\min} , будет соответствовать максимальному значению подъёмной силы $C_{y \max}$.

$C_{y \max}$ соответствует максимальному своему значению и с дальнейшим увеличением угла атаки крыла $[\alpha = \varphi + \alpha_{\text{уст}}]$ плавно уменьшается и затем происходит срыв. Поэтому, из соображений безопасности взлётов, посадок и полётов скорость взлёта определяется при меньшем значении C_y , чем $C_{y \max}$ ($C_{y \text{отр}} \cong 0,65 C_{y \max}$).

Для определения скорости гидросамолёта назначается оптимальный угол дифферента. Допустимое изменение этого угла вносится в РЛЭ. Экипаж гидросамолёта должен установить и удерживать угол дифферента на глиссировании рекомендованный РЛЭ ($\varphi = (5 - 6)^\circ$). В соответствии с углом φ находится угол атаки крыла. По поляре гидросамолёта, определяется C_y и C_x . Зная эти безразмерные аэродинамические коэффициенты, находятся для каждого момента времени, значения подъёмной силы и аэродинамического сопротивления. Имея изменения гидродинамического сопротивления движения модели, по результатам буксировочных испытаний ДПМ на воде, определяется значение гидродинамического сопротивления гидросамолёта, также на каждой скорости разбега.

Скорость взлёта (отрыва) определяется по формуле

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G - P_{\text{дв}} \cdot \sin \varphi_{\text{дв}}}{C_{y \text{отр}} \rho S}} \dots \dots \dots (133).$$

где: G – вес гидросамолёта (кг);

$P_{\text{дв}}$ – суммарная тяга двигателей (кг);

ρ – массовая плотность воздуха ($\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4}$);

S – площадь крыла (м^2);

$C_{y \text{отр}}$ – коэффициент подъёмной силы;

$\varphi_{\text{дв}}$ – угол установки двигателей, относительно НСГ гидросамолёта.

- Уравнение разбега гидросамолёта.

Во время разбега гидросамолёта на него действуют следующие силы:

G – сила веса, приложенная в центре тяжести;

$P_{\text{дв}}$ – суммарная тяга двигателей;

X_a – аэродинамическое сопротивление;

W_r - гидродинамическое сопротивление;

Y_r - гидродинамическая подъёмная сила;

Y_a - аэродинамическая подъёмная сила.

На фигуре 43 представлена схема сил, действующих на гидросамолёт, в процессе его разбега на взлёт с водной поверхности (в плоскости XOY).

Если гидросамолёт устойчиво глиссировует, то при этом все внешние моменты, относительно его центра тяжести, сбалансированы:

$$M_{дв} + M_r + M_a = 0. \dots\dots\dots (134).$$

Начало координат размещаем в центре тяжести гидросамолёта. Ось «**ОХ**» направляем в сторону движения, параллельно оси НСГ. Ось «**ОУ**» направляем вверх, перпендикулярно оси «**ОХ**». Считаем, что поперечных перемещений гидросамолёт на режиме глиссирования не имеет.

Принимается равное нулю угловое ускорение $\frac{d^2\varphi}{dt^2}$, поскольку угол дифферента удерживается практически постоянным и допускается лишь плавное и медленное его изменение на небольшую величину.

Тогда уравнение движения гидросамолёта на разбеге будет иметь следующий вид:

$$M \frac{d^2x}{dt^2} = P_{дв} \cdot \cos(\varphi + \varphi_{дв}) - X_a - W_r; \dots\dots\dots (135).$$

$$M \frac{d^2y}{dt^2} = -G + P_{дв} \cdot \sin(\varphi + \varphi_{дв}) + Y_a + Y_r. \dots\dots\dots (136).$$

При устойчивом разбеге гидросамолёта на воде вертикальные ускорения весьма малы и их можно принять равными нулю. Тогда уравнение 136 может иметь следующий вид:

$$Y_r = G - P_{дв} \cdot \sin(\varphi + \varphi_{дв}) - Y_a. \dots\dots\dots (137).$$

Здесь нам известны:

- угол $\varphi(V)$;
- угол установки двигателей относительно НСГ $P_{дв}(V)$;
- вес гидросамолёта G ;
- подъёмная сила крыла $Y_a(V)$.

Формула 137 представляет собой формулу для определения остаточной нагрузки на воду, которую можно подсчитать для каждой скорости глиссирования.

$$\Delta = G - P_{дв} \cdot \sin(\varphi + \varphi_{дв}) - Y_a = Y_r. \dots\dots\dots (138).$$

Далее, обозначим суммарное сопротивление движения гидросамолёта через W - $W = W_a + W_r. \dots\dots\dots (139).$

Поскольку углы установки обычно небольшие и углы дифферента на глиссирование тоже не превосходят $(4 - 6)^\circ$, то $\cos(\varphi + \varphi_{\text{дв}}) \cong 1$ и уравнение 135 можно записать в следующем виде:

$$M \frac{d^2 X}{dt^2} = P_{\text{дв}} - W \text{ или } \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = P_{\text{дв}} - W \dots \dots \dots (140).$$

Разделяя переменные в уравнении 140 получаем:

$$dt = \frac{G}{g} \frac{dV}{P_{\text{дв}} - W} \text{ или } dt = \frac{G}{g} \frac{dV}{\Delta P_{\text{дв}}}.$$

Тогда время разбега гидросамолёта $t_0 = \frac{G}{g} \int_0^{V_{\text{отр}}} \frac{dV}{\Delta P_{\text{дв}}} \dots \dots \dots (141).$

Перепишем уравнение 140 в другом виде

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{V dV}{dx} = \Delta P_{\text{дв}} \dots \dots \dots (142).$$

где $\frac{V dV}{dx} = \frac{dV}{dx} \cdot \frac{dx}{dt} = \frac{dV}{dt}.$

Из формулы 142 имеем $dx = \frac{G}{g} \frac{V dV}{\Delta P_{\text{дв}}}.$

Тогда длина разбега $L_0 = \frac{G}{g} \int_0^{V_{\text{отр}}} \frac{V dV}{\Delta P_{\text{дв}}} \dots \dots \dots (143).$

- Расчёт пробега гидросамолёта после приводнения.

При после посадочном пробеге гидросамолёта в горизонтальной плоскости действуют силы аэродинамического сопротивления W_a и гидродинамическое сопротивление W_r . Есть при пробеге небольшая величина тяги двигателей, работающих на режиме малого газа (МГ). В расчётах дистанции пробега величиной тяги двигателей, из-за её малого значения, пренебрегают. Уравнение движения в этом случае имеет вид

$$\frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = - W_a - W_r \dots \dots \dots (144).$$

Для того чтобы можно было подсчитать длину и время пробега по формуле 144, необходимо установить величину минимальной скорости движения гидросамолёта в завершении его пробега на воде, которую можно будет считать условно нулевой.

Ведь если говорить о полной остановке гидросамолёта, то его ускорение $\frac{dV}{dt}$ будет стремиться к нулю, а время к бесконечности. Поэтому при расчётах длины и времени пробега гидросамолёта за минимальную скорость движения принимается **3м/сек.** С учётом такой минимальной скорости, время пробега будет равно

$$t_{np} = -\frac{G}{g} \int_0^{3_{м/с}} \frac{dV}{W_a + W_{\Gamma}} \dots\dots\dots (145).$$

а длина пробега $L_{np} = -\frac{G}{g} \int_0^{3_{м/с}} \frac{VdV}{W_a + W_{\Gamma}} \dots\dots\dots (146).$

В расчётах длины разбега, пробега и времени на это, необходимо учитывать влияние встречного ветра. Рассчитывая по формулам 141, 143, 145, и 146 можно внести влияние ветра на каждом режиме движения гидросамолёта по скорости, подсчетом сил. Но влияние встречного ветра можно определить на эти параметры по формуле Джонсона

$$t'_o = t_o \left(1 - \frac{u}{V}\right); \dots\dots\dots (147).$$

$$L'_o = L_o \left(1 - \frac{u}{V}\right)^2. \dots\dots\dots (148).$$

Где **u** есть скорость встречного ветра.

Итак, представлено освещение вопросов касающихся гидростатики и гидродинамики гидросамолёта (самолёта – амфибии) или летательного аппарата, способного производить движение, взлёты и посадки на водную поверхность.

Далее приводится методическое пособие, которое поможет студентам – дипломникам выполнить часть дипломной работы, касающейся гидродинамики гидросамолёта.

§ 18 Методическое пособие для студентов по вопросам гидродинамики гидросамолёта.

Конструктивные особенности гидросамолётов (самолётов – амфибий) представлены выше и далее представляется в основном то, что составляет логику методики с добавлением того, что не было представлено ранее.

- Установочные геометрические элементы подкрыльного поплавка.

1. **Разнос подкрыльных поплавков ($2b_n$)** – расстояние между диаметрными плоскостями подкрыльных поплавков (см. фиг. 26).
2. **Вынос подкрыльных поплавков (l_n)** – расстояние по НСГ лодки от ЦТ летательного аппарата до редана подкрыльного поплавка.
3. **Высота установки подкрыльного поплавка (h_n)** – расстояние от ОП лодки до килевой точки редана подкрыльного поплавка.
4. **Установочный угол подкрыльного поплавка (α_n)** – угол между касательной к килевой линии подкрыльного поплавка у его редана и ОП лодки.

- Основные гидростатические понятия.

1. **Грузовая ватерлиния лодки (ГВЛ)** – линия, образованная при пересечении поверхности лодки плавающего гидросамолёта заданного веса при выключенных двигателях со спокойной поверхностью воды .
2. **Осадка лодки (Н)** – расстояние от килевой точки первого редана лодки до поверхности воды.
3. **Водоизмещение лодки (U_n)** – объём погруженной части лодки, ограниченный плоскостью ГВЛ и поверхностью её подводной части.

$$U_n = \frac{G_{\text{ВЗЛ}} (\text{кг})}{\gamma (\text{кг/м}^3)} ;$$

$\gamma = 1\,000 \text{ кг/м}^3$ – удельный вес пресной воды;

4. **Запас плавучести лодки (U_n)** – объём надводной водонепроницаемой части лодки.
5. **Относительный запас плавучести ($k_{\text{пл.}}$)** – отношение запаса плавучести к водоизмещению лодки:

$$k_{\text{пл.}} = \frac{U_n}{U_n};$$

6. **Центр величины лодки** – центр тяжести воды в объёме погруженной части лодки.

7. **Начальная нагрузка на воду (Δ_0)** – в режиме нахождения на плаву равна заданному весу:

$$\Delta_0 = G = mg ;$$

8. **Коэффициент статической нагрузки на воду ($C\Delta_0$)** – отношение первоначальной нагрузки на воду к произведению удельного веса воды на куб ширины лодки.

$$C\Delta_0 = \frac{\Delta_0}{\gamma B^3};$$

9. **Коэффициент полноты водоизмещения лодки (δ)** представляет собой отношение объемного водоизмещения лодки V_n к объему параллелепипеда, имеющего длину L_2 , ширину B по первому редану и высоту, равную осадке лодки T , т.е.:

$$\delta = \frac{U_n}{L_\Gamma BT} ;$$

значение δ для однолодочных гидросамолётов лежит в пределах **0,4 ÷ 0,5**.

10. **Коэффициент общей полноты лодки:**

$$\delta_0 = \frac{U_K}{L_\Gamma BH} ,$$

который представляет собой отношение полного (конструктивного) объёма U_K к объёму параллелепипеда со сторонами: конструктивная длина L , ширина по первому редану B и высота лодки H . Для однолодочных гидросамолётов $\delta_0 = 0,4 \div 0,45$.

- Выбор параметров лодки.

В соответствии с заданием, определяющим цели и назначение гидросамолёта, производится расчёт взлётного веса:

$$G_{взл.} = \Delta_0 ;$$

и предварительная увязка аэродинамической компоновки (выбор площади крыла, горизонтального и вертикального оперений) и центровки. При гидродинамической компоновке за основной линейный параметр обычно принимается ширина лодки (B), в долях которой определяются все остальные геометрические характеристики лодки.

По требованиям аэродинамики, для уменьшения миделевого сечения, выгодно задаваться меньшим значением ширины (B), что приводит к увеличению коэффициента статической нагрузки:

$$C_{\Delta 0} = \frac{\Delta_0}{\gamma B^3}; \quad \text{Рост } C_{\Delta 0} \text{ влечёт за собой:}$$

- увеличение веса корпуса лодки;
- увеличение осадки лодки (h);
- усиление брызгообразования;
- падение запаса плавучести лодки (V_h);
- приближение крыла к воде;
- повышение вероятности попадания брызговых струй в воздухозаборники двигателей (или на винты);
- снижение гидродинамического качества и рост гидродинамического сопротивления, что затрудняет выход на редан при разбеге.

Перечисленные обстоятельства ограничивают величину $C_{\Delta 0}$ и исключают произвольность выбора этого коэффициента.

В это же время уменьшение ширины (B) ведёт к увеличению гидродинамического удлинения лодки (λ_2)

$$\lambda_2 = \frac{L_2}{B};$$

Экспериментальные исследования показывают, что увеличение гидродинамического удлинения лодки при прочих равных условиях способствует понижению брызговых струй, обеспечивает достаточно приемлемые гидродинамические характеристики и зоны устойчивости, а также повышению мореходности, и тем самым допускает увеличение $C_{\Delta 0}$. Значением λ_2 следует задаваться с учётом размещения оборудования, габаритов грузов, общих требований аэродинамической компоновки.

На основании статистических данных последнего поколения гидросамолётов рекомендуемое значение $\lambda_2 = 8 \div 12$;

По американским данным предельно допустимое значение $C_{\Delta 0}$ с точки зрения брызгообразования, достаточно хорошо выражается зависимостью, предложенной Давидсоном:

$$C_{\Delta 0} = n \lambda_2^2; \quad \text{откуда} \quad n = \frac{C_{\Delta 0}}{\lambda_2^2} = \frac{G_{\text{взл.}}}{\gamma B^3 \lambda_2^2};$$

Коэффициент «*n*» называют «коэффициентом гидродинамического совершенства» обводов лодки, его значение лежит в пределах

$$n = 0,018 \div 0,024.$$

Из последней формулы получим:

$$1) \quad B = \sqrt[3]{\frac{G_{\text{взл.}}}{\gamma n \lambda_2^2}}; \quad \text{тогда}$$

$$2) \quad L_r = \lambda_2 B;$$

3) На основании анализа геометрических параметров лодок зарубежных и отечественных гидросамолётов имеем

$$L = (1,02 \div 1,05) L_2 \quad \text{где } L_2 - \text{ конструктивная длина лодки;}$$

4) Высота лодки:

$H = (1,3 \div 1,7) B$; – значение коэффициента выбирается из условий расположения силовой установки (крыло, палуба), её типа, принятой механизации крыла.

При определении высоты лодки можно воспользоваться формулой:

$$H = \frac{U_n (1 + 0,01 K)}{\gamma B L_r},$$

$$\text{где } K = 120 \div 140;$$

5) Длина носовой части лодки:

$$L_n = (0,45 \div 0,55) L;$$

Длина межреданной части лодки: $L_m = L - L_n$;

6) Высота первого редана по ДП:

$$h_p = (0,05 \div 0,12) B;$$

7) Продольная килеватость носовой части:

$$\gamma_n = 0^\circ \div 3^\circ;$$

8) Продольная килеватость межреданной части:

$$\gamma_m = 6^\circ \div 8^\circ;$$

выбирается из условий устойчивого глиссирования и проверяется с учётом посадки на сушу (самолёта-амфибии) и величины уклона существующих гидроспусков.

9) По поводу поперечной килеватости необходимо отметить следующее: $\beta'_p = \beta_p - (2^\circ \div 5^\circ)$;

β_p – внутренний угол поперечной килеватости берётся в пределах $20^\circ \div 30^\circ$.

Чем меньше угол β_p , тем выше гидродинамическое качество (тем короче длина разбега до отрыва от воды), но вместе с тем малые углы приводят к увеличению эксплуатационной перегрузки на разбеге и пробеге. Увеличение внутреннего угла поперечной килеватости уменьшает величину эксплуатационной перегрузки, но при этом у амфибийных аппаратов приводит к увеличению осадки, высоты стоек шасси и проявлению курсовой неустойчивости.

Поэтому значения $\beta_p > 30^\circ$ встречаются очень редко.

Основные геометрические данные лодок отечественных и зарубежных морских летательных аппаратов приведены в таблице 16.

Таблица 16.

Таблица 1.

Наименование	Обозначение	Отечественные				Зарубежные				
		Бе-6	Бе-8	Р-1	Бе-10	«Е»	«В»	CL-215T Канада пр.п.ж.	US-1 Шин Мейва Япония	SH-5 Харбин Китай
Взлетный вес	$G_{взл} \cdot daH \cdot 10^{-3}$	23/27	3,5	17/20	45/50	Общие данные				
Силовая установка	—	2 ПД	1 ПД	2 ТРД	2 ТРД	2 ТВД	2 ТРД	2 ТВД	4 ТВД	4 ТВД
Суммарная мощность (тяга двигателей)	$N(P), л.с.(daH.)$	6 720	1 090	5 200	14 800	—	—	4 760	—	—
при $V = 0$										
Энерговооруженность	$G_{взл.}/P_{взл.}$	3,4/4,1	3,2	3,3/3,8	3,0/3,38	—	—	3,59	4,32	4,14
Площадь крыла	$S_{кр}, м^2$	120,0	40,0	58,0	130,0	99,0	200,0	100,3	135,8	144,0
Удельная нагрузка на крыло	$G_{взл.}/S_{кр}, \frac{daH}{м^2}$	191,5/225	87,5	293/345	346/384	—	—	198,4	316,6	312,5
Угол установки крыла	α^o	5°	6°	5°	3°	5°	3°22'48 ^l	2°	—	—
Угол отклонения закрылков при взлете/посадке	$\delta_{з.взл.}/\delta_{з.пос.}$	20°/35°	15°/45°	20°	20°/30°	15°/30°	33°-15°/40°-20°	—	80°/50°	—
Длина лодки	$L, м$	23,565	13,0	19,64	30,72	29,0	39,015	19,0	30,50	31,4
Ширина лодки	$B, м$	2,96	1,75	2,4	2,7	2,8	2,8	2,6	3,0	3,2
Высота лодки	$H, м$	3,8	1,8	2,8	4,2	4,13	3,85	3,7	5,1	4,0
Гидродинамическая длина	$L_s, м$	18,825	10,73	16,79	28,86	21,305	37,6	19,0	26,5	29,0
Длина от носа до первого редана	$L_{np}, м$	10,815	6,0	9,724	15,744	12,497	22,0	8,2	14,9	17,2
Длина межреданной части	$L_{ср}, м$	8,475	4,8	7,75	14,976	10,103	17,015	10,8	13,3	14,2
Отношение нос/корма	L_n/L_k	1,22	1,23	1,16	1,05	1,11	1,21	0,76	1,12	1,21
Удлинение лодки	$\lambda = L_n/B$	6,35	6,15	6,99	10,7	7,6	13,4	7,3	8,85	9,0
Объем лодки	$V, м^3$	121,4	21,054	65,5	178,0	136,6	279,4	—	—	—
Поверхность лодки	$S, м^2$	191,0	52,0	124,0	275,0	194,0	365,0	—	—	—
Относительный мидель лодки	$S_n/S_{кр}, \%$	6,9	6,8	9,18	6,8	8,9	5,12	4,77	9,5	8,9
Относительная высота первого редана	$\bar{h}_{р}, \%$	2,7	4,7	12,5	13,1	12,1	1,5(7,0 ср.)	10,4	6,67	7,0
Продольная килева- тость носовой части	γ_n^o	0°	0°	0°	1°30 ^l	1°20 ^l	1°23 ^l	0°	3°	1°

Продолжение таблицы 16.

Продолжение таблицы 1.

Наименование	Обозначение	Отечественные				Зарубежные		
Размерность		Бе-6	Бе-8	Р-1	Бе-10	«Е»	«В»	
Продольная килеватость межреданной части	$\gamma^{\circ}_м$	7°	7°	6°	8°	8°	6°06'	CL-215T Канада пр.поз. 8°
Поперечная килеватость (внутренняя)	β°_1	30°	22°30'	30°	27°30'	25°	15°55°	US-1 Шин Мейва Япония 9°
Поперечная килеватость (внешняя)	β°_2	26°30'	20°	25°	22°30'	20°	—	SH-5 Харбин Китай 8°
Запас водоизмещения	$K_V = (V - G)/G$	4,28/3,42	5,0	2,85/2,28	2,95/2,56	—	—	—
Статическая нагрузка	c_{Δ_0}	0,89/1,06	0,65	1,23/1,45	2,28/2,54	—	—	1,38
Коэффициент мореходности	$K = c_{\Delta_0}/\lambda^2$	0,022/0,026	0,017	0,025/0,03	0,02/0,022	—	—	0,017
Осадка на ровный киль	$H_{\rho}, м$	1,16/1,28	0,55	1,1/1,2	1,66/1,75	—	—	—
Начальный дифферент	φ°_0	0°33/0°39	1°14'	1°44/1°46'	2°09/2°06'	1°57'	2°30'	—
Гидродинамическое качество	K_z	5,3/5,1	5,2	4,7/4,4	4,1/4,2	4,25	4,6	—
Расстояние от ВЛ до винта	$h, м$	1,3/1,1	1,05	1,4/1,25	1,7/1,59	1,68	2,88	1,3
Плечо тяги относительно Ц.Т.	$L_P, м$	0,88	0,83	0,98	0,36	1,73	1,9	—
Коэффициент момента тяги	K_P	0,025/0,021	0,043	0,033/0,028	0,009/0,008	0,05	0,029	—
Взлетная/посадочная скорость	$V, км/ч$	180/200	110/—	204/230	290/365	212/—	—	—
Длина разбега	$L_m, м$	1 050/2 170	295	1 200/2 000	2 200/3 000	—	—	85/85
Взлетная/посадочная дистанция	$L, м$	—	—	—	—	—	—	250 620/810
Эксплуатационная перегрузка	n°	5,17	—	6,42	6,4	6,05	4,4	—
Мореходность по ТТТ (эксплуатационная)	$H_m, м$	1,5	0,5	—	1,5	1,5	—	1,2 до 3,5

* — при наборе воды на глиссировании.

Гидростатический расчёт.

1. Осадка на ровный киль по первому редану определяется с использованием коэффициента полноты водоизмещения:

$$\delta = \frac{U_n}{L_{\Gamma} BT} \quad \text{и} \quad H = \frac{U_K}{L_{\Gamma} B \delta'}.$$

2. Угол начального дифферента лодки φ_0 (положение ГВЛ в режиме плавания) находится по формуле:

$$\sin \varphi_0 = \frac{x_c - x_G}{H_0},$$

где x_G – абсцисса Ц.Т. летательного аппарата, измеренная от первого редана в нос.

Для устойчивого глиссирования x_G находится в пределах:

$$x_G = (0,3 \div 0,5) B ;$$

x_c – абсцисса центра величины, измеренная от первого редана в нос, и для лодок с $\lambda_2 = 8 \div 12$ отличается от x_G незначительно.

Разность $x_c - x_G$ составляет $(0,015 \div 0,04) B$.

H_0 – продольная метацентрическая высота

$$H_0 \approx B ;$$

Сделав соответствующие вычисления с подстановкой численных значений величин, определяем φ_0 как:

$$\varphi_0 = \arcsin \frac{x_c - x_G}{H_0}$$

Для нанесения ГВЛ на боковой проекции чертежа общего вида л.а., поступают следующим образом:

- вычисленную осадку **H** наносят в масштабе чертежа по первому редану перпендикулярно **НСГ** вверх и делают отметку (точку);
- через точку проводят горизонталь, параллельную **НСГ** ;
- поворачивают горизонталь вокруг точки на угол φ_0 так, чтобы произошло всплытие носа и притопление кормы.

3. Определим водоизмещение лодки:

$$U_n = \frac{G_{норм.}}{\gamma} \text{ (м}^3\text{)};$$

4. Определим полный объём корпуса лодки:

$$U_k = \delta_0 L B H ;$$

5. Надводный объём лодки – запас плавучести:

$$U_n = U_k - U_n ;$$

6. Относительный запас плавучести:

$$k_{пл} = \frac{U_n}{U_n} ;$$

Для однолодочных гидросамолётов $k_{пл} = 1,5 \div 2,0$;

7. Первоначальная нагрузка на воду:

$$\Delta_0 = G_{взл.} \text{ (кг)};$$

8. Коэффициент статической нагрузки:

$$c_{\Delta_0} = \frac{\Delta_0}{\gamma B^3} ;$$

Пример расчёта основных геометрических параметров лодки.

Для расчёта принимаем:

$$n = 0,022 ;$$

$$\lambda_2 = 12 ;$$

$$\delta = 0,45 ;$$

Расчёт проведен для различных взлётных весов, используя вышеприведенные зависимости. Результаты расчёта сведены в таблицу 17.

Таблица 17.

$G_{взл.},$ даН	40000	60000	80000	100000	Примечание
$B^3, м$	12,6	18,9	25,0	31,5	
$B, м$	2,320	2,650	2,920	3,140	
$L_r (м)$	27,8	31,8	35,0	37,6	$L_r = \lambda_2 B$
$L (м)$	28,6	32,7	36,0	38,6	$L = 1,03 L_r$
$H (м)$	3,38	3,85	4,25	4,55	$H = 1,45 B$
$L_r \delta$	12,5	14,3	15,7	16,9	
					$U_n = \frac{G_{взл.}}{\gamma}$

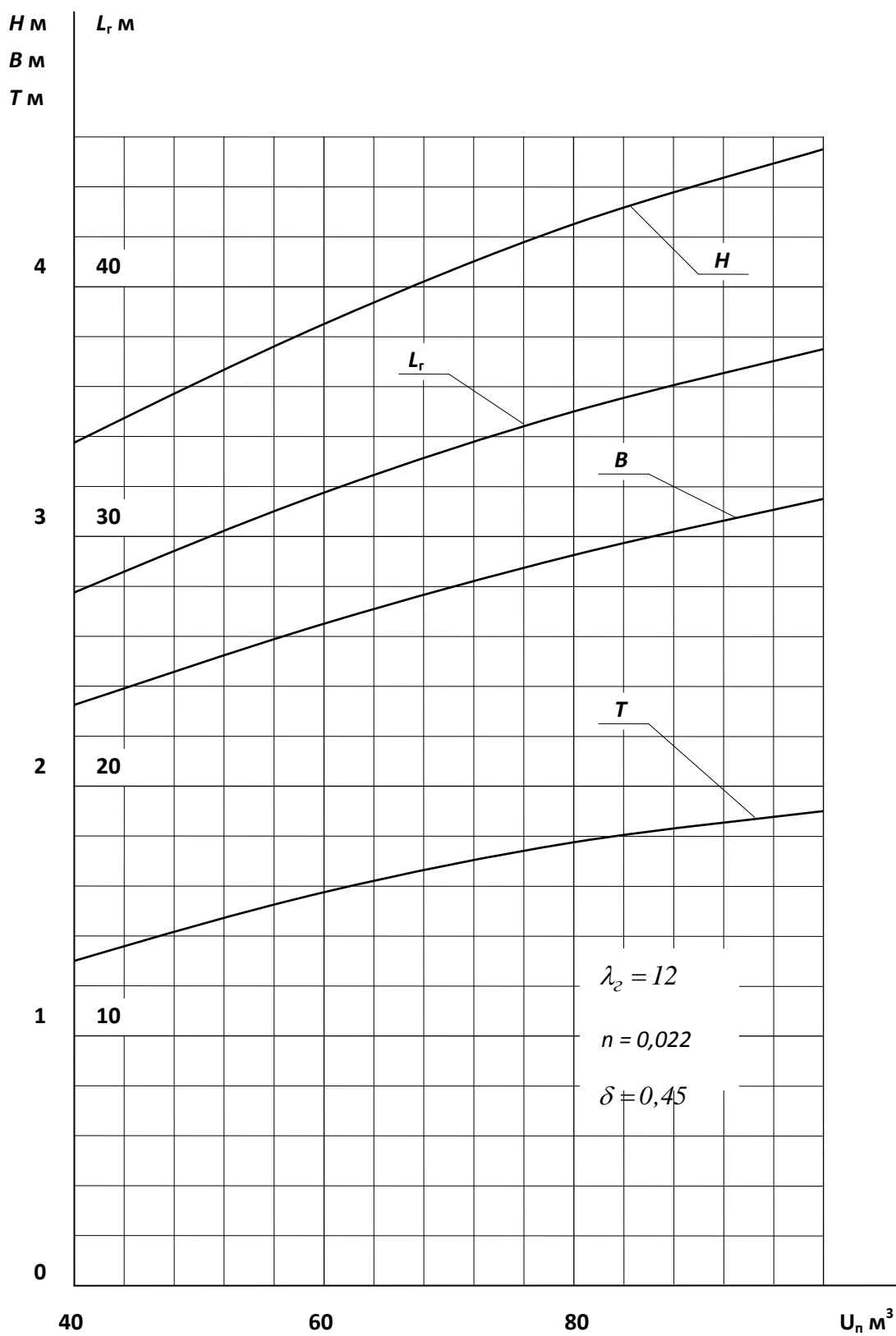
$L_r \delta B$	29,0	38,0	45,0	53,0	
$T (м)$	1,3	1,58	1,77	1,89	$T = \frac{V_n}{L_z B \delta}$

На основании Таблицы 17 на фигуре 42 построен график зависимости основных геометрических параметров лодки от объёмного водоизмещения.

Ещё раз напоминает, что расчёт произведен для:

$$\lambda_z = 12 ; \quad n = 0,022 ; \quad \text{и} \quad \delta = 0,45 ;$$

При принятии других значений указанных коэффициентов значения параметров изменяются, но характер зависимостей останется прежним.



Фиг. 42. Зависимость геометрических параметров лодки от «объёмного» водоизмещения.

Расчёт потребного водоизмещения

подкрыльного поплавка и его геометрических размеров.

Потребным водоизмещением подкрыльного поплавка называется такое его полное водоизмещение d_0 , которое удовлетворяет основным заранее задаваемым условиям, например:

- чтобы максимальный восстанавливающий момент поплавка соответствовал определенному углу крена;
- чтобы этот же момент поплавка выдерживал кренящий момент от боковой составляющей ветра заданной силы.

Для малых гидросамолётов весом до $1\,500 \div 1\,800$ кг, которые эксплуатируются при простых гидрометеороусловиях, восстанавливающий момент поплавка должен выдерживать вес человека, стоящего на конце крыла, с некоторым запасом.

Из фиг. 25 видно, что восстанавливающий момент поплавка зависит не только от водоизмещения, но и от расстояния его от ДП лодки (b_n). Произведение $d_0 b_n$ называется характеристикой остойчивости летательного аппарата.

Момент, определяемый как:

$$M_{\text{восст.}} = \gamma d_0 b_n$$

должен быть равен кренящему моменту от ветра и кренящему моменту изолированной лодки (Рисунок 5).

$$M_{\text{восст.}} = M_{\text{кр.вет.}} + M_{\text{кр.лод.}}; \quad (*)$$

$$M_{\text{кр.вет.}} = c (0,17 + 0,0033 \theta) \frac{\rho u^2}{20} S l_{\text{кр.}},$$

Где: S – площадь крыла (м^2);

$l_{\text{кр}}$ – размах крыла (м);

u – скорость ветра (м/с);

θ – угол полного погружения поплавка $4^\circ \div 6^\circ$;

$c \leq 0,6 \div 0,9$ – статистический коэффициент;

$$\rho = 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} - \text{плотность воздуха}$$

По поводу $M_{\text{кр.лод.}}$ необходимо отметить, что остойчивость лодки зависит от взаимного положения метацентра M и центра тяжести лодки.

Возвышение метацентра над центром величины носит название метацентрического радиуса (ρ_0).

Разность $h_0 = \rho_0 - a$, где « a » представляет собой возвышение Ц.Т. над центром величины, называется метацентрической высотой.

Когда метацентр лежит выше Ц.Т., т.е. $h_0 > 0$, изолированная лодка остойчива (встречалось весьма редко у гидросамолетов постройки 20-х ÷ 30-х годов), тогда в формуле (*) $M_{\text{кр.лод.}}$ необходимо брать со знаком «минус».

В соответствии с новыми подходами к гидродинамической компоновке в настоящее время в большинстве случаев $h_0 < 0$ (Ц.Т. выше метацентра) и однолодочный гидросамолёт в поперечном отношении неустойчив. Поэтому, если гидросамолёт получил крен от ветра в какую-либо сторону, в ту же сторону действует момент от веса лодки.

$$M_{\text{кр.лод.}} = G P ;$$

$$P = h_0 \sin \theta ; \quad h_0 = a - \rho_0 ;$$

a – превышение Ц.Т. над Ц.В.

$$a = Y_{\text{ц.т.}} - Y_{\text{ц.в.}} ;$$

$$Y_{\text{ц.т.}} = (0,8 \div 1,0) H = (0,8 \div 1,0) 1,5 B = (1,2 \div 1,5) B ;$$

$$Y_{\text{ц.в.}} = \frac{2}{3} T = \frac{2U_n}{3L_{\Gamma} B \delta} \approx \frac{1,5U_n}{L_{\Gamma} B} \delta = 0,45 ;$$

при $\lambda_z = 12$ $Y_{\text{ц.в.}} = 0,125 \frac{U_n}{B^2}$; Приняв: $Y_{\text{ц.т.}} = 1,3 B$

Имеем: $a = 1,3 B - 0,125 \frac{U_n}{B^2}$; $\rho_0 = \frac{J_X}{U_n}$;

J_X – момент инерции грузовой ватерлинии относительно продольной оси X .

$$J_X = 0,035 L_{\Gamma} B^3 ;$$

$$\rho_0 = 0,035 \frac{L_2}{n\lambda_2^2} ;$$

$$\text{Тогда: } M_{кр.лод.} = G \sin \theta \left(1,3 B - 0,125 \frac{U_n}{B^2} - 0,035 \frac{L_2}{n\lambda_2^2} \right) ;$$

Подсчитав в отдельности $M_{кр.вет.}$ и $M_{кр.лод.}$, определим объём поплавка:

$$d_0 = \frac{M_{восст.}}{\gamma b_n}$$

θ – угол полного погружения поплавка, обычно берётся $4^\circ \div 6^\circ$;

b_n – примерно $(0,8 \div 0,95) \frac{l_{кр.}}{2}$;

Определив d_0 , определим геометрические параметры поплавка. По статистике имеем:

$$d_0 = 2,83 B_n^3 \quad \text{откуда} \quad B_n = \sqrt[3]{\frac{d_0}{2,83}} ;$$

Длина поплавка: $L_n = (4,0 \div 6,0) B_n$;

Высота поплавка: $H_n = (1,1 \div 1,2) B_n$;

Полученные параметры можно скорректировать по прилагаемой таблице 18 геометрических размеров поплавков отечественных и зарубежных гидросамолётов.

Для прикидочных расчётов можно пользоваться формулой:

$$d_0 b_n = C (Y_{ц.т.} - Y_{ц.в.}) G_{норм.} \theta ;$$

$2,5 < C < 3,5$ – большее значение берётся для повышенной мореходности.

θ – угол полного погружения поплавка в радианах.

Геометрические параметры поплавков.

Таблица 18

ПОПЛАВОК ЛЕТАТ. АППАРАТ.	$G_{взл.}$ <i>даН</i>	B_n <i>м</i>	L_n <i>м</i>	H_n <i>м</i>	d_0 <i>м</i>	b_n <i>м</i>	$tg\theta$	λ_n
Бе-8	3500	0,575	2,02	0,71	0,342	7,25	0,099	3,5
Бе-6	23000	1,06	3,692	1,087	1,864	11,45	0,095	3,5
Р-1	17000	0,66	3,0	0,73	0,778	9,06	0,08	4,55
Бе-10	450 00	0,80	5,296	0,86	1,980	14,30	0,06	6,60
Бе-12	36000	0,80	4,254	1,00	1,743	13,25	0,076	5,35
«Си	91000	0,95	5,70	1,15	3,670	15,27	0,076	6,10

Мастер»								
«Локхид»	57,000	1,62	6,44	1,20	6,880	14,00	0,086	4,00
«Шин Мейва»	36000	1,00	4,40	1,00	2,240	13,25	0,075	4,40
I	46000	0,95	5,50	0,985	2,300	16,50	0,060	5,70
II	20400	0,932	4,41	1,020	1,765	9,74	0,100	4,75
III	23000	1,020	5,63	0,905	2,370	10,00	0,090	5,50
IV	12900	1,100	2,43	,810	0,907	9,25	0,195	2,20

Гидродинамическая компоновка поплавка.

(Фигура 26)

1. Разнос подкрыльных поплавков ($2b_n$) уже определён при расчёте водоизмещения поплавка.

2. Вынос подкрыльного поплавка:

$$l_n = (0,5 \div 0,7) L_{\text{поп.}}$$

Наиболее рациональное размещение, когда Ц.В. поплавок совпадает с Ц.Т. лодки, но это не всегда компонуется при применении стреловидного в плане крыла.

3. Высота установки поплавка: $h_n \leq T$, значительного занижения допускать нельзя, т.к. гидросамолёт в режиме плавания будет иметь значительный крен, который устранился только на скоростях движения, когда повысится эффективность элеронов.

4. Установочный угол поплавка α_n берется в диапазоне $2^\circ \div 4^\circ$.

При уменьшении угла могут появиться подсасывающие явления, затрудняющие отрыв поплавка от воды при разбеге.

Увеличение угла приводит к значительным гидродинамическим нагрузкам при посадке с креном, а при взлёте – во время встречи с волной.

5. Угол поперечной килеватости поплавка принимается примерно такой, как и у лодки.

Гидродинамика гидросамолёта.

- Режим разбега гидросамолёта на взлёт.

Процесс разбега условно может быть разделён на следующие три характерных режима:

а) **Режим плавания** .

Диапазон скоростей: $V = (0 \div 0,25) V_{\text{отр.}}$,

где $V_{\text{отр.}}$ – взлётная скорость (отрыв от воды).

На этом режиме вес гидросамолёта на воде практически целиком уравнивается силой гидростатического поддержания D :

$$G = D = \Delta_0 = G_{\text{норм.}}$$

Поведение гидросамолёта на этом режиме с точки зрения обтекания водой уподобляется водоизмещающему судну.

Наличие резких уступов (реданы, скулы) на лодке вызывает относительно большее гидродинамическое сопротивление.

Влияние этого обстоятельства на старт гидросамолёта невелико, вследствие большого избытка тяги.

Примерно в середине режима наступает срыв воды с редана и образование за ним впадины (каверны).

Для этого диапазона скоростей характерно:

- интенсивное возрастание кривой гидродинамического сопротивления по скорости;
- нарастание углов дифферента;
- относительно небольшое всплытие **Ц.Т.**;
- малое значение аэродинамических факторов;
- возможность заливания носа лодки струями воды при больших пикирующих моментах (в данном случае существенное значение имеет форма образования волнореза в носовой оконечности лодки).

б) Переходной режим.

Диапазон скоростей: $V = (0,25 \div 0,5) V_{\text{отр.}}$

Этот режим характеризуется возникновением силы гидродинамического поддержания Y_r , которая при $V > 0,4 V_{\text{отр.}}$ достигает по сравнению с силой D значительной величины.

$$\Delta = G - (D + Y_r).$$

Борта лодки совершенно освобождаются от воды. Увеличение впадины за первым реданом приводит к значительному возрастанию углов дифферента и, вследствие этого, к резкому всплыванию.

Этот режим включает в себя максимальные значения гидродинамического сопротивления («горб») и углов дифферента на скорости $V \approx 0,4 V_{\text{отр.}}$.

Значение аэродинамических факторов относительно невелико.

в) Режим глиссирования.

Диапазон скоростей: $V = (0,5 \div 1,0) V_{отр.}$.

Кривая углов дифферента падает. Изменение всплывания незначительное. Гидродинамическое сопротивление уменьшается. Значение аэродинамических факторов прогрессивно возрастает.

Межреданная часть днища заливается брызговой струей от первого редана. Возможно возникновение самопроизвольных угловых и вертикальных колебаний даже при совершенно гладкой поверхности воды, если плохо отработаны обводы днища лодки и некачественно проведены её гидродинамические испытания с ДПМ.

Расчёт времени и длины разбега гидросамолёта.

Для выполнения расчёта необходимо определить (иметь):

- значение скорости отрыва $V_{отр.}$;
- график изменения тяги **С.У.** по скорости разбега $P = f(V)$;
- график изменения гидродинамического сопротивления по скорости $W = f(V)$;
- график изменения угла дифферента по скорости $\varphi = f(V)$;
- график аэродинамических характеристик гидросамолёта.

Скорость отрыва от воды гидросамолёта определяется по формуле

$$V_{отр.} = \sqrt{\frac{20[G_{взл} - P \cdot \sin(\varphi_{отр} + \varphi_{дв})]}{\rho \cdot S \cdot C_{уотр}}},$$

где: $G_{взл.}$ – взлетный вес (кг) ;

P – тяга двигателей на предполагаемой скорости отрыва, берётся по скоростным характеристикам двигателя $P = f(V)$;

$\varphi_{отр.}$ – угол дифферента л.а. при отрыве;
(рекомендуемые углы $5^\circ \div 7^\circ$);

$\varphi_{дв.}$ – угол между вектором тяги двигателя и **НСГ** лодки ;

$\rho = 1,225$ – плотность воздуха при $t = 15^\circ\text{C}$ и $p = 760$ мм.рт.ст. (МКА);

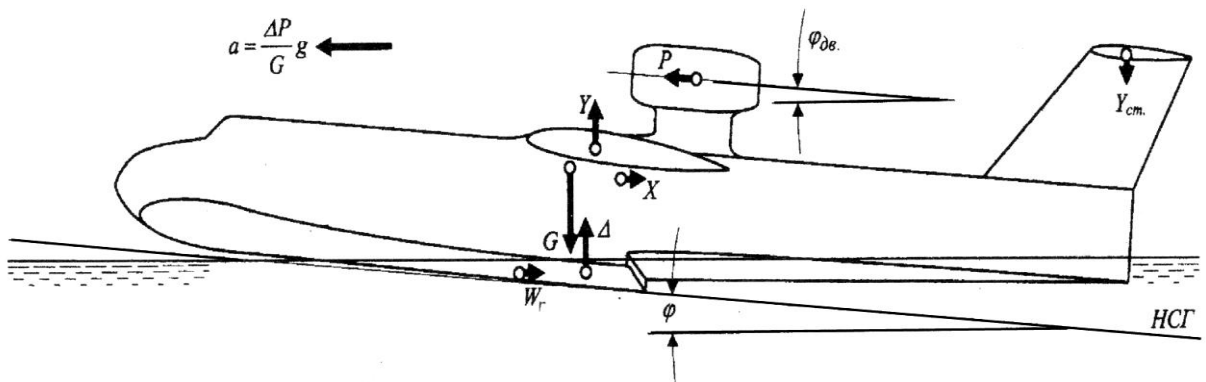
S – площадь крыла (м^2);

$C_{y\text{отр.}}$ – берётся по графику аэродинамических характеристик

при $\alpha_{\text{отр.}} = \varphi_{\text{отр.}} + \alpha_{\text{кр.}}$,

где: $\alpha_{\text{кр.}}$ – угол установки крыла относительно НСГ (угол заклинения крыла).

Схема сил, действующих на гидросамолёт при взлете, приведена на фигуре 43.



Фиг. 43.

В продольном направлении при движении гидросамолёта, в соответствии с законом Ньютона имеем:

$$F = m a = \frac{G}{g} \cdot \frac{dV}{dt} ;$$

$$F = P \cos(\varphi + \varphi_{\delta в.}) - W - X ;$$

откуда:

$$dt = \frac{G dV}{g [P \cos(\varphi + \varphi_{\delta в.}) - W - X]} ;$$

$$dL = V dt ; \quad dL = \frac{G}{g} \cdot \frac{V dV}{P \cos(\varphi + \varphi_{\delta в.}) - W - X} ;$$

т.е. расчёт длины и времени разбега выполняется по формулам:

$$L_{\text{разб.}} = \frac{G_{\text{взл.}}}{g} \int_0^{V_{\text{отр.}}} \frac{V dV}{P \cos(\varphi + \varphi_{\delta в.}) - W - X} \quad (\text{м}) ;$$

$$t_{разб.} = \frac{G_{взл.}}{g} \int_0^{V_{омп.}} \frac{dV}{PCos(\varphi + \varphi_{дв.}) - W - X} \quad (c);$$

где $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ – ускорение силы тяжести;

V – текущая скорость на разбеге от $V = 0 \text{ м/сек}$ до $V = V_{омп.} \text{ м/с}$;

$X = C_x \frac{\rho v^2}{20} S$ – сила аэродинамического сопротивления ;

C_x – берётся по графику аэродинамических характеристик $C_x = f(C_y)$,

где C_y – текущее значение, по заданной скорости из графика $\varphi = f(V)$ имеем текущее φ , далее имеем текущее значение

$$\alpha = \varphi + \alpha_{кр.} ; \quad \text{и} \quad \alpha \rightarrow C_y \rightarrow C_x ;$$

P – суммарная тяга силовой установки по графику $P = f(V)$, каждому значению скорости разбега соответствует определённое значение P (кг);

W (кг) – гидродинамическое сопротивление, берется по графику

$W = f(V)$, который получают путем пересчёта с модельных испытаний динамически подобной гидро модели.

Исходя из вышеперечисленных параметров, входящих в подынтегральное выражение, очевидно, что взять определенный интеграл для определения длины разбега ($L_{разб.}$) сложно. Поэтому разработано несколько методов по определению длины разбега. Мы остановимся на методе численного интегрирования, который позволит сразу определить как длину, так и время разбега.

Воздушный участок взлётной дистанции до $H = 10,7 \text{ м}$ рассчитывается обычными методами аэродинамики.

В качестве примера выполним расчёт длины и времени разбега методом численного интегрирования, табличным способом, для гидросамолёта, имеющего следующие данные:

Взлетный вес ($G_{взл.}$), кг	30 000
Площадь крыла (S), м^2	117
Угол установки крыла ($\alpha_{кр.}$), град.	3

Аэродинамические характеристики гидросамолёта приведены на фигуре 44. Тяга двигателей, углы дифферента и гидродинамическое сопротивление в зависимости от скорости приведены на фигуре ;45(11).

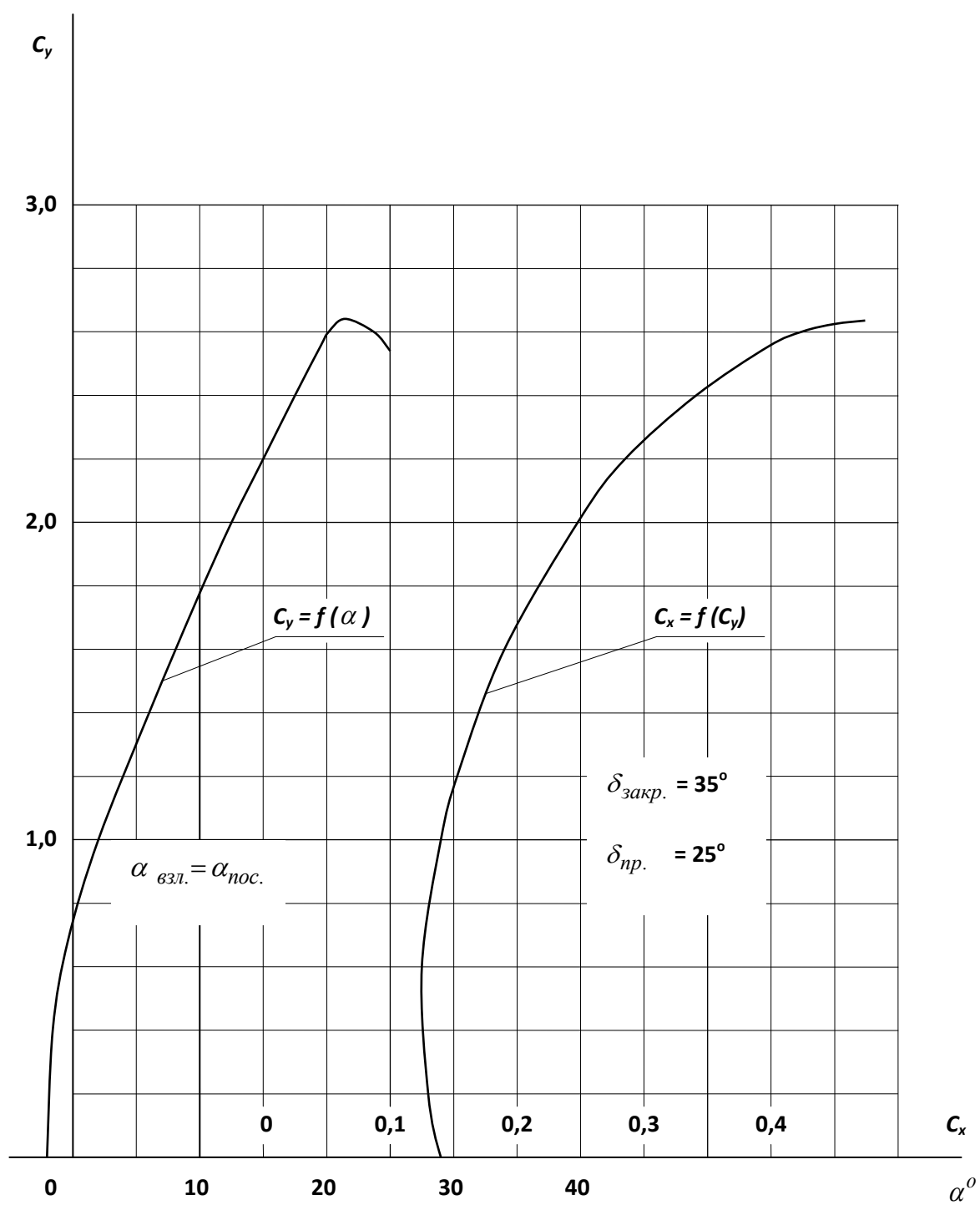
Взлётное и посадочное положение закрылков $\delta_{\text{закр.}} = 35^\circ$;

Угол дифферента при отрыве $\varphi_{\text{отр.}} = 6,5^\circ$;

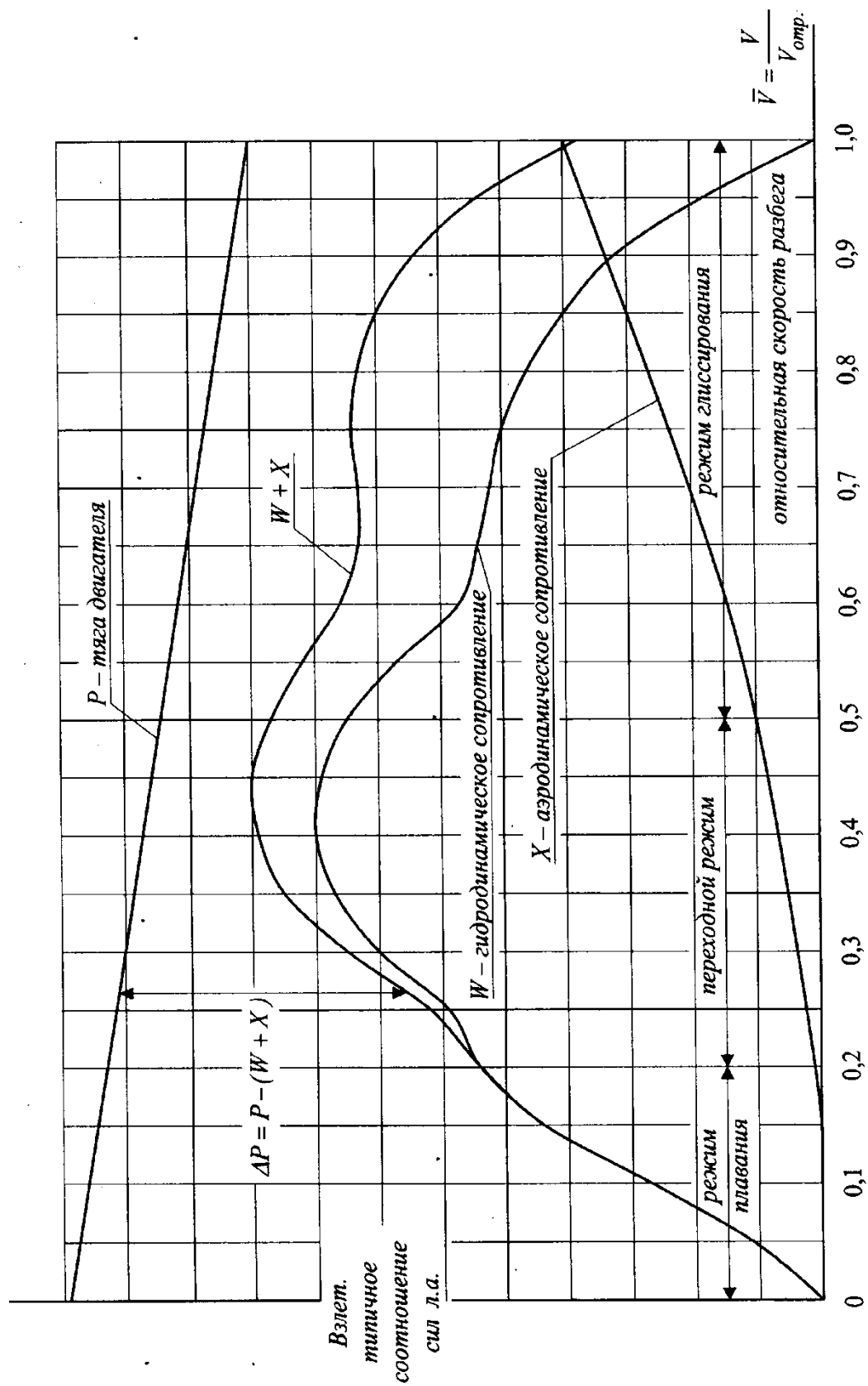
Расчёт сведен в Таблицу 19.

Взлётная скорость определена по формуле:

$$V_{\text{отр.}} = \sqrt{\frac{20[G_{\text{взл}} - P \cdot \sin(\varphi_{\text{отр}} + \varphi_{\text{дв.}})]}{\rho \cdot S \cdot C_{\text{уотр}}}} = 47,4 \text{ м/с} ;$$



Фигура 44. Аэродинамические характеристики гидросамолёта.



Фигура 45 (7).

Рис. 7. Изменение сил, действующих на л.а., в зависимости от изменения скорости при взлете.

ЧИСЛЕННОЕ ИНТЕГРИРОВАНИЕ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ДЛИНЫ И ВРЕМЕНИ РАЗБЕГА.

Таблица 4.

V_i , м/с	0	4	8	10	13	16	22	30	38	42	44	47,4	
r^2	0	16	64	100	169	256	484	900	1444	1764	1936	2247	
W , даН	0	1300	2800	3600	4600	4700	6500	5200	3100	2300	1700	0	
φ^0	2,5	2,7	3,3	4,2	4,7	5,6	9,5	9,1	6,7	6,5	6,5	6,5	
α^0	5,5	5,7	6,3	7,2	7,7	8,6	12,5	12,1	9,7	9,5	9,5	9,5	
$\varphi + \varphi_{ог.}$	5,5	5,7	6,3	7,2	7,7	8,6	12,5	12,1	9,7	9,5	9,5	9,5	
C_x	0,164	0,166	0,170	0,180	0,184	0,195	0,250	0,239	0,208	0,207	0,207	0,207	
X , даН	0	19,5	80	132	228	366	887	1577	2201	1676	2938	3409	
$(X+W)$, даН	0	1319	2880	3732	4828	5066	7387	6777	5301	4976	4638	3409	
P , даН	13600	13300	13100	13000	12900	12800	12600	12400	12200	12100	12100	12000	
$P \cdot \cos(\varphi + \varphi_{ог.})$	13586	13285	13078	12966	12856	12737	12427	12241	12117	12022	12022	11923	
ΔP , даН	13586	11966	10198	9234	8029	7671	5040	5464	6816	7053	7384	8514	
ΔP_{cp} , даН	12776	11084	9716	8631	7850	6355	5252	6140	6934	7218	7949		
a_{cp} , м/с ²	4,16	3,6	3,14	2,8	2,54	2,06	1,7	2,0	2,25	2,34	2,58		$a_{cp} = \frac{\Delta P_{cp} \cdot g}{G_{63л.}}$;
ΔV м/с	4	4	2	3	3	6	8	8	4	2	3,4		$\Delta V = V_{i+1} - V_i$;
Δt , с.	0,96	1,1	0,64	1,07	1,18	2,9	4,7	4	1,78	0,86	1,32		$\Delta t = \frac{\Delta V}{a_{cp}}$;
V_{cp} , м/с	2	6	9	11,5	14,5	19	26	34	40	43	45,7		$V_{cp} = 0,5(V_i + V_{i+1})$;
ΔL , м	1,92	6,6	5,75	12,3	17,2	55	122	135	71	38	60		$\Delta L = V_{cp} \cdot \Delta t$;
t , с.	0	0,96	2,06	2,7	3,77	4,95	7,85	12,55	16,55	18,33	19,19	20,51	$t = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta t_i$ - время разб.
L , м	0	1,92	8,52	14,27	26,57	43,77	98,77	220,77	355,8	426,8	464,8	524,8	$L = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta L_i$ - длина разб.

Из расчета имеем: - длина разбега - 525 м.; - время разбега - 20,5 с. ;

Таблица 19.

Расчёт длины и времени пробега гидросамолёта.

При послепосадочном пробеге действующими на гидросамолёт горизонтальными силами являются только X_a и W_z , так как тягу двигателя предполагаем отсутствующей, хотя двигатели работают на минимальном режиме ЗМГ.

В практике посадка выполняется в режиме «МГ» работы двигателя, поэтому длину и время пробега определяют не до конечной остановки:

$V = 0$ м/с, а до скорости $V = 3$ м/с и это уже объяснено выше.

Расчёт выполняется по формулам:

$$L_{\text{проб.}} = \frac{G}{g} \int_{V_{\text{пос.}}}^{V=3\text{ м/с}} \frac{VdV}{-W-X} \quad (\text{м}) ;$$

$$t_{\text{проб.}} = \frac{G}{g} \int_{V_{\text{пос.}}}^{V=3\text{ м/с}} \frac{dV}{-W-X} \quad (\text{с}) ;$$

Следует отметить, что гидродинамическое сопротивление при пробеге W_z отличается от его значения при разбеге вследствие различных нагрузок на воду (Δ_0) и отсутствия вертикальной составляющей тяги двигателей.

Все разъяснения входящих параметров, приведенные для разбега, относятся и к пробегу:

- Изменения углов дифферента $\varphi = f(V)$ можно взять по взлётному режиму.

Посадочная скорость определяется по выше приведенной формуле:

$$V_{\text{пос.}} = 44,6 \text{ м/с} ;$$

Воздушный участок посадочной дистанции считается с высоты $H = 15$ м и рассчитывается по аэродинамической методике.

В качестве примера выполнено численное интегрирование приведенных формул табличным способом для:

$$G_{\text{пос.}} = 26\,000 \text{ кг}$$

$$\delta_{\text{закр.}} = 35^\circ$$

Значения гидродинамического сопротивления также берутся по взлётному режиму.

Расчёт сведен в таблицу 20.

Таблица 20

ЧИСЛЕННОЕ ИНТЕГРИРОВАНИЕ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ДЛИНЫ И ВРЕМЕНИ ПРОБЕГА.

Таблица 5.

$V_i, \text{м/с}$	44,6	42	38	30	26	22	20	16	13	10	8	3	
V^2	1989	1764	1444	900	676	484	400	256	169	100	64	9	
$W, \text{даН}$	0	1400	2300	4000	5100	5600	5200	4200	4400	3300	2400	700	
φ^0	6,5	6,5	6,7	9,1	9,9	9,5	8,8	5,6	4,7	4,2	3,3	2,5	
α^0	9,5	9,5	9,7	12,1	12,9	12,5	11,8	8,6	7,7	7,2	6,3	5,5	
C_x	0,207	0,207	0,208	0,239	0,257	0,25	0,24	0,195	0,184	0,18	0,17	0,164	
$X, \text{даН}$	3018	2676	2201	1577	1273	887	704	366	228	132	80	11	
$-(X+W), \text{даН}$	3018	4076	4501	5577	6373	6487	5904	4566	4728	3432	2480	711	
$-(X+W)_{cp}, \text{даН}$	3547	4288	5039	5975	6430	6195	5235	4597	4030	2956	1575		
$-a_{cp}, \text{м/с}^2$	1,34	1,62	1,9	2,25	2,42	2,34	1,97	1,73	1,52	1,11	0,6		$a_{cp} = \frac{-(X+W)}{G} g ;$
$-\Delta V, \text{м/с}$	2,6	4	8	4	4	2	4	3	3	2	5		$\Delta V = V_{i+1} - V_i ;$
$\Delta t, \text{с}$	1,94	2,47	4,2	1,78	1,65	0,85	2,03	1,73	1,97	1,8	8,3		$\Delta t = \frac{-\Delta V}{-a_{cp}} ;$
$V_{cp}, \text{м/с}$	43,3	40	34	28	24	21	18	14,5	11,5	9	5,5		$V_{cp} = 0,5(V_i + V_{i+1}) ;$
$\Delta L, \text{м}$	84	98,8	142,8	49,8	39,6	15,2	36,5	25	22,66	16,5	45,65		$\Delta L = V_{cp} \Delta t ;$
$t, \text{с}$	0	1,94	4,41	8,61	10,39	12,04	12,89	14,92	16,65	18,62	20,42	25,92	$t = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta t - \text{время проб.}$
$L, \text{м}$	0	84	182,8	325,6	375,4	415	430,2	466,7	491	514,4	539,6	576,2	$L = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta L - \text{длина проб.}$

Из расчета имеем: - длина пробега - 576м ;
- время пробега до $V = 3 \text{ м/с}$ составляет 26 с ;

Выбор площади водоруля.

Площадь водоруля для гидросамолётов классической схемы определяется по эмпирической формуле:

$$S_{в.р.} = \frac{L_z T}{l_{в.р.}} \mu ,$$

где L_z – гидродинамическая длина лодки (м) ;

T – осадка лодки по первому редану (м) ;

$l_{в.р.}$ – расстояние между **Ц.Т.** и центром давления водоруля (м);

μ – линейный статический коэффициент (м), берется в пределах
(0,045 ÷ 0,05) м.

Мореходность гидросамолёта.

В понятие «мореходность» входит комплекс качеств, обеспечивающих безопасную эксплуатацию гидросамолёта на воде при заданных скоростях ветра и высоте волны. Мореходные качества гидросамолёта в основном определяются:

- размахами вертикальных колебаний **Ц.Т.** $-\frac{h_{цт}}{h_{3\%}} \leq 3;$
- размахами угловых продольных колебаний $-\Delta A_{\varphi} \leq \pm 4^0;$
- наибольшими значениями перегрузок в **Ц.Т.** $-\Delta g \leq 3;$
- заливаемостью воздухозаборников или винтов двигателей и других, жизненно важных надводных частей конструкции гидросамолёта.

Безопасность при взлёте и посадке обеспечивается, если гидросамолёт плавно выходит на глиссирование, обладает продольной, поперечной и путевой устойчивостью (во всем диапазоне скоростей движения по воде не имеет тенденции к зарыванию носом, к продольной раскачке с возрастающей амплитудой, к самопроизвольным разворотам, рысканию и крену).

Необходимо, чтобы отрыв на взлёте и приводнение при посадке не сопровождалось «барсами» и «рикошетами», чтобы перегрузки при посадке и ударах о волну не превышали допустимых величин.

Гидродинамическая компоновка и принятые средства защиты должны исключать заливание и забрызгивание остекления фонаря кабины пилотов и попадание всплесков воды на лопасти вращающихся винтов или в воздухозаборники двигателей (ТРД).

Удовлетворить всем требованиям мореходности, не проигрывая при этом в лётных характеристиках, практически невозможно. Поэтому при проектировании применяются компромиссные решения вопросов мореходности и аэродинамики.

Мореходность гидросамолёта оценивается предельным волнением водной акватории, при котором возможна безопасная эксплуатация.

Волнение оценивается в баллах (степень волнения) или высотой волны 3-х процентной обеспеченности ($h_{3\%}$). Каждому баллу волнения соответствует свой диапазон волн.

Связь между высотой волн, баллом волнения и его словесной характеристикой установлена специальной шкалой степени волнения Главного управления гидрометеослужбы, принятой в 1954 г. (Таблица 20).

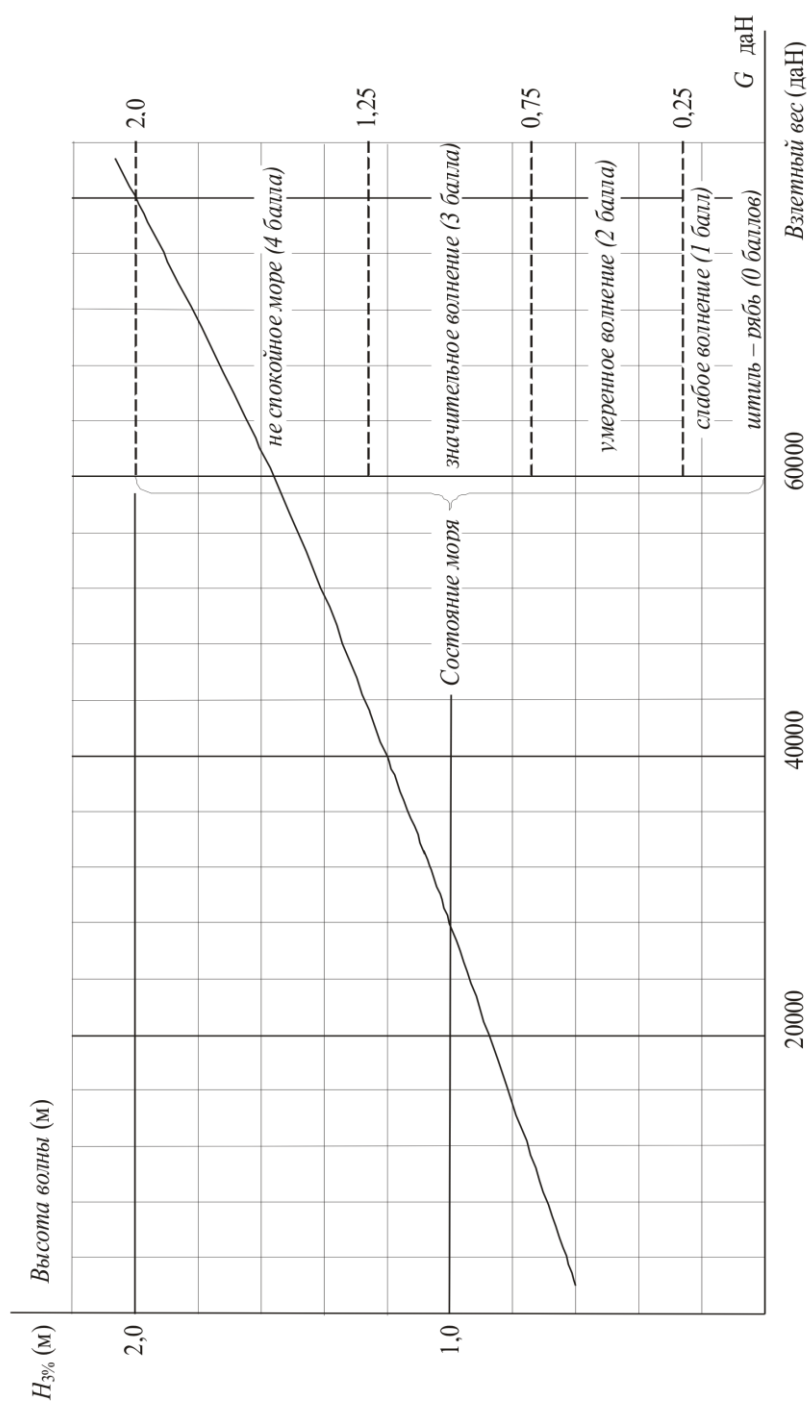
Таблица 21.

Баллы (степени волнения)	Высота волны м. ($H = 3\%$,)	Словесная характеристика волнения
0	0	Отсутствует – штиль.
I	до 0,25	Слабое

II	0,25 ÷ 0,75	Умеренное
III	0,75 ÷ 1,25	Значительное
IV	1,25 ÷ 2,0	Не спокойное море
V	2,0 ÷ 3,5	Сильное
VI	3,5 ÷ 6,0	Сильное
VII	6,0 ÷ 8,5	Очень сильное
VIII	8,5 ÷ 11,0	Очень сильное
IX	11,0	Исключительное

Для каждого гидросамолёта существует предельное значение высоты волны, выше которой его эксплуатация на воде становится не безопасной. Это зависит от гидродинамической компоновки и размеров гидросамолёта

На фигуре 46(12) приведены ориентировочные значения предельного волнения в зависимости от веса гидросамолёта.



Фигура 46(12).

Рисунок 12 - Ориентировочная высота предельной волны в зависимости от веса л.а.

Брызгообразование.

Одной из основных задач, стоящих при создании морских летательных аппаратов, является проблема взаимодействия брызговых струй с конструкцией и двигательной установкой.

Брызгообразование вызывается пиковым давлением, возникающим в области переднего контакта глиссирующего днища лодки с поверхностью воды.

Брызговые струи можно разделить на два вида:

- первый вид – «ленточные» или скоростные струи, которые выбрасываются в стороны по плоским траекториям, будучи слабыми, они не создают больших проблем;
- второй тип – «блистерные» струи, это тяжелые струи и гораздо более опасные, поскольку они выбрасываются вверх и назад.

Высота, до которой поднимаются «блистерные» струи, определяет положение крыла, двигателей и хвостового оперения. Следствием брызгообразования является заливаемость частей и агрегатов гидросамолёта.

На заливаемость оказывают влияние два фактора:

- компоновочный (форма носовой оконечности, длина носовой части лодки, профиль поперечного сечения, наличие брызгоотражающих щитков и т.д.);
- эксплуатационный (ГМУ, вес и центровка, скорость движения по воде, положение относительно волны и ветра и т.д.).

Показателем брызгообразования и заливаемости гидросамолёта часто используется соотношение:

$$C_H = \frac{C_{\Delta 0}}{\lambda_H^2},$$

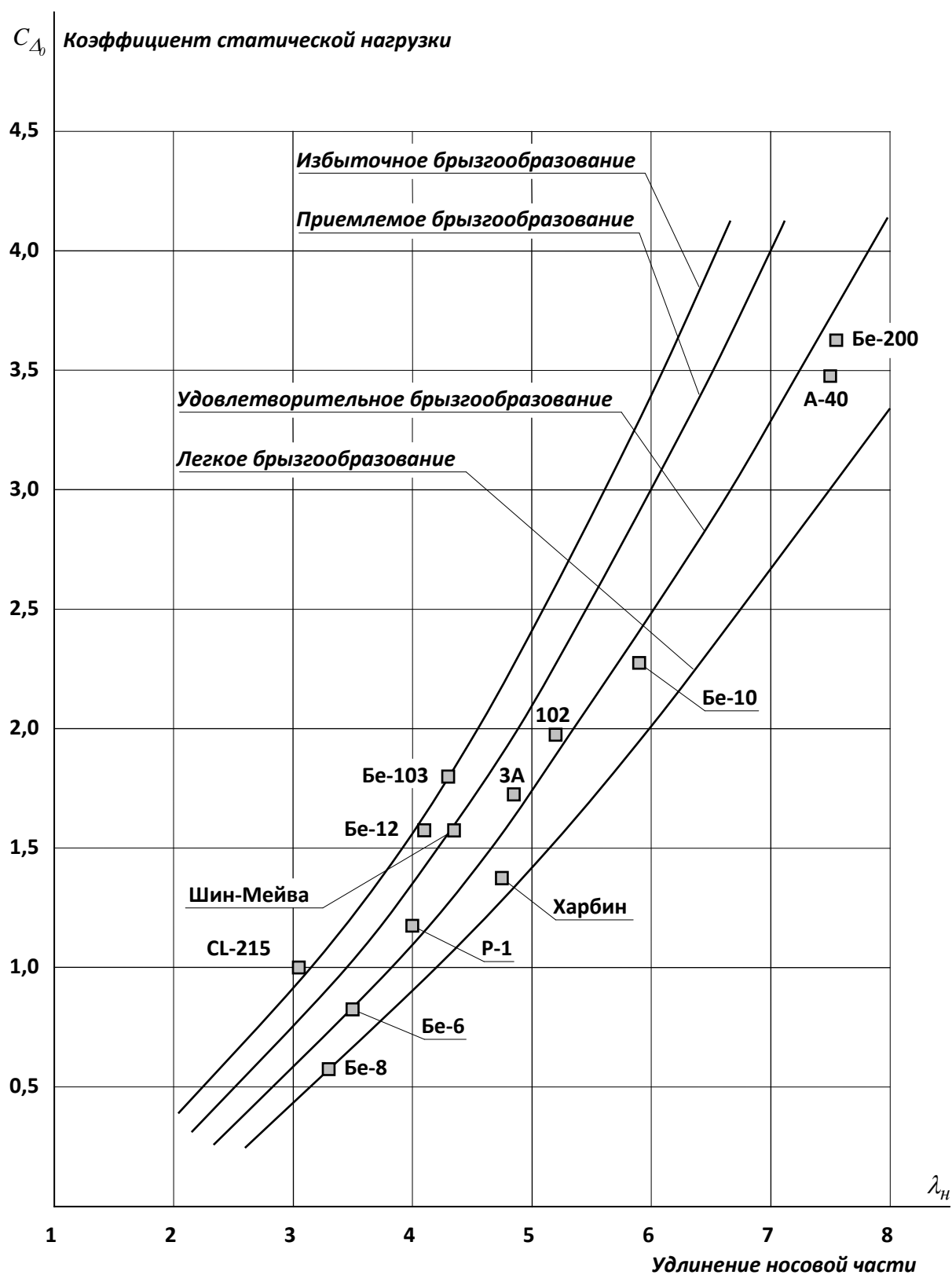
где: $\lambda_H = \frac{L_H}{B}$ – удлинение носовой части.

Оптимальное значение C_H лежит в диапазоне **0,06 ÷ 0,07**.

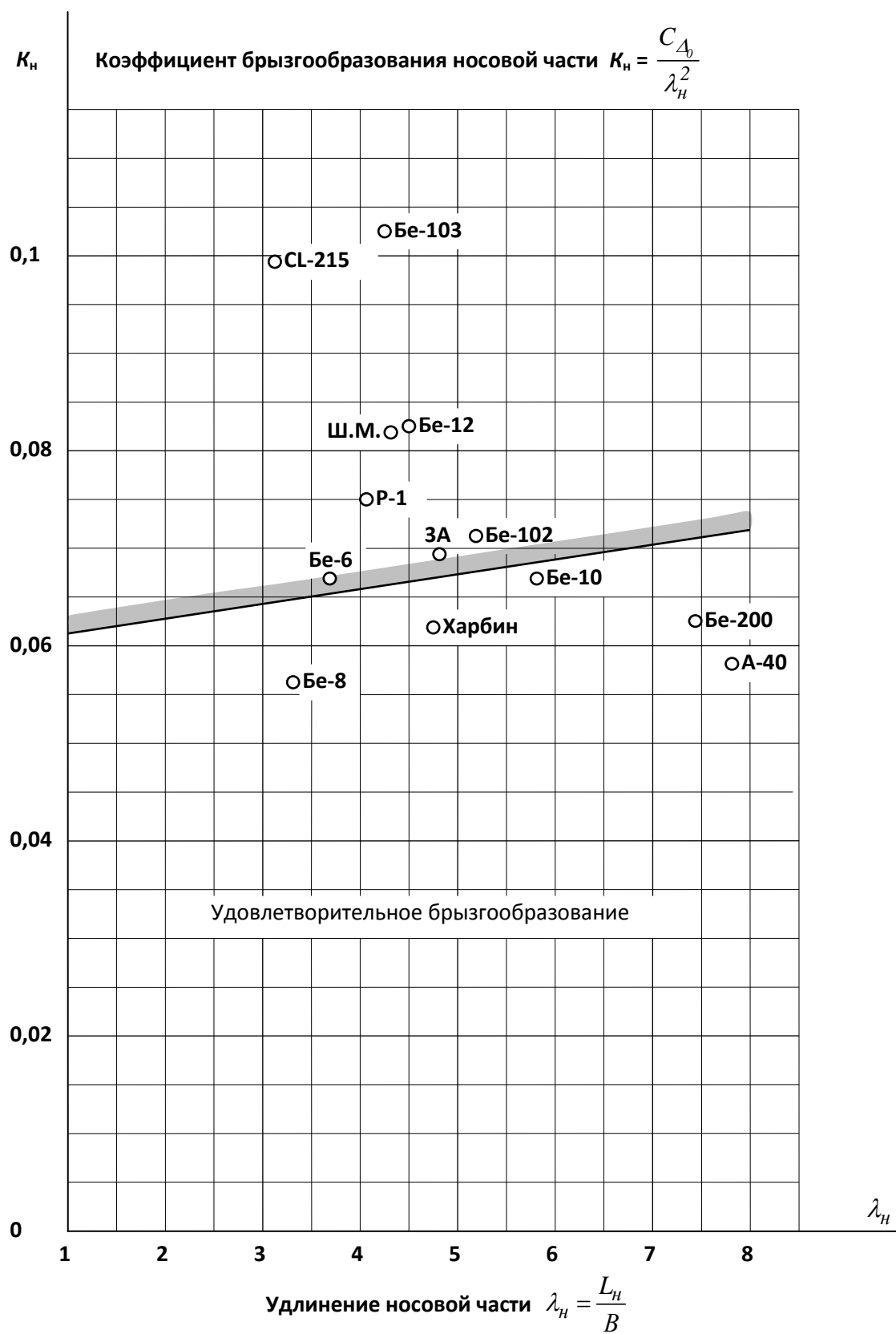
С увеличением этого значения увеличивается тенденция к зарыванию носом и возрастанию интенсивности брызгообразования на малых скоростях.

На фигурах 46 и 47 приведены графики интенсивности брызгообразования в зависимости от удлинения носовой части лодки.

После увязки геометрических размеров лодки можно оценить, с точки зрения брызгообразования, оптимальность гидродинамической компоновки проектируемого гидросамолёта.



Фигура 47. Зависимость характеристик брызгообразования от удлинения носовой части лодки.



Фигура 48. Интенсивность брызгообразования.

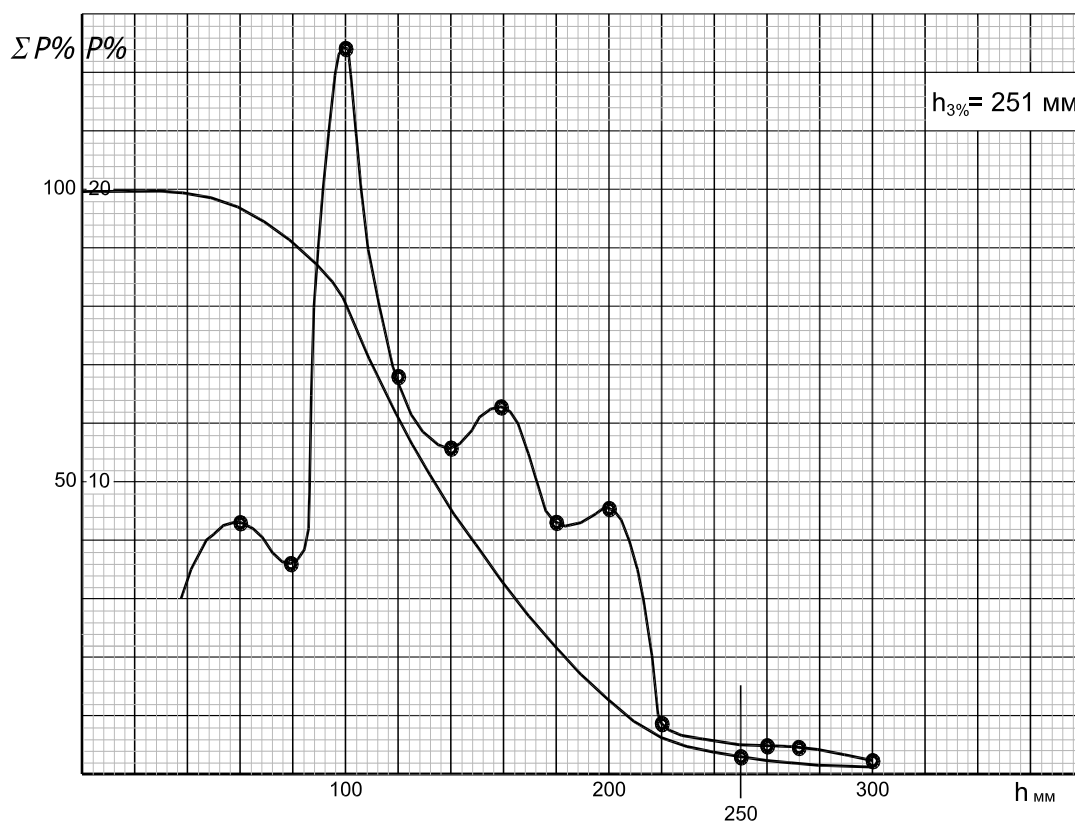
Методы обработки измерений параметров волнения на открытых водоёмах и сведения о морском волнении.

Обработку параметров волнения ранее выполняли «статистическим» методом обработки. Записывалось не менее **150**, следующих друг за другом, волн. Количество всех зафиксированных волномером волн принималось за **100%**. Затем определялась высота каждой волны. При этом мелкие волны, просматривающиеся на подъёмных или опускающихся склонах профиля волны, не учитывались. Составлялась таблица высот волн и их периода. Затем с помощью таблицы и графика зависимости $\Sigma P\% = f h_{\text{г}}$ и $P\% = f h_{\text{г}}$ определялась высота волны **3%** обеспеченности, принятая в мире как одна из основных мореходных характеристик движущегося на воде объекта. В таблице 22 приведен расчет обеспеченности высоты волны, выполненный по реальной записи параметров волнения методом статической обработки.

Таблица 22.

Интервал высоты – мм.	0 – 60	60 – 80	80 – 100	100 – 120	120 – 140	140 – 160	160 – 180	180 – 200	200 – 220	220 – 240	240 – 260	260 – 270	270 – 280	280 – 290	290 – 300	Всего ΣN
Число волн – N.	17	14	50	27	22	25	17	18	3	0	2	2	0	0	1	198
Повторяемость P%.	8,6	7,1	25,3	13,6	11,1	12,6	8,6	9,1	1,5	0	1	1	0	0	0,5	
Обеспеченность $\Sigma P\%$.	100	91,4	84,3	59,0	45,4	34,3	21,7	13,1	4,0	0	2,5	1,5	0	0	0,5	

По данным таблицы 22 на фиг. 49 приведен график обеспеченности высоты волны. Зная период каждой волны определялась длина волны как $L_B = 1.56 T^2$, где T – период волны в секундах. За длину волны, соответствующей по высоте **3%** обеспеченности, принималась длина волны **25%** обеспеченности ($L_{B25\%}$). Такой способ обработки параметров волнения требовал затрат времени. Оперативно дать оценку волнению, находясь непосредственно на открытом водоёме, при таком способе обработки, не было возможности.



Фиг. 49. График обеспеченности высоты волны. 27.09.79 г.

Затем, кроме статистического метода обработки параметров волнения, стал применяться метод спектрального анализа параметров волнения. Первоначально этот метод обработки выполнялся вручную. С точки зрения затрат времени такая обработка данных была более трудоёмкой, в сравнении со статистическим методом.

Спектральный метод обработки параметров волнения стал бы незаменимым, если обработку записанных параметров волнения можно было бы проанализировать на борту катера, сопровождающего гидросамолёт или буксировщика модели. Это можно было осуществить к 1990 годам. Была поставлена задача получить записи параметров волны на компактный, легко снимаемый с волномера, носитель. Вычислительной стационарной технике, он должен был «передать» все необходимые исходные данные для создания спектра волнения. Такой малогабаритный и легкий носитель был установлен на первых волномерах для моделей, изготовленный лабораторией «Измерительные Преобразователи» КАИ. Довольно быстро с помощью этой же лаборатории был изготовлен волномер, производивший измерение и обработку параметров волнения в

процессе своего плавания на воде, имея свой, компактный вычислитель с программой обработки параметров. Вычислитель начинал производить обработку параметров волнения только после накопления 200 высот волн и их периодов. В течении 10 -15 минут от этого волномера на экране высвечивались значения высоты волны трехпроцентной обеспеченности, частотный и энергетический спектр волнения. Эти устройства измерения и обработки параметров волнения применяются как при модельных испытаниях на открытых водоёмах, так и при испытаниях натурных гидросамолётов. Далее приводятся сведения о морском волнении и даётся алгоритм спектрального метода обработки параметров волнения на водной поверхности.

Сведения о морском волнении

Волновым движением жидкости называют процесс распространения в ней колебательного движения. Встречающиеся в природе волновые движения жидкости весьма разнообразны (гравитационные, капиллярные, фрикционные, приливные и т.д.)

Зарождаясь как волны ряби под воздействием ветра они, превращаясь в гравитационные, продолжают расти в высоту и длину, пока не достигнут максимума для ветра данной силы. Если волны достигли предельной высоты, они могут продолжать расти в длину. Тем временем, на более длинных волнах непрерывно образуются новые, более мелкие волны, сливающиеся с ними. И этот процесс продолжается непрерывно, всё время, пока ветер сообщает волнам энергию.

Ни одна волна не бывает тождественна другой. Всякий профиль взволнованной поверхности моря, в направлении общего распространения волн, всегда будет неадекватен предыдущему, если ветер дует с большой силой.

Реальные волны из-за их взаимодействия между собой и ветром имеют сложную структуру. При усилении ветра высота волн возрастает, некоторые из них начинают разрушаться, появляются белые пенистые гребни. Верхушки гребней под напором ветра разбиваются и теряют часть своей высоты. Разрушение гребней (вершин) волн под действием ветра сопровождается брызго - пенообразованием.

При испытаниях нас будут интересовать гравитационные волны. К ним относятся:

- *ветровые волны*, вызываемые и поддерживаемые ветром, действующим на свободную поверхность воды;
- *волны зыби*, остающиеся после прекращения ветра или выходящие из сферы его действия;
- *смешанное волнение*, когда на волны зыби накладываются ветровые волны, то есть зыбь с наличием признаков ветрового волнения.

Все три вида волн – результат воздействия ветра.

Между ветровым волнением и зыбью нет чёткой границы. Визуальным признаком ветрового волнения является наличие острых или разрушающихся гребней волн.

Можно рекомендовать:

- при $\frac{\lambda_{25\%}}{H_{3\%}} \leq 25$ – волнение относить к ветровому;
- при $\frac{\lambda_{25\%}}{H_{3\%}} \geq 30$ – волнение относить к зыби.

Высота волны берется с 3% обеспеченностью. Обеспеченность 3% означает, что из 100 следующих одна за другой волн, только три волны могут иметь одинаковые высоты, а превосходящие их величину только волны, количество которых менее трех в данной реализации.

Волне высотой 3% обеспеченности соответствует примерно длина волны 25% обеспеченности. Соотношение $\frac{\lambda_{25\%}}{H_{3\%}}$ является характерной величиной, соответствующей волне несущей максимальную энергию.

С точки зрения техники измерений, существующие способы замера параметров волнения можно разделить на визуальный и инструментальный.

Визуальный (экспертный) способ определения параметров волнения основан на глазомерной оценке размеров волн без привлечения каких-либо дополнительных технических средств, всегда субъективен.

Наблюдатель, находясь на судне, обслуживающем полёты на воде, визуально ориентируясь на значительные волны ($H_{14\%}$), отмечает только те из

них, высоты которых на 30% меньше высоты волн с обеспеченностью 3%. Ориентировочно можно считать, что средняя высота волны (обеспеченностью 45,6%) в 1,6 раза меньше высоты волны с обеспеченностью 3%.

Следовательно, необходимость инструментальной записи волнения, её автоматизированной обработки и выдачи экипажу достоверной и своевременной информации о параметрах волнения вытекает из практической необходимости обеспечения безопасности выполнения взлётов и посадок. Правомерность данных требований – в технической возможности в настоящее время решить данную задачу имеющимися волномерными устройствами.

Взволнованная поверхность моря является результатом сложения волн различных систем, параметры каждой из которых (высота, длина, период) меняются по определенным законам.

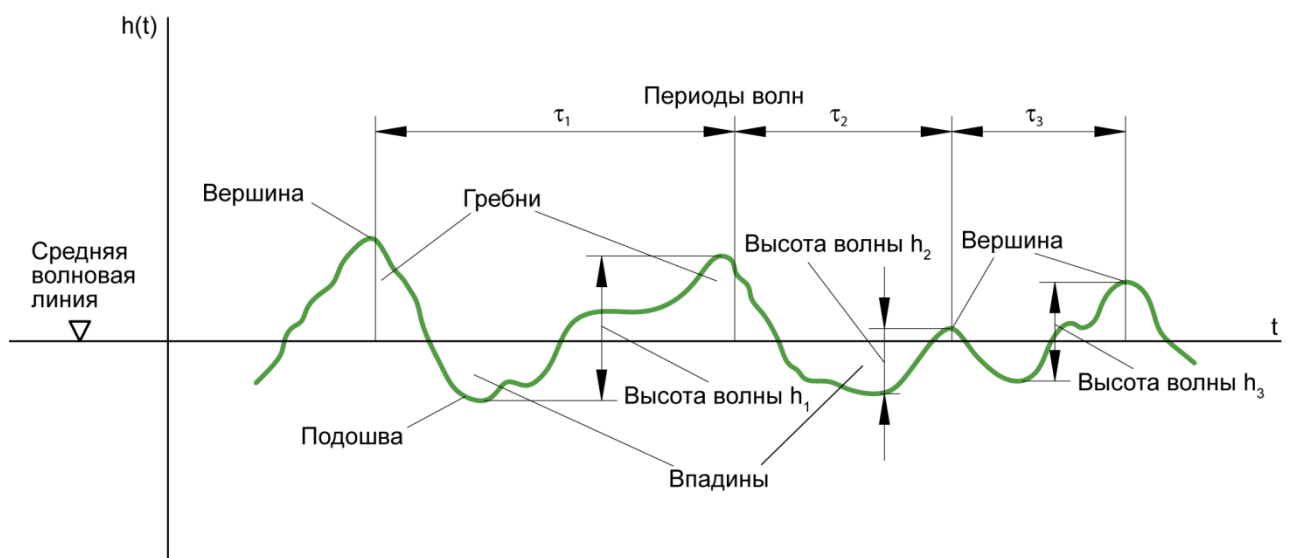
Нас будут интересовать вероятностные характеристики суммарного волнения в рассматриваемой акватории, при котором со скоростью распространения волны изменяется конфигурация поверхности воды.

При замерах параметров волнения необходимо однозначно определиться по основным геометрическим и кинематическим характеристикам волны – высоты, длины, периода. Для наглядности на фиг. 50, 51 приведены:

- волновой профиль по направлению распространения волны;
- кривая волновых колебаний в фиксированной точке.



фиг. 50 Волновой профиль $h(x)$.



фиг. 51 Кривая волновых колебаний в фиксированной точке

Определения основных элементов гравитационных волн стандартизованы и содержатся в ГОСТ 18455–73, согласно которому:

Высота волны – превышение вершины волны над соседней подошвой на волновом профиле (фиг. 50), проведенном в генеральном направлении распространения волн.

Длина волны – горизонтальное расстояние между вершинами двух смежных гребней на волновом профиле (фиг. 50).

Период волны – интервал времени между прохождением двух смежных вершин волн через фиксированную точку (фиг. 50).

Замер волнения в фиксированной точке адекватен пространственному замеру параметров волнения по летной полосе (фиг. 50). Рассматривая волнение, как случайный процесс, подчинённый нормальному закону распределения Гаусса, в соответствии с эргодической теоремой утверждается, что анализ во времени и в пространстве приводит к одним и тем же статистическим характеристикам параметров волны на данной акватории. Отечественная практика оценки интенсивности волнения связана с определением его балльности, границы которой условно характеризуют примерную высоту $H_{3\%}$ наиболее крупных волн, имеющих 3% обеспеченность.

Морское волнение как стационарный случайный процесс.

Нерегулярный характер реального морского волнения, выражающийся в частности в том, что высоты свободной поверхности акватории изменяются с течением времени, даёт все основания отнести процесс волнения к числу случайных процессов, описываемых случайной функцией времени, т.е. параметры волнения (высота, длина и период) являются случайными величинами.

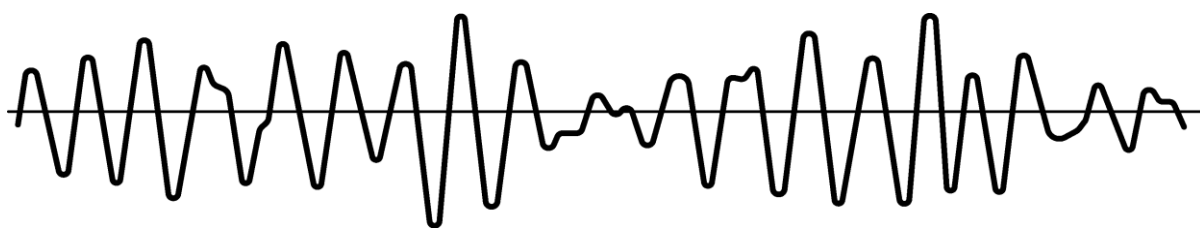
Случайной называется величина, которая при внешне одинаковых условиях может принять то или иное значение, но какое именно заранее неизвестно.

Геометрические и кинематические характеристики волнения меняются в зависимости от времени (из-за изменения скорости ветра) и координат (из-

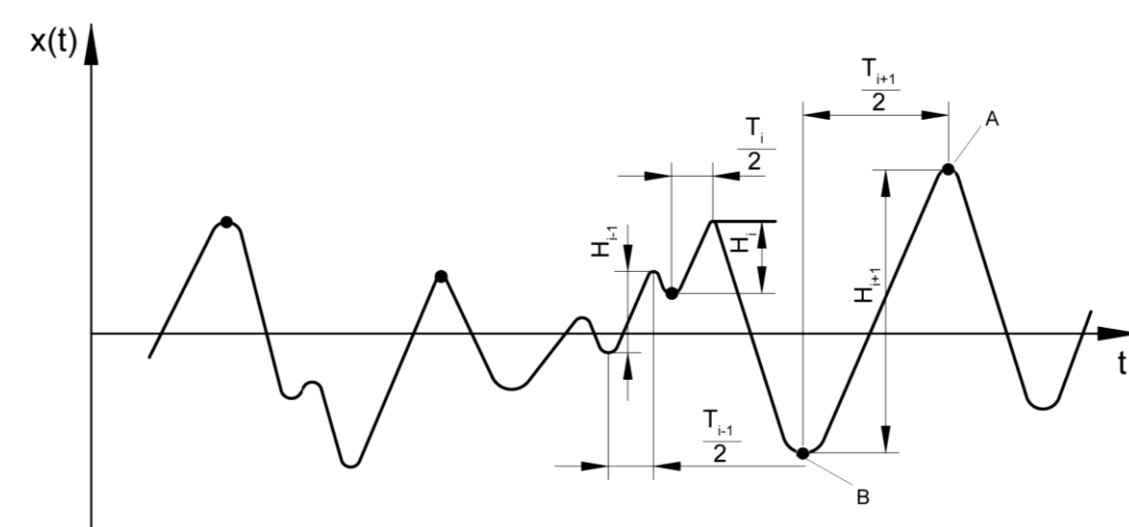
за изменения расстояния от наветренного берега или очага образования волн). Однако, при достаточно большом расстоянии от наветренного берега за время порядка десяти минут и на расстоянии нескольких км, эти изменения малы и процесс можно считать стационарным.

То есть морское волнение является стационарным случайным процессом с нормальным законом распределения (законом Гаусса).

Это даёт возможность использовать методы теории вероятности при определении характеристик волнения.



Фиг. 52. Запись ветровой волны волнографом.



$H_i, \frac{1}{2} T_i$ – размах и полупериод колебаний;

A – положительный экстремум;

B – отрицательный экстремум

Фиг. 53 Реализация случайного процесса.

Спектральный метод определения параметров морского волнения.

Спектральный метод описания волнения позволяет определить статистические характеристики высот, периодов и длин волн.

Одним из основных соотношений между спектральными и статистическими характеристиками является возможность установления равенства между суммарной энергией спектральных составляющих волнения и дисперсией высот волновой поверхности.

Описание реального морского волнения с помощью спектрального метода весьма удобно потому, что позволяет установить достаточно простые количественные зависимости между спектральными и статистическими характеристиками волнения, т.е. установить связь между статистическими характеристиками «видимых» на поверхности моря волн и энергетическим спектром волнения.

Алгоритм расчёта статистических характеристик волнения методом спектрального анализа приведен ниже.

Необходимо отметить, что при смешанном волнении определение параметров зыби и ветровой волны можно выполнить только путём спектрального анализа и только в том случае если можно выделить две-три круговые частоты (ω_{max}), при которых спектральная плотность имеет два-три отчётливо выраженных максимума энергии, обусловленных произвольным сочетанием доли зыби и ветрового волнения на данный период времени.

На фиг. 54 приведен частотный спектр чисто ветрового волнения на начальном этапе развития волнения. На фиг. 55 приведен спектр и значение дисперсии по частоте волнения типа зыби. На фиг. 56 приведен спектр смешанного волнения.

Анализ частотного спектра волнения, приведенного на фиг. 56 показывает, что тип волнения в районе проведения замера – смешанное, состоящее из 2^x систем, имеющее две доминанты (максимума энергии):

- первая, с максимумом спектральной плотности на круговой частоте $\omega_1 = 1^1/c;$
- вторая – на $\omega_2 = 3,33^1/c;$

По общепринятым формулам:

$$T_1 = \frac{2\pi}{\omega_1} = 6.28 \text{сек};$$

$$L_1 = 1.56 \cdot T^2 = 61.5 \text{м};$$

$$T_2 = 1.9 \text{сек}; \quad L_2 = 5.7 \text{м}$$

Как очевидно, на длинную волну типа зыби наложилось ветровое волнение. Зона зыби лежит в диапазоне частот $(0,6-2)^{1/c}$, соответственно диапазон дисперсии $(0-0,00146) \text{м}^2$, откуда

$$H_{3\% \text{зыби}} = 5.27 \sqrt{\Delta D} = 5.27 \sqrt{0.00146} = 0.2 \text{м}$$

Зона ветрового волнения имеет диапазон частот $(2-7,5)^{1/c}$, соответственно диапазон дисперсии $(0,00146-0,008) \text{м}^2$, т.е. $\Delta D = 0.00654 \text{м}^2$
 $H_{3\% \text{ветр}} = 5.27 \sqrt{0.00654} = 0.427 \text{м}$. Суммарная волна всей реализации $H_{3\%} = 0.553 \text{м}$.
 При всём многообразии волномерных устройств, предпочтение отдаётся волномерному бую с датчиком линейных ускорений, который измеряет вертикальное линейное ускорение в связанной с буюм системе координат. Если буй колеблется по вертикали, то с помощью двойного интегрирования можно получить вертикальные перемещения бую, который отслеживает профиль волны.

Алгоритм расчёта статистических характеристик волнения методом спектрального анализа.

$$1. S(\sigma_\kappa) = \frac{\Delta t}{\pi} \cdot V_\kappa (\text{м}^2 \cdot \text{сек}) - \text{спектральная плотность (энергетический спектр),}$$

$$\text{где: } \sigma_\kappa = \frac{\pi \cdot \kappa}{\Delta t \cdot m} (\text{1/сек}) - \text{круговая частота;}$$

$$\Delta t = 0.1 \div 0.6 (\text{сек}) - \text{шаг по времени (интервал счёта ординат);}$$

$$\kappa = 1; 2; 3; \dots m - \text{число сдвигов по времени;}$$

$$m = \frac{N}{4} - \text{максимальное значение числа сдвига по времени;}$$

$$N = \frac{T}{\Delta t} - \text{общее число ординат по всей реализации;}$$

$T(сек)$ – продолжительность всей реализации;

$$V_{\kappa} = R(0) + 2 \sum_{p=1}^{m-1} R(p) \cos \frac{P \cdot \kappa \cdot \pi}{m} + R(m) \cos \kappa \pi (m^2);$$

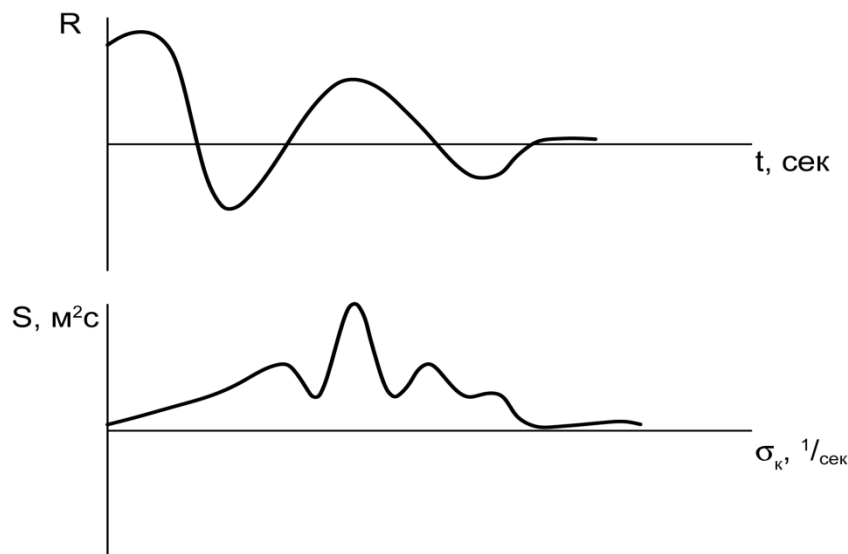
$$P = 1; 2; 3; \dots m;$$

$$\left. \begin{aligned} R(0) &= \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N (x_n - \bar{x})^2 (m^2) \\ R(P) &= \frac{1}{N-P} \sum_{n=1}^{N-P} (x_n - \bar{x})(x_{n+P} - \bar{x}) (m^2) \\ R(m) &= \frac{1}{N-m} \sum_{n=1}^{N-m} (x_n - \bar{x})(x_{N-m} - \bar{x}) (m^2) \end{aligned} \right\} \text{Корреляционные функции}$$

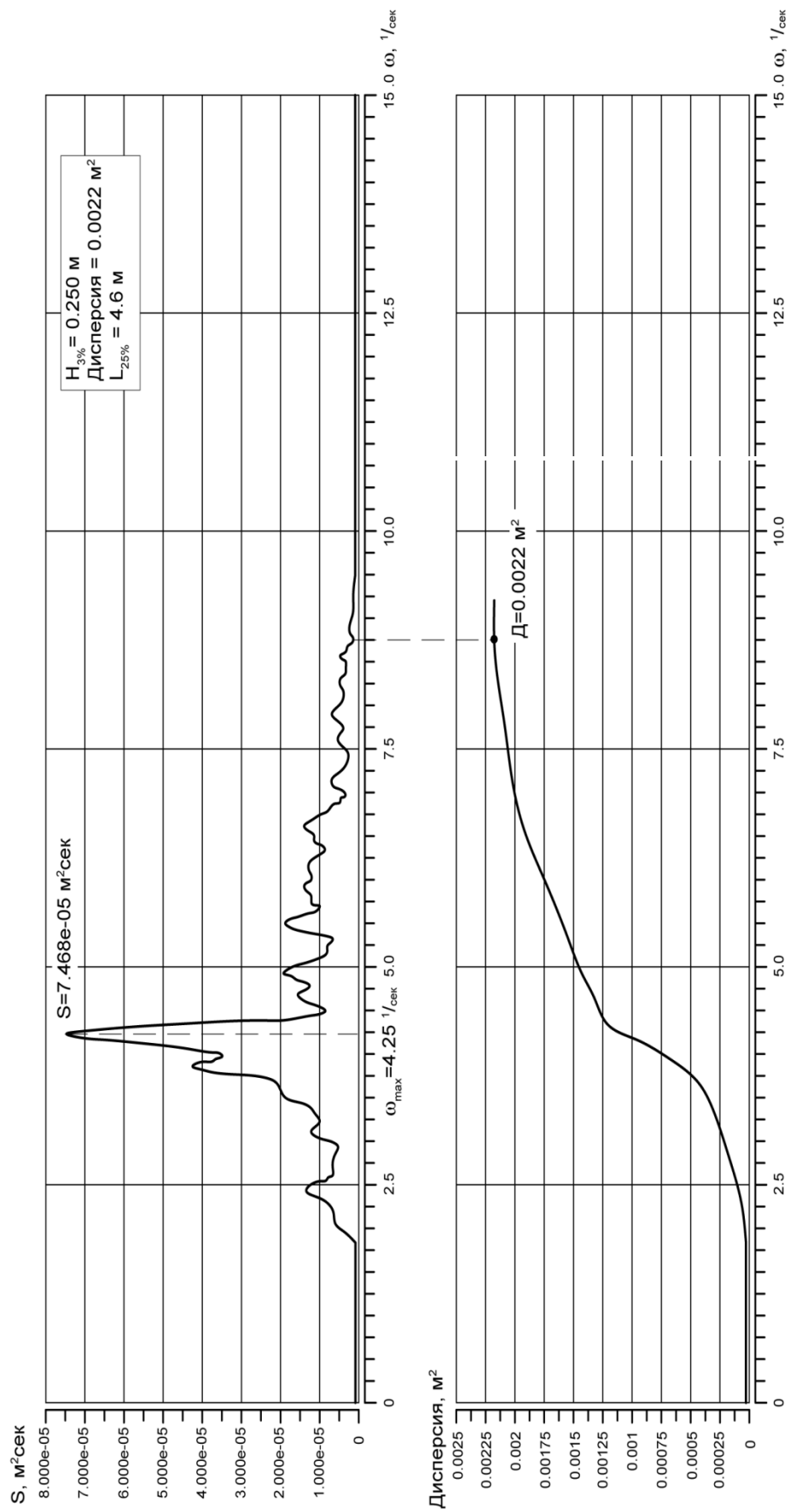
здесь: x_n – текущее значение n-ой ординаты (м);

$$\bar{x} = \frac{\sum_{n=1}^N x_n}{N} \text{ – среднее значение ординат в реализации (м).}$$

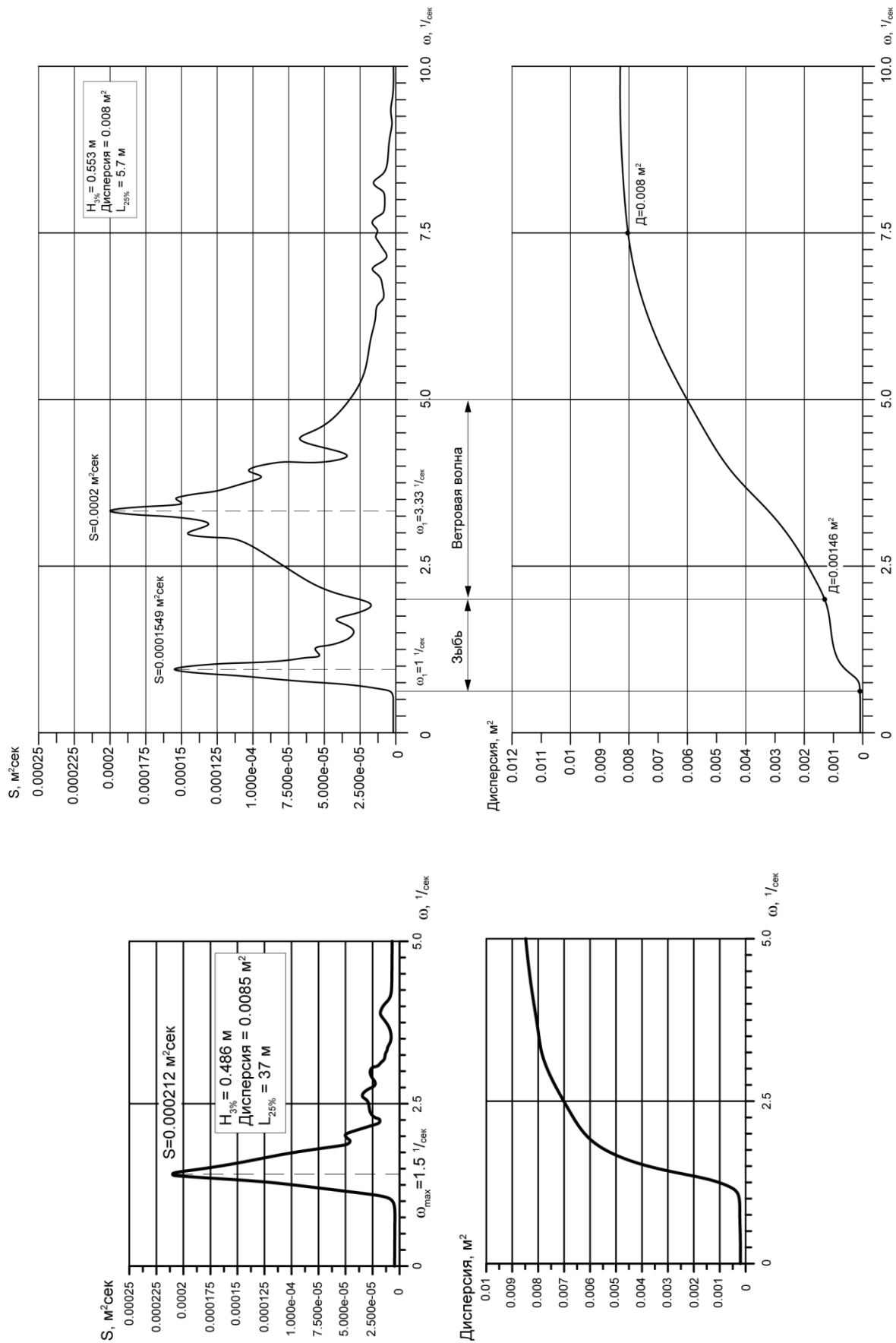
2. Дисперсия определяется: $D(x) = R(0) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N (x_n - \bar{x})^2 (m^2)$
3. Высота волны 3% обеспеченности: $H_{3\%} = 5.27 \sqrt{D(x)} (м)$
4. Среднеквадратичное отклонение: $\eta = \sqrt{D(x)} (м)$



5. Вид корреляционной функции.



Фиг. 54 Спектр ветрового волнения



Фиг. 55 Спектр волнения типа зыби

Фиг. 56 Спектр смешанного волнения

Итак, представлены сведения общего характера о волне на водной поверхности и подходы к обработке измерений её параметров современными методами и типом оборудования.

К общим сведениям о морском и океанском волнении можно добавить ещё несколько данных и сведений общего характера.

Морское волнение, как подчёркнуто выше, представляется состоящим из ветрового волнения, зыби (регулярное волнение с большой протяженностью гребня волны) и смешанного волнения, когда на водной поверхности одновременно существуют ветровые волны, волны зыби к тому же разного направления движения. Было принято, что при ветровом волнении соотношение длины волны к её высоте не должно быть более 20-30. Волны, у которых соотношение длины волны к её высоте было более 30, относятся к зыби.

Самой короткой ветровой волной принято считать волну, длина которой не превышает семи её высот. Когда длина волны меньше семи её высот наблюдается обвал гребня этой волны. Такое явление хорошо наблюдать на мелководье когда волна, подходящая к берегу, уменьшается по длине и вырастает по высоте, сохраняя свой энергетический потенциал. Однако в наше время, благодаря спутникам запущенным на орбиты вокруг Земли, удалось измерить и доказать существование громадных одиночных волн «убийц» у которых длина волны меньше её семи высот. Высота такой волны может достигать 25 - 40 метров и иметь могучую разрушительную силу. Так была сильно повреждена нефтяная платформа в северной Атлантике, а в её южной части чудом удержался на плаву поврежденный немецкий круизный теплоход, мгновенно накрытый такой волной. Природа их возникновения не ясна. Пока установлено что возникают они редко и только в указанных зонах Атлантического океана. Но образуются они быстро и также быстро разрушаются. На поверхностях водоёмов находящихся внутри материков и значительно меньших по площади морей и океанов, такие волны «убийцы» не встречаются. Спектр волнения на них существенно отличается от океанского и морского. В нём больше преобладает ветровое волнение и реже встречается волна-зыбь и тем более разных одновременно направлений. При рассмотрении спектров волнения энергетического и частотного видно, что у закрытых водоёмов они смещены в сторону большей частоты, по сравнению с океанским или морским. Это говорит о

том, что в морях и океанах процесс образования волнения происходит с более длинными волнами.

Теория волнового движения была разработана Релеем и Стоксом. Она также применима и к конечной глубине моря. **Эта теория основана на допущениях, что жидкость весома и вязка, движение имеет потенциал скоростей, а высота мала по сравнению с их длиной.** Допущения, положенные в основу этих теорий, приводят к одинаковым выражениям для случая бесконечной глубины воды. Есть некоторая разница в случае конечной глубины. При конечной глубине воды орбиты частиц, участвующие в волновом движении, имеют не круговую, а эллиптическую форму.

Ниже приводятся главные формулы волнового движения.

1. Скорость и период волны.

При бесконечной глубине скорость волны определяется следующей формулой:

$$v = \sqrt{\frac{gL_B}{2\pi}}.$$

Для конечной глубины скорость волны может быть выражена формулой

$$v = \sqrt{\frac{gL_B}{2\pi}} \cdot \sqrt{thky}.$$

Период волны τ при бесконечной глубине равен $\tau = \sqrt{\frac{2\pi L_B}{g}}$, а при

Конечной глубине $\tau = \sqrt{\frac{2\pi L_B}{g}} \cdot \frac{1}{\sqrt{thky}}$ где:

th – знак гиперболического тангенса;

$K = \frac{2\pi}{L_B}$ - частота волны;

Y - глубина воды.

Далее приводится таблица 23, где приводятся соотношения между длиной волны L_B , периодом τ и скоростью распространения волны v .

Таблица 23.

Длина волны L_B м.	Период волны τ сек.	Скорость волны ϑ	
		м/сек.	Узлы
1	0,8	1,25	2,43
2	1,13	1,77	3,40
3	1,39	2,26	4,20
5	1,79	2,79	5,41
7.5	2,19	3,42	6,60
10	2,53	3,95	7,70
20	3,58	5,60	10,90
30	4,33	6,84	13,30
40	5,06	7,90	15,40
50	5,66	8,84	17,20
100	8,00	12,50	24,30
200	11,30	17,70	34,50

Закон убывания амплитуды волны с глубиной представляется формулой

$$r = r_0 \cdot e^{-ky} \text{ где:}$$

r - амплитуда на глубине Y от свободной поверхности;

$r_0 = \frac{h_B}{2}$ - амплитуда волны на свободной поверхности;

e – основание натурального логарифма.

Амплитуды (радиусы) орбит интенсивно уменьшается по мере возрастания глубины Y . В таблице 24 приводится изменение амплитуд волны, в зависимости от глубины погружения.

Таблица 24.

$\frac{y}{L_B}$	$\frac{r}{r_0}$	$\frac{y}{L_B}$	$\frac{r}{r_0}$	$\frac{y}{L_B}$	$\frac{r}{r_0}$	$\frac{y}{L_B}$	$\frac{r}{r_0}$
0.01	0,939	0,08	0,605	0,35	0,1109	0,90	0,00350
0.02	0,882	0,09	0,568	0,40	0,0810	1,00	0,00190
0.03	0,828	0,10	0,534	0,45	0,0592	1,20	0,00053
0.04	0,730	0,15	0,390	0,50	0,0432	1,40	0,00015
0.05	0,686	0,20	0,287	0,60	0,02.31	1,60	0,00004
0.06	0,644	0,25	0,208	0,70	0,0123	1,80	0,00001
0.07	0,578	0,30	0,152	0,80	0,0066	2,00	0,00000

Как видно по данным таблицы 24, уже на глубине равной длине волны, радиус орбиты (амплитуда) составляет всего лишь **0,002** от радиуса орбиты на свободной поверхности. Значит на больших глубинах массы воды не затрагиваются процессом волнение на её поверхности.

2. Энергия волны.

Совершающая движение и колебания на поверхности воды волна имеет в себе энергию. Эта энергия складывается из кинетической энергии E_k движения отдельных частиц воды и из потенциальной энергии E_n , поскольку центр тяжести воды при её волновом движении лежит выше, чем при спокойной водной поверхности.

Суммарная энергия волны $E = E_k + E_n = \frac{1}{2} \cdot \gamma_0 r_0^2 L_v$.

Если кинетическая энергия волны равна потенциальной, тогда кинетическая энергия составляет четверть общей энергии волны: $E_k = \frac{1}{4} \gamma_0 r_0^2 L_v$.

Кинетическая энергия волны получается одинаковой как для ограниченной, так и безграничной глубине воды.

Скорость переноса полной энергии волны составляет при неограниченной глубине половину скорости перемещения профиля волны.

Если глубина стремится к минимуму (к нулю), то скорость переноса энергии волны стремится к скорости её распространения.

Далее, в таблице 25, приводятся параметры волн и ветра, соответствующие предельно развитому волнению (по Нейману).

Таблица 25.

Сила ветра по Бофорту	Скорость Ветра (узлы)	Высота Волн м. Максим.	Период волн, сек.		Длина волн, м.		Мин. разгон, км	Мин. продол ветра	$h_{3\%}$ м.
			Диапазон	Среднее значение	Диапазон	Среднее значение			
1	2	0,02	0 – 1,0	0,5	0-0,9	0,1	0,1	0,1	0,027
2	5	0,09	0,4-2,8	1,4	0,7-2,5	2,0	1,2	0,7	0,118
3	8,5	0,30	0,8-4,9	2,4	2- 6,0	6,0	11,0	2,3	0,425
4	13,5	0,88	1,6-7,6	3,9	8-116	16,0	45	4,8	1,15
5	19,0	2,10	2,8-10,6	5,4	15-193	31,0	120	9,2	2,76
6	24,5	4,00	3,8-13,6	7,0	24-300	50,0	260	15	5,28
7	30,5	7,00	4,8-17,0	8,7	37-440	78,0	540	24	9,22
8	37,0	11,30	6,0-20,5	10,5	51-610	115	980	37	14,95

Таблица 26 – пересчёт высот волн.

Балл волнения	Высота волнения (верхний предел балла), м.		
	$h_{3\%}$ м.	\bar{h}	$\bar{h}_{1/3}$
1	0,25	0,12	0,19
2	0,75	0,36	0,57
3	1,25	0,59	0,95
4	2,0	0,94	1,52
5	3,5	1,66	2,76
6	6,0	2,84	5,28
7	8,5	4,02	9,22
8	11,0	5,20	14,95

Максимальная (значительная) волна - $\bar{h}_{1/3}$ есть средняя из 1/3 наибольших волн в данной последовательности, обеспеченность 14%.

В заключении этого раздела, о волнении на водных акваториях, приводится шкала волнений на морских трассах России (таблица 27).

Таблица 27.

Ветер		Волнение		
Баллы по Бофорту	Скорость, м/с.	Длина волны, М.	Высота волны, М.	Баллы волнения
Баренцево море.				
1	0,6 – 1,7	3 - 5	0,2 – 0,4	1 – 2
2	1,8 – 3,3	6 – 15	0,5 – 0,7	2 - 3
3	3,4 – 5,2	16 - 20	0,8 – 1,2	3 – 4
4	5,3 – 7,4	21 - 23	1,3 – 1,5	4 – 5
5	7,5 – 9,8	23 – 30	1,6 – 2,0	5
6	9,9 – 12,4	31 – 45	2,1 – 3,1	6
7	12,5 – 15,2	46 - 48	3,2 – 3,6	7
Белое море.				
1	0,6 – 1,7	1,5 – 2,5	0,1 – 0,2	1
2	1,8 – 3,3	3 – 9	0,3 – 0,4	2
3	3,4 – 5,2	10 - 12	0,5 – 0,6	3
4	5,3 – 7,4	13 – 15	0,7 – 0,8	3 – 4
5	7,5 – 9,8	16 – 22	0,9 – 1,0	4
6	9,9 – 12,4	23 – 25	1,1 – 1,2	4
7	12,5 – 15,2	26 - 28	1,3 – 1,5	5

Ветер		Волнение		
Баллы по Бофорту	Скорость, м/с.	Длина волны, М.	Высота волны, М.	Баллы волнения
Охотское море.				
1	0,6 – 1,7	2 – 8	0,1 – 0,3	1
2	1,8 – 3,3	9 – 13	0,4 – 0,6	2 – 3
3	3,4 – 5,2	14 – 16	0,7 – 0,9	3
4	5,3 – 7,4	17 - 21	1,0 – 1,2	4
5	7,5 – 9,8	22 – 28	1,3 – 1,5	5
6	9,9 – 12,4	29 – 37	1,6 – 2,0	5
7	12,5 – 15,2	38 - 46	2,1 – 3,3	6 - 7
Черное море.				
1	0,6 – 1,7	2 – 6	0,1 – 0,2	1
2	1,8 – 3,3	7 – 13	0,3 – 0,4	2
3	3,4 – 5,2	14 - 16	0,5 – 0,6	3
4	5,3 – 7,4	17 – 23	0,6 – 0,7	3
5	7,5 – 9,8	24 – 26	0,8 – 1,2	4
6	9,9 – 12,4	27 – 35	1,3 – 1,9	5
7	12,5 – 15,2	35 - 38	2,0 – 2,6	6
Азовское море.				
1	0,6 – 1,7	1,0 – 1,5	0,1	1
2	1,8 – 3,3	1,6 – 2,4	0,1	1
3	3,4 – 5,2	2,5 – 7,5	0,2 – 0,3	1 - 2
4	5,3 – 7,4	7,6 – 9,0	0,4 – 0,5	2 – 3
5	7,5 – 9,8	10 – 12	0,6 – 0,7	3
6	9,9 – 12,4	13 – 14	0,8 – 0,9	4
7	12,5 – 15,2	15 - 16	1,0 – 1,1	4
Каспийское море.				
1	0,6 – 1,7	1 - 5	0,1 – 0,2	1
2	1,8 – 3,3	6 - 8	0,3 – 0,4	2
3	3,4 – 5,2	9 – 10	0,4 - 0,5	2
4	5,3 – 7,4	10 – 12	0,5 – 0,6	3
5	7,5 – 9,8	13 – 17	0,7 – 0,9	3 – 4
6	9,9 – 12,4	18 – 22	1,0 – 1,2	4
7	12,5 – 15,2	23 - 31	1,3 – 1,5	5
Японское море.				
1	0,6 – 1,7	2 – 3	0,1 – 0,3	1
2	1,8 – 3,3	9 – 13	0,4 – 0,6	2 – 3
3	3,4 – 5,2	14 – 16	0,7 – 0,9	3
4	5,3 – 7,4	17 – 25	1,0 – 1,2	4
5	7,5 – 9,8	26 – 36	1,3 – 1,5	5
6	9,9 – 12,4	37 – 41	1,6 – 2,6	5 – 6
7	12,5 – 15,2	42 - 50	2,7 – 3,1	6 - 7

Многие другие сведения о море, его приливах и т.п. можно найти в изданиях о океанографии морей и океанов.

§ 19 Проблемы прочности гидросамолётов.

Прежде чем коснуться проблем прочности обозначим отличия в обеспечении прочности гидросамолётов от своих сухопутных аналогов. Все проблемы, дополнительно возникшие при решении вопросов прочности гидросамолёта, естественно связаны с водной поверхностью, на которой ему приходится производить взлёты и посадки.

Определение внешних нагрузок на крыло гидросамолёта, его оперение, шасси (для самолётов-амфибий), практически ни чем не отличаются от методик сухопутных самолётов. А вот что касается лодки гидросамолёта, его подкрыльных поплавков, то здесь есть не только отличия но и проблемы.

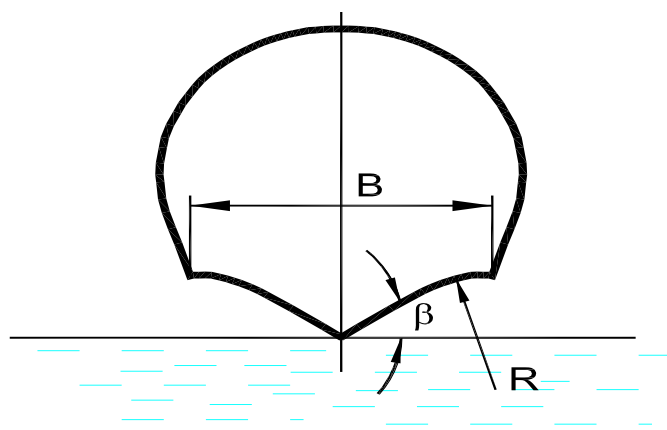
Первой особенностью является то, что сам процесс глиссирования носит ударный характер, даже при глиссировании на спокойной поверхности воды. Многочисленные наблюдения в гидроканалах на процесс глиссирования моделей на тихой воде, привели к такому выводу. Во всех буксировках видно, что впереди глиссирующей поверхности вода совершенно спокойная. Затем, при наезде днища, происходит чрезвычайно резкое её ускорение. При этом возникают брызговые струи, некоторые из них отбрасываются даже вперёд, но основная их часть с большой скоростью назад и в стороны. Иногда на модельных испытаниях наблюдается тонкая струя, исходящая от носовой части лодки. При испытаниях натуральных объектов эта тонкая струя часто превращается в мощную струю, способную деформировать его надводные поверхности. Поэтому этим вопросам уделяется серьёзное внимание – именно струи не должны касаться надводных поверхностей уже на модели. Опыты с буксируемыми по воде моделями и натурные испытания этих же гидросамолётов, показали различие в вопросах брызгообразования. На моделях струйные потоки воды выглядят не единым водным монолитом, а разрежённым - раздробленным. Эта раздробленность потоков воды, наблюдаемых на моделях, на натурных испытаниях выглядит иной, превращаясь почти в сплошной поток и с высотой подъёма ниже, чем ожидалось по результатам модельных испытаний. Так у Бе - 12, при испытаниях моделей заливаётся брызговым потоком воды горизонтальное и вертикальное оперения, а при движении на воде натурального самолёта они не заливаются. Это явление называется проявлением «масштабного эффекта».

Относительная энергия, передаваемая струям воды на модельных и натурных испытаниях одинаковая. Однако на натурном гидросамолёте скорость схода струй воды от скул лодки больше модельной. Передний фронт брызгового потока воды при этом больше тормозится. Его нагоняет задний фронт брызг и происходит уплотнение струй воды, делая поток более монолитным. Только этим можно объяснить меньшую относительную высоту подъёма струй воды на натурном объекте.

С целью смягчения ударов о встречную волну, особенно для гидросамолётов при взлёте и посадке, приходится предавать днищу лодки килеватость в её поперечных сечениях. Килеватость поперечного сечения лодки способствует менее интенсивному нарастанию нагрузок, действующих на её днище, в сравнении с плоским поперечным профилем днища. При этом и величина избыточных перегрузок Δg меньше у килеватого профиля днища, чем у плоского.

На фигуре 57 изображён типичный профиль поперечного сечения корпуса лодки гидросамолёта в зоне первого редана и его центра тяжести. Для смягчения ударов при посадке на воду и снижения перегрузок в условиях глиссирования по волне днище лодки гидросамолёта имеет килеватую форму. Это обычно клин с плоскими гранями. У большинства современных гидросамолётов этот угол β лежит в пределах $20^\circ - 30^\circ$.

Вблизи бортов лодки наклон днища постепенно уменьшается. Контур днища в этих местах обычно описывается по окружности, соответственно подобранным радиусом R . Это делается с целью уменьшения высоты подъёма струй воды. Подбирая радиус R можно получить так называемую открытую или закрытую скулу лодки (большему радиусу соответствует более открытая скула).



Фиг. 57.

Учёные считают, что ключевой задачей гидродинамики гидросамолёта является задача о быстром вертикальном входе в воду твёрдого тела, ограниченного снизу контуром, совпадающим с контуром поперечного сечения корпуса лодки.

Разработанный в течении многих лет «метод плоских сечений» и «аналогия с тонким крылом» подробно рассматриваются в теоретической гидромеханике. В задачу данного учебника по основам гидромеханики гидросамолётов не входит подробное освещение этих методов.

Однако представление основ физики явлений при ударе твёрдого тела о жидкость (воду) и хронология основных работ учёных, выполнивших исследования, приводится.

На фигуре 58 показано последовательное развитие формы поверхности воды по мере погружения в неё клина.

В начальный момент времени тело в точке **О** соприкасается с невозмущенной поверхностью воды, совпадающей с осью **ОХ**. В последующий моменты времени клин начинает входить в воду, раздвигая её в стороны. Вытесненная вода устремляется вверх и в стороны, образуя брызговые струи.

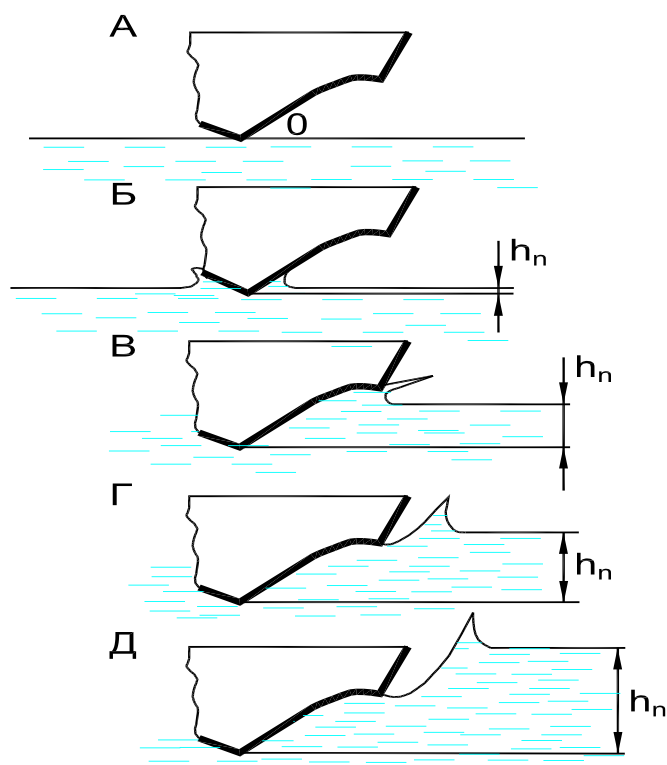
Теоретические исследования показывают, что до тех пор, пока вершины брызговых струй не сходят с щёк клина, свободная поверхность воды состоит из одних и тех же частиц. Достигнув скулы клина, брызговая струя выходит в атмосферу, причём на участках между скулой и вершиной, её поверхность состоит из частиц, поднявшихся на свободную поверхность из более глубоких слоёв.

При дальнейшем погружении клина в воду, наблюдается формирование каверны и течение постепенно переходит в струйное обтекание клина (фиг. 58, Д).

Учёных в первую очередь интересовала первая стадия погружения клина в жидкость (фиг. 58, Б, В). Первым вычислил силу сопротивления, погружающегося в воду клина, Т Карман. Он, учитывая малость угла β , вычислил силу сопротивления по формуле $F = \frac{d}{dt} (m_{\text{пр}} V)$, где:

$m_{\text{пр}}$ – присоединённая масса воды при ударе плоской пластинки, плавающей на поверхности воды.

$$m_{\text{пр}} = \frac{\pi \zeta C^2}{2}.$$



Фиг. 58.

Ширина поверхности удара 2С считалась переменной, зависящей от времени t . Метод Т. Кармана в последствии потребовал существенные уточнения смоченной поверхности, так как сопоставление результатов расчётов с данными экспериментов показывало, что действительная сила почти в два раза превосходит расчётную. Позже Г. Вагнер предложил учитывать увеличение смоченной ширины тела 2С, за счёт подъёма свободной поверхности воды (фиг. 58, В, Г, Д,).

Работы Г. Вагнера содержат результаты его исследований по посадочному удару гидросамолётов и их глиссированию. Они до настоящего времени не потеряли своей актуальности, сохранив своё научное значение.

В современных статьях учёных **ЦАГИ** упоминается, что на идеях Г. Вагнера выросло два поколения учёных **ЦАГИ**, занимающихся вопросами гидродинамики гидросамолётов (В. П. Соколянский). Дальнейших крупных результатов в период 1970 годов добился Г.В. Логвинович, решивший ряд новых задач о погружении тел в жидкость (было открытие фундаментального характера силы сопротивления, при погружении тела в жидкость, со сходом струй с кромок). Обширные экспериментальные исследования силы сопротивления клиньев и конусов, при погружении в воду, были выполнены в ЦАГИ О. П. Шорыгиным, С. И. Головиным и Ю.Ф. Журавлёвым.

Нагрузки на гидросамолет при посадке на воду.

Гидросамолёты должны быть рассчитаны на гидродинамические нагрузки, возникающие при их взлётах и посадках на водной поверхности.

Высота ветровой волны и волны зыби при этом должны браться максимальными, соответствующими их предельным значениям, утверждённым в **ТТЗ** на гидросамолёт.

В настоящее время существуют три регламентирующие документа, позволяющие по приведенным в них формулам рассчитать нагрузку на днище лодки гидросамолёта. Это «Авиационные правила **АП-25**». Они являются, хотя и не совсем полным, но аналогом европейских авиационных правил «**FAR – 25**». По вопросам гидродинамических нагрузок в них следует пользоваться требованиями параграфов **25.523 ÷ 25.537**.

Вторым документом можно считать руководство для конструкторов, разработанное в **ЦАГИ (РДК)**. В настоящее время **ЦАГИ** выпускает дополнение к самолётам двойного применения (военного и гражданского) и содержит оно нормы прочности военно – транспортных самолётов (НВПС). Третьим документом можно назвать общие тактико – технические требования военно - воздушных сил (**ОТТ ВВС**), которое, как и **РДК**, существует со времён **СССР**.

По **АП-25** гидродинамические нагрузки должны быть определены для всех полётных весов, включая расчётный посадочный вес.

При установленных положениях центра тяжести гидросамолёта на каждую его часть, рассчитываемую на прочность, должны определиться внешние нагрузки наибольшие из возможных.

Расчётные взлётные веса самолётов-амфибий при эксплуатации на воде устанавливаются независимо от соответствующих весов при их эксплуатации с суши.

При определении гидродинамических нагрузок, действующих на лодку, должны быть рассмотрены следующие случаи нагружения:

- симметричная посадка на нос (**G_m**);
- симметричная посадка на редан (**E_m**);
- симметричная посадка на корму (**I_m**);
- несимметричная посадка на нос (**G_m+F_m**);
- несимметричная посадка на редан (**E_m+F_m**);
- несимметричная посадка на корму (**I_m+F_m**).

Для симметричной посадки на редан (**Em**) суммарная гидродинамическая сила приложена перпендикулярно килевой линии в центре тяжести площади нагружения, при этом нагрузка распределена по носовой части днища вперед от редана (угол килеватости берётся в сечении, проходящем через центр тяжести гидросамолета).

Для симметричной посадки на нос (**Gm**) суммарная гидродинамическая сила приложена перпендикулярно килю на расстоянии, равном 1/5 длины лодки от носа до редана.

Для симметричной посадки на корму (**Im**) суммарная гидродинамическая сила прикладывается перпендикулярно килю на расстоянии, равном 0.85 длины задней части лодки от редана до кормы.

Нагрузка в каждом случае несимметричной посадки состоит из составляющих, действующих вверх и вбок, равных **0,75** и **0,25tg(β)** суммарной нагрузки, в соответствующих случаях симметричной посадки. Точка приложения и направление вертикальной составляющей сохраняются теми же, что и в случае симметричной посадки (боковая составляющая приложена в том же сечении, что и вертикальная компонента, перпендикулярно плоскости симметрии и посередине между линиями киля и скулы).

Подъёмная сила крыла при ударе о воду принята равной **2/3** веса гидросамолёта и прикладывается в его центре тяжести.

Перегрузка при ударе о воду определяется следующим образом:

- для случая посадки на редан:

$$n = \frac{C_1 * V_{s0}^2}{(tg(\beta))^{2/3} * G^{1/3}};$$

- для случаев посадки на нос и на корму

$$n = \frac{C_1 * V_{s0}^2}{(tg(\beta))^{2/3} * G^{1/3}} * \frac{K_1}{(1 + r_x^2)^{2/3}};$$

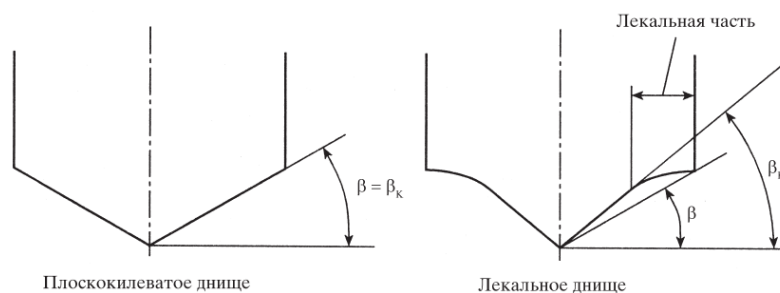
Условные обозначения:

n - перегрузка при ударе о воду (т.е. величина гидродинамической силы, деленная на вес самолёта);

$C_1 = 0,00269$ - коэффициент, учитывающий условия эксплуатации;

V_{so} - скорость сваливания с закрылками, отклонёнными в посадочное положение, км/ч;

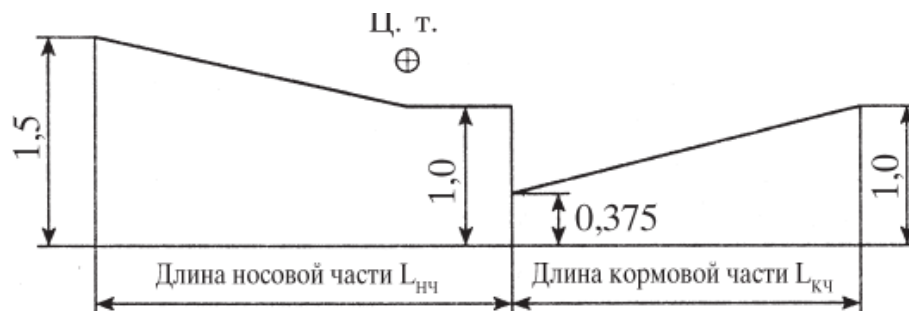
β - угол килеватости по скуле сечения, в котором приложена гидродинамическая нагрузка (см Фиг 59).



Фиг 59. К определению углов килеватости на гидросамолете.

G - расчётный посадочный вес гидросамолёта, кГ;

K_1 - эмпирический коэффициент, учитывающий распределение нагрузки по длине лодки (см Фиг. 60).



Фиг. 60. График изменения коэффициента K_1 - учет распределения вертикальной нагрузки по длине лодки.

r_x - отношение расстояния, измеренного по продольной оси лодки от центра тяжести гидросамолёта до сечения, в котором приложена гидродинамическая нагрузка, к радиусу инерции гидросамолёта относительно его поперечной оси.

За продольную ось лодки принята прямая линия, лежащая в плоскости симметрии и касательная к килю у главного редана (совпадает с НСГ).

Местные нагрузки на днище лодки.

а - Распределённые давления.

Для расчёта шпангоутов, киля и бортов принято следующее распределение давлений:

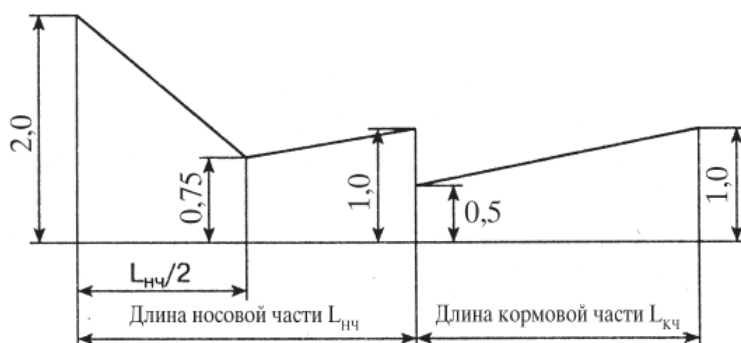
- симметричное распределение:

$$p_k = C_4 * \frac{K_2 * V_{s0}^2}{\operatorname{tg}(\beta)};$$

P_k - давление кГс/м²;

C_4 - эмпирический коэффициент;

K_2 - коэффициент распределения давления по длине лодки (поплавка) в соответствии с фиг 61.



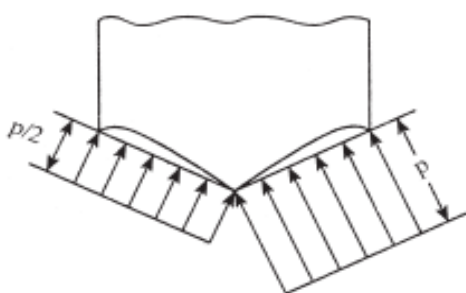
Фиг 61. График изменения коэффициента K_2 - учет распределения давления на днище по длине лодки.

V_{s0} - скорость сваливания с закрылками, отклоненными в посадочное положение, км/ч;

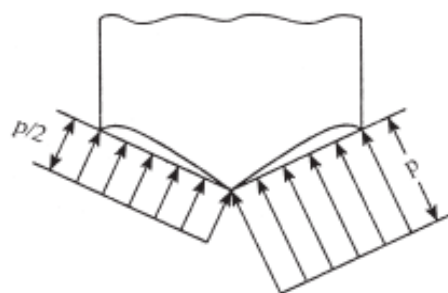
β - угол килеватости соответствующего сечения днища по скуле.

- При несимметричном распределении давления с одной стороны от плоскости симметрии на днище действуют давления, указанные выше, с другой стороны - половина этих давлений в соответствии с фиг 62.

Эти давления приложены одновременно ко всему днищу лодки или поплавка и передаются на боковые стенки корпуса лодки или поплавка.



**Симметричный случай
нагружения днища.**



**Несимметричный случай
нагружения днища.**

Фиг 62. Распределение давлений по днищу лодки для расчёта шпангоутов, киля и бортов.

б) Местные давления.

Для расчёта обшивки днища, стрингеров и их крепления к каркасу принято следующее распределение местных давлений:

- для плоскокилеватого днища давление у скулы принято равным 0,75 давления у киля, распределение давления по ширине днища - по линейному закону в соответствии с фиг 63.

Давление у киля определяется следующим образом:

$$p_k = C_2 * \frac{K_2 * V_{s1}^2}{tg(\beta_k)};$$

где:

P_k - давление, кг/м²;

$C_2 = 0,437$;

K_2 - коэффициент распределения давления по длине лодки (поплавка) в соответствии с фиг61.

V_{s1} - скорость сваливания при расчётном взлётном весе с воды с закрылками, отклоненными во взлётное положение, км/ч.

β_k - угол килеватости у киля, в соответствии с фиг. 59 - **АП-25**.

- Для лекального днища распределение давления по ширине, до начала лекальной части, принято таким же, как для плоскокилеватого днища. Давление между скулой и началом лекальной части изменяется по линейному закону, в соответствии с фиг 61.

Давление у скулы определяется следующим образом:

$$p_{ск} = C_3 * \frac{K_2 * V_{s1}^2}{tg(\beta)}$$

Где:

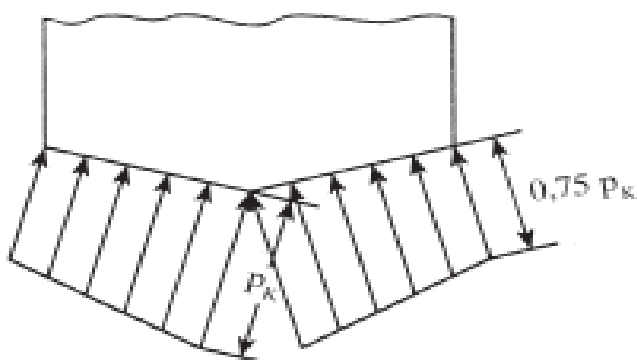
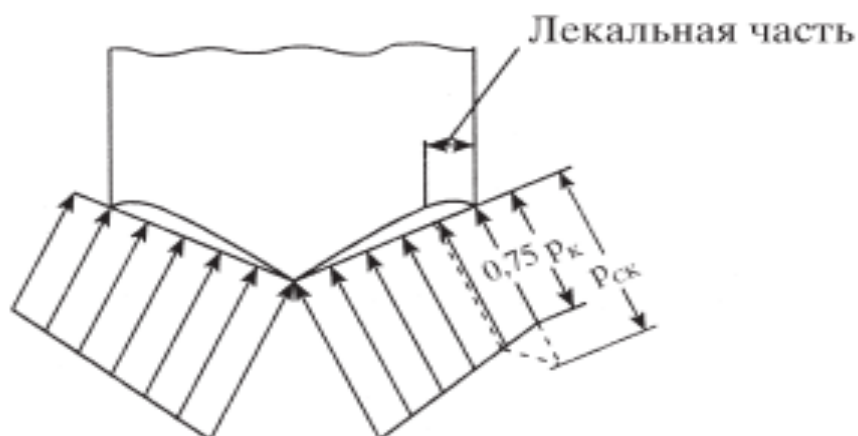
$P_{ск}$ - давление по обреза скулы, кг/м²,

$C_3 = 0,328$,

K_2 - коэффициент распределения по длине лодки (поплавка)- фиг.62;

V_{s1} - скорость сваливания при расчётном взлётном весе с воды с закрылками, отклоненными во взлётное положение, км/ч;

β - угол килеватости, в соответствии с фиг. 59.



Фиг 63. Распределение местных давлений в поперечном сечении днища лодки.

- Для более сложных форм сечения днища распределение давления в поперечном сечении принимается на основании специальных расчётных и экспериментальных исследований. По рекомендации ЦАГИ, оно распространяется на участке днища равном удвоенной максимальной ширине днища лодки (от редана к носу).

Расчёт гидродинамических нагрузок на лодку (по “Нормам прочности гидросамолетов” – РДК, НПВС,).

Эксплуатационная ударная перегрузка определяется по формуле

$$n^3 = C_1 * C_2 * C_3 * C_4 * (82 + V^{1.5}), \text{ где:}$$

V – взлётная (посадочная) скорость гидросамолёта (м/сек);

C₁ - коэффициент, учитывающий состояние моря:

$$C_1 = 0,75 \cdot (1 + ((0,9 \cdot L_B / L_r) - 0,3)^2), \text{ где}$$

L_B - максимально допустимая длина волны:

$$L_B = h_{BB} \cdot 20;$$

H_{BB%} – высота ветровой волны, м;

L_г - гидродинамическая длина лодки:

C₂ - коэффициент, учитывающий форму днища в сечении, где приложена равнодействующая нагрузки:

$$C_2 = \beta^\circ / 180^\circ - \text{для плоскокилеватой формы днища};$$

C₃ - коэффициент, зависящий от массы гидросамолёта;

C₃ - определяется по приведенным ниже данным в зависимости от массы (веса) самолёта.

G, т	1	5	10	20	40	60	100
C₃	0,028	0,021	0,018	0,016	0,014	0,013	0,012

Для промежуточных значений массы (веса) применяется линейная интерполяция.

C₄-коэффициент, учитывающий ширину лодки и её массу:

$$C_4 = ((0,3 \cdot B^6) \setminus G^2) + 0,75 < 1, \text{ где}$$

B - максимальная ширина днища лодки.

Эксплуатационная сила удара определяется как произведение ударной перегрузки на массу гидросамолёта, приведенную к линии действия равнодействующей удара:

$$P^{\exists} = n^{\exists} \cdot G_{\text{ред}} (\text{кг}),$$

Случай Ем (Удар в редан).

Эксплуатационная сила удара определяется по формуле

$$P^{\exists}_{\text{ЕМ}} = n^{\exists} \cdot G_{\text{ред}} (\text{кг})$$

Площадь днища гидросамолёта, на которую действует распределенная гидродинамическая нагрузка, принимается равной:

$$F_{\text{ЕМ}} = 0,009 \cdot G^{2/3}, \text{ м}^2$$

Эксплуатационная сила $P^{\exists}_{\text{ЕМ}}$ действует нормально к линии киля. Давление по длине лодки распределяется равномерно, а по ширине лодки – в зависимости от формы днища.

Длина участка нагружения в этом случае отсчитывается от первого редана и определяется так, чтобы площадь днища, на которую действует нагрузка $P^{\exists}_{\text{ЕМ}}$, была равна $F_{\text{ЕМ}}$.

Случай Гм (Удар в нос).

Эксплуатационная сила удара определяется по формуле

$$P^{\exists}_{\text{ГМ}} = 2,0 \cdot n^{\exists} \cdot G_{\text{ред}} (\text{кг})$$

Площадь днища гидросамолёта, на которую действует распределенная гидродинамическая нагрузка, принимается равной:

$$F_{\text{ГМ}} = 0,007 \cdot G^{2/3}, \text{ м}^2$$

Начало поверхности нагружения соответствует $0,015 \cdot L_p$ от носовой части днища лодки (L_p – расстояние от начала днища до первого редана).

Давление распределяется равномерно по длине L и ширине B днища.

Длина L от начала поверхности нагружения определяется так, чтобы площадь днища, на которую действует нагрузка P_{GM}^3 , была равна F_{GM} .

Наклон равнодействующей определяется углом α_p .

$$\operatorname{tg} \alpha_p = P_x / P_y = F_x / F_y$$

Случай Im (Удар в корму).

Эксплуатационная сила удара определяется по формуле

$$P_{IM}^3 = 1,13 \cdot n^3 \cdot G_{ред} (\text{кг})$$

Площадь днища гидросамолёта, на которую действует распределенная гидродинамическая нагрузка:

$$F_{IM} = 0,004 \cdot G^{2/3}, \text{ м}^2$$

Давление по ширине B днища и длине L распределяется равномерно.

Площадь днища гидросамолёта, на которую действует распределённая гидродинамическая нагрузка F_{IM} ограничивается вторым реданом.

Длина L отсчитывается от второго редана и определяется так, чтобы площадь днища, на которую действует нагрузка P_{IM}^3 , была равна F_{IM} .

Точка приложения нагрузки в расчётных случаях Em, Gm, Im

Для определения точки приложения гидродинамической нагрузки в расчетных случаях **Em, Gm, Im**, находим проекции площади удара на плоскости XOY, XOZ, YOZ.

Проекции площадей подбираются так, чтобы выполнялось условие:

$$F^2 = F_x^2 + F_y^2 + F_z^2$$

Ввиду симметричности удара расчёт ведём для половины площади:

$$(F/2)^2 = (F_x/2)^2 + (F_y/2)^2 + (F_z/2)^2$$

Вычисляем статические моменты этих площадей

$$\sum (F_{xi}/2) \times y_i \text{ и } \sum (F_{yi}/2) \times x_i,$$

а также:

Y-расстояние от центра тяжести площади Fz до НСГ

$$Y = \sum F_{x1} \times y_1 / \sum F_{xi};$$

X- расстояние от центра тяжести площади Fy до ПДО4

$$X = \sum F_{y1} \times x_1 / \sum F_{yi};$$

$G_{ред}$ - масса гидросамолёта, приведенная к линии действия равнодействующей удара

$$G_{ред} = \frac{G}{1 + (r^2 \cos^2 \varphi_z) / i_z^2}, \text{ где:}$$

G - расчётная взлётная (посадочная) масса гидросамолёта (кг),

$$r^2 \cos^2 \varphi_z = - \frac{X_0^2}{1 + (\operatorname{tg} \alpha)^2};$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{P_x}{P_y} = \frac{F_x}{F_y}$$

$$X_0 = |X_1| - |Y_1| \cdot \operatorname{tg} \alpha;$$

$$X_1 = |X - X_{цт}|$$

$$Y_1 = |Y - Y_{цт}|, \text{ где:}$$

X_1, Y_1 - координаты точки приложения равнодействующей относительно центра тяжести самолёта, (м);

$i_z^2 = J_{zz} \cdot g / G$ - главный радиус инерции, (м²);

J_{zz} - осевой момент инерции гидросамолёта, (кг·м·сек²);

$g = 9.81$ (м/сек²) - ускорение свободного падения.

Расчётная сила удара определяется по формуле:

$$P^p = f \cdot P^э, \text{ где } f - \text{коэффициент безопасности.}$$

Составляющие равнодействующей по осям координат:

$$P_x^p = P^p \cdot \sin \alpha$$

$$P_y^p = P^p \cdot \cos \alpha$$

Удельное давление на днище лодки гидросамолёта определяется по формуле:

$$P_{ср} = \frac{P_y^p}{F_y} \text{ (кг/м}^2\text{);}$$

По ширине днища лодки нагрузка и удельное давление распределяются в зависимости от конфигурации и площади днища.

Для днища сложной формы нагрузка P_y распределяется между плоскокилеватой и лекальной частями днища следующим образом:

$$P_{y1} = \frac{P_y^p \cdot C_2'}{F_y \cdot C_2} \cdot F_{y1}, \text{ (кг);}$$

$$P_{y2} = P_y^p - P_{y1}, \text{ где:}$$

P_{y1} - нагрузка на плоскокилеватую часть днища лодки, (кг);

P_{y2} - нагрузка на лекальную часть днища лодки, (кг);

F_{y1} - проекция на плоскость **XOZ** площади днища между килём и внутренней скулой, (м²);

F_{y2} - проекция на плоскость XOZ площади днища между внутренней и внешней скулами, (м²);

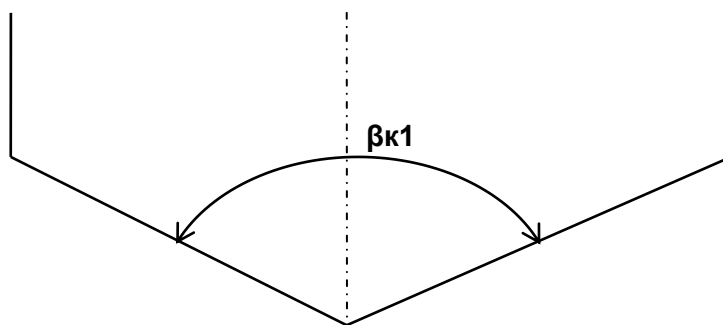
C_2' - коэффициент, определяемый по формуле:

$$C_2' = \beta_1' / 180^\circ$$

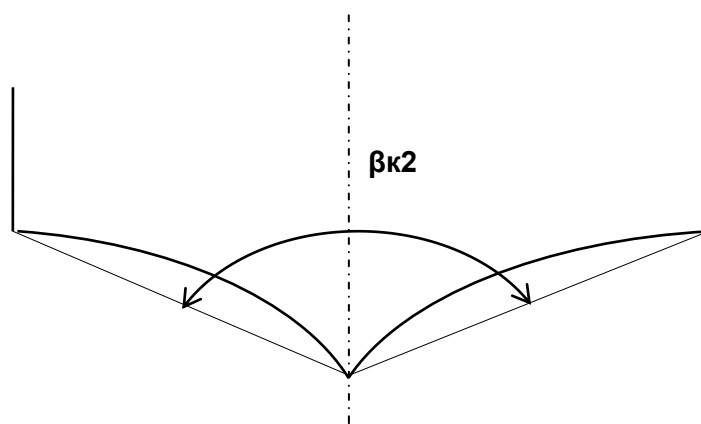
β_1' - внешний угол килеватости части днища в месте приложения равнодействующей удара.

Удельное давление на плоскокилеватую и лекальную части днища, определяются по формулам:

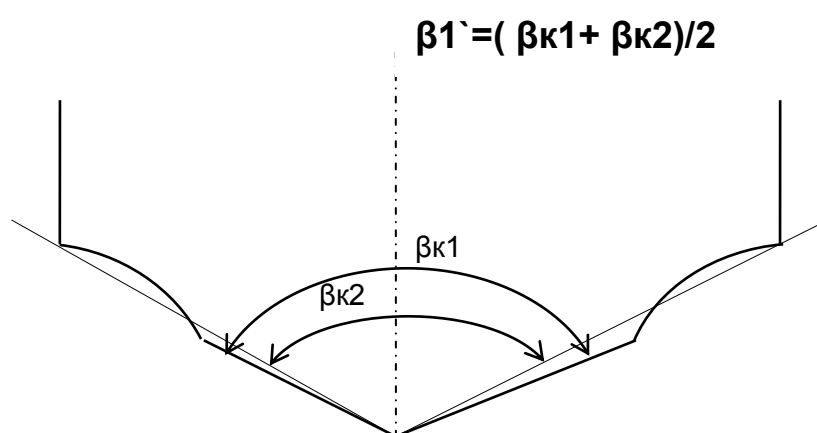
$$p_1 = \frac{P_{y1}}{F_{y1}}; \quad p_2 = \frac{P_{y2}}{F_{y2}}$$



Фиг. 64. Определение внешнего угла килеватости плоскокилеватого днища.



Фиг. 65. Определение внешнего угла килеватости лекального днища.



Фиг. 66. Определение внешнего угла килеватости днища сложной формы.

Итак, представлена методика определения нагрузки, на днище лодки глиссирующего на волне гидросамолёта.

Она приведена для ознакомления с общими подходами по вопросам определения нагрузок. Самым верным критерием достоверности выполненных расчётов это сравнение расчётных результатов с результатами экспериментов. Все математические программы и теоретические исследования, упомянутые выше, имеют свои недостатки.

Например, программа численных методов расчётов «**Flow vision**» даёт хорошую сходимость экспериментальных данных, по быстрому погружению тел в жидкость (воду). Результаты нагрузок на профиль днища, выполненные этим методом, хорошо сходятся с экспериментами, выполненными в **ЦАГИ** (гидроканал).

Сходимость экспериментальных исследований в гидроканале ЦАГИ наблюдается и по другим гидродинамическим характеристикам – углам дифферента, гидродинамическому сопротивлению. Хорошая сходимость по гидродинамическому сопротивлению наблюдается в режимах малых чисел Фруда ($F_r \leq 1.0$) – т.е. в зоне наибольшего сопротивления.

Рациональным являлся бы подход, когда программой «Flow vision» определились бы нагрузки на профиль днища, в каждом из его поперечных сечений, создавая полную картину нагрузок в поперечных сечениях днища лодки. Имея данные по нагрузкам, привлекая затем «метод расчётов по конечному элементу» завершить бы расчёты по прочности лодки гидросамолёта и поплавков.

В наше время выполнить расчёты на прочность лодки гидросамолёта, с применением «Flow vision» и «Метода конечного элемента» можно, не смотря на большой объём работ. Ранее, лет 30 -35 назад, таких возможностей не представлялось. Расчёты вели ранее и в настоящее время в основном ещё по выше приведенной методике.

Существенную роль на величину нагрузок на днище лодки гидросамолёта играет вертикальная перегрузка « g_y ».

Выше упоминалось, что при испытаниях моделей поперечных сечений днища лодок, вертикальным погружением в воду с различными скоростями, было неоднократно замечено, что клин начинает входить в воду, раздвигая её в стороны. Вытесненная вода устремляется и вверх, образуя брызговые струи (фиг 58). Было замечено и то, что в момент схода струй со скулы модели лодки, достигается максимальное значение избыточной вертикальной перегрузки (происходит обрыв её значений – она не возрастает далее с погружением). На это, как казалось не приметный факт, особого внимания никто не обращал долгие годы. Впервые на это обратили внимание в ОКБ им. Г.М. Бериева.

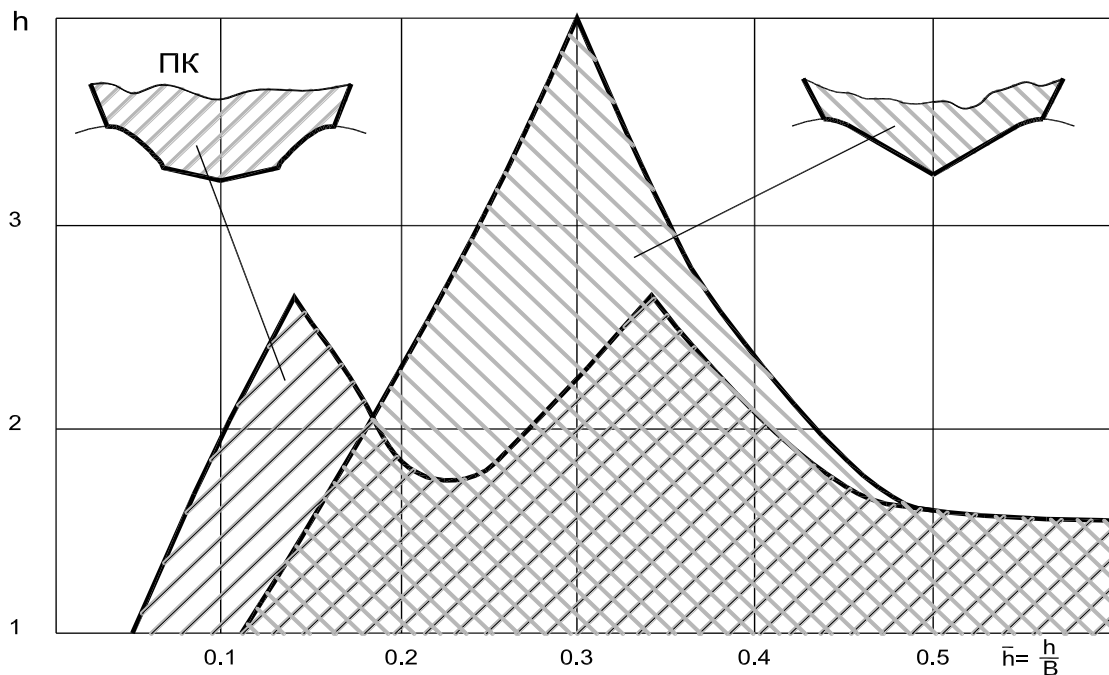
В ОКБ были выполнены большие объёмы экспериментальных работ с отсеками центрального поперечного сечения днища лодки. Различные варианты поперечных профилей прошли испытания на специальном стенде. Путём вертикального погружения профилей в воду и измерением перегрузки, силы сопротивления погружению, фотосъёмками брызгообразования и всего процесса взаимодействия воды и профиля, были получены ценные данные о влиянии профиля днища лодки на вертикальные

перегрузки (для случая вертикального погружения с различными скоростями).

Оказалось, что профиль, имеющий традиционный вид, имел наибольшее значение вертикальной перегрузки. У него происходил один срыв потока воды (на скулах профиля). На тех профилях, где было по два срыва потока воды при их погружениях, было и два значения вертикальной перегрузки. Величины этих двух перегрузок были ниже, чем у традиционного профиля. Они не всегда были равны между собой. Это зависело от формы и геометрических размеров самих изломов, в поперечном сечении модели днища лодки. Казалось, что можно создать поперечный профиль днища лодки с многочисленными срывами потока воды, при их погружениях в воду. Но этого не произошло. Чем больше уступов в поперечном профиле, при одних и тех же геометрических размерах модели, тем меньше времени участки поперечного профиля днища взаимодействуют с водой. Она проходит по ним очень быстро и без существенных срывов, поскольку высота уступов маленькая. Вода отрывается на скуле профиля, выходя в атмосферу. На срыве потока воды у скулы, вновь фиксировались максимальные перегрузки. Так что «идеальный» профиль днища, с поперечным сечением близким к кругу, эллипсу, но имеющему небольшие поперечные уступы, не мог быть создан на моделях.

Остановились в экспериментах на образовании двух срывов потока воды. Профиль имел два уступа в своём поперечном сечении днища лодки.

На фиг 67 представлены в сравнении между собой два профиля днища лодки. Один из них традиционный профиль, применяемый на днищах гидросамолётов. Другой, слева, профиль так называемой переменной поперечной килеватости «ПК». Из сравнения приведенных данных, реально выполненных испытаний, видна существенная разность в величинах вертикальных перегрузок. Как указывает в своих статьях начальник НИМК ЦАГИ В.П. Соколянский, «днище переменной поперечной килеватости в носовой части лодки способствует снижению перегрузок и колебаний при движении самолета по волнам при сохранении высокого гидродинамического качества». Такой профиль «ПК» впервые в мире был применён на самолёте – амфибии А – 40 и позже на самолёте – амфибии Бе - 200.



Фиг. 67.

Как видно по фиг. 67 работа, по погашению энергии, у обоих профилей практически одинаковая. Погашение энергии профилем «ПК» происходит больше времени. Это вполне объяснимо, поскольку значения его перегрузки « Δg » меньше, а работу надо «выполнить» одну и ту же (вес модели одинаковый).

На фиг. 67 избыточная вертикальная перегрузка $n = f\bar{h}$, где \bar{h} - относительная глубина погружения профиля в воду (отношение глубины погружения h к ширине модели по первому редану B). Видно, что профиль ещё не успевает погрузиться в воду даже на половину своей ширины B , как перегрузка дважды успевает измениться. Время процесса погружения модели в воду составляет доли секунды. Поэтому на моделях отсеков лодки гидросамолёта, имеющими небольшие геометрические размеры ($B = 180 - 250$ мм), проводить испытания нет смысла, если поперечный профиль днища имеет более трёх изломов профиля. Видимо, для объективного исследования модели отсека днища лодки с обводами, образующими три и больше излома, нужны модели большего размера – т.е. стремиться ближе к натуре, что создаёт свои проблемы (дороговизна, обеспечение безопасности и т.п.).

Экспериментальные и теоретические исследования показывают, что до тех пор, пока вершины брызговых струй не сходят со скул модели, свободная поверхность воды состоит из одних и тех же частиц. Достигнув скулы, брызговая струя выходит в атмосферу.

При дальнейшем погружении модели в воду, наблюдается формирование каверны и течение постепенно переходит в струйное обтекание (фиг. 58, Д).

§ 20 Экспериментальное оборудование для гидродинамических испытаний моделей гидросамолётов.

- Гидроканалы и опытовые бассейны.

Гидроканалы или опытовые бассейны в наше время это сооружения для исследования и определения гидромеханических качеств тел, производящих движение на поверхности воды или под водой с различной величиной погружения.

Чаще всего в гидроканалах исследуемыми объектами являются модели гидросамолётов, кораблей, быстроходных катеров и лодок, экранопланов и судов на подводных крыльях. Для исследования маневренных качеств судов имеются специальные бассейны, имеющие круглую или квадратную форму в плане.

Опытовый бассейн представляет собой чашу, заполненную водой. Бассейны, длина которых значительно превосходит ширину, называют гидроканалами. Различают малые (до 60 метров длиной), средние (до 200 метров длиной) и большие (более 200 метров длиной) гидроканалы.

Для буксировки и сопровождения исследуемых объектов гидроканалы, как правило, оборудуются буксировочными тележками. Буксировочные тележки подразделяются на обитаемые и необитаемые. На обитаемых тележках размещаются экспериментаторы, выполняющие буксировочные испытания моделей и ведущие наблюдения за всеми процессами на них, происходящими при буксировках. Ими также контролируется измерительная и вычислительная техника, размещённая на буксировочной тележке, а также фото и видеосъёмка испытаний.

Малые гидроканалы снабжаются лёгкой буксировочной тележкой (без экипажа) с автоматической аппаратурой, регистрирующей измеряемые параметры исследуемой модели. Во всех гидроканалах буксировочные тележки перемещаются по рельсовому пути, уложенному вдоль

гидроканала. Для исключения вибраций тележки в процессе её движения рельсовые пути не должны иметь стыков. Места стыков должны тщательно обрабатываться (даже полироваться). Рельсовый путь должен быть выставлен на постоянном уровне над поверхностью воды по всей длине гидроканала, поскольку на точность экспериментов при длинном гидроканале влияет выпуклость водной поверхности (учитывается кривизна земной поверхности).

Силовой привод тележки, обеспечивающий её движение, должен быть способным быстро набирать задаваемую скорость и качественно стабилизировать её, для исключения влияния сил инерции на силу сопротивления воды движению модели.

Моделирование движения надводных моделей объектов и моделей объектов, движущихся вблизи поверхности воды, осуществляется с использованием критериев подобия Фруда и Струхала. Моделирование движения моделей подводных объектов осуществляется с использованием критериев подобия Рейнольдса и Струхала.

Буксируемая в гидроканале модель крепится к тележке системой тяг, связанных с измерительной аппаратурой. Во время буксировок измеряются сопротивление движению модели, углы её хода и размахи продольных колебаний по этому углу, подъёмная сила.

Оценивается при экспериментах брызгообразование и заливаемость надводных частей модели, осуществляется визуализация течений.

При буксировках в гидроканалах моделей судов и гидросамолётов по поверхности воды существенны силы инерции, тяжести и трения. Это накладывает на эксперимент требование выполнения подобия по закону Фруда и Рейнольдса. Как указывалось выше, удовлетворить обоим этим законам подобия одновременно практически не удаётся и предпочтение обычно отдаётся закону подобия, характеризующимся числом Фруда.

Практически все гидроканалы оборудуются устройствами для образования волн, для обеспечения испытаний моделей на волнении.

В Российской Федерации гидроканалы и специальные бассейны есть в Санкт – Петербурге и Москве. В Санкт-Петербурге (в Новой Голландии) в 1894 году был построен первый российский гидроканал. Длина гидроканала составляла 122 м, ширина 6..5 м а глубина 3,0 м. В создании гидроканала принимали активное участие: Д.И. Менделеев, академик А.Н. Крылов и адмирал С.О. Макаров. Идея постройки гидроканала принадлежала Д.И.

Для исследования поведения моделей на волнении в гидроканале имеется генератор волн типа качающейся стенки. При испытаниях моделей на волнах определяются характеристики килевой, бортовой и вертикальной качки. Производится оценка степени заливаемости надводных частей модели и изменений буксировочного сопротивления.

Как видно, по основным параметрам гидроканала, имеет место преднамеренное сужение колеи буксировочной тележки. Это было сделано по предложению А.Н. Туполева. Вдоль бортов гидроканала были установлены нависающие над водой монолитные консоли. Консоли сократили рабочий просвет над водой до 8.0м.

Это позволило изготовить лёгкую буксировочную тележку с хорошей энергоэффективностью и высокой точностью измерений во время экспериментов.

Заложенные А.Н. Туполевым в конструкцию первой крупной экспериментальной установки **ЦАГИ** удачные технические решения позволяют гидроканалу и в наше время находиться на мировом уровне.

В испытаниях моделей в гидроканале участвовали такие выдающиеся отечественные авиаконструкторы, как А.Н. Туполев, Д.П. Григорович, Г.М. Бериев, Р.Л. Бартини, А.К. Константинов, А.Г. Богатырёв, создатель первых отечественных судов на подводных крыльях и экранопланов Р.Е. Алексеев.

Ученые гидродинамики ЦАГИ: Ю.С. Чаплыгин, Л.И. Седов, А.Б. Лотов, Л.А. Эпштейн, Г.В. Логвинович, О.П. Шорыгин, Ю.Ф. Журавлев, А.И. Тихонов, А.Г. Мунин, В.П. Соколянский, Л.Д. Коврижных, Ю.М. Банников, В.А. Лукашевский – создавали в гидроканале эффективные методики испытаний, проводили фундаментальные поисковые исследования.

На фиг 4 приведен общий вид гидроканала **ЦАГИ** с буксировочной тележкой и моделью самолёта – амфибии А - 40.



Фиг 68.

Уже в период 1975-1980 годов ощущалась острая необходимость удлинения гидроканала **ЦАГИ**. Необходимо было кроме длины увеличить и максимальную скорость буксировки моделей. Удлинить гидроканал возможности не было, поскольку он к тому времени уже находился в центре Москвы. Его удлинение вызывало большие проблемы в перестройке улицы, сносе других НИИ. Удалось увеличить лишь максимальную скорость движения тележки. Сейчас практически используется, при необходимости, скорость 14 м/с с длительностью установившегося режима движения 1,5 с. Основной максимальной скоростью остаётся, как и прежде, скорость 12м/с.

Но в России есть гидроканал значительно длиннее гидроканала **ЦАГИ** и находится он в Санкт – Петербурге у ЦНИИ им академика А.Н. Крылова. Длина гидроканала составляет 1324 м. Максимальная скорость движения буксировочной тележки – 20м/с, ширина – 25м, а глубина – 7м. По сложившееся традиции в гидроканалах Санкт – Петербурга в основном проводятся буксировки судов, подводных лодок, определяются характеристики судов при криволинейном движении, а также характеристики средств управления движением с использованием при этом

циркуляционного бассейна диаметром 70м при глубине 6,7м и максимальной скорости тележки до 50м/с. Кроме России гидроканалы имеют ещё двенадцать стран мира.

В Англии имеется семь гидроканалов. Самый большой расположен в Фелтеме. Его длина составляет 396м. Глубина – 7,6 м. Ширина 14,6м.

Максимальная скорость движения тележки – 15,3м/с.

В США имеется три гидроканала. Самый большой находится в Кардероке. Его длина составляет 966м. Ширина – 6,4м. Глубина – 3,0/4.9м. Максимальная скорость тележки равна 20м/с.

В Швеции есть один гидроканал. Расположен он в Гетеборге. Длина гидроканала 260м. Ширина – 10м. Глубина – 5,0м. Максимальная скорость тележки – 14м/с.

Есть гидроканал в Хорватии. Длина гидроканала – 276м. Ширина – 12,5м. Глубина – 6,2м. Максимальная скорость тележки – 12м/с.

Гидроканалы имеются в Германии, Франции, Японии, Болгарии, Италии, Голландии и Австрии. Но их характеристики уступают перечисленным выше.

В заключении к этому разделу хотелось бы дать краткую историческую справку о возникновении опытовых бассейнов (гидроканалов).

Первый в мире гидроканал был построен в Англии в 1870 году в месте близком к Торквею. Автором идеи его постройки, техническим руководителем и исследователем гидродинамических характеристик буксируемых в нем моделей, был Уильям Фруд.

После службы в комитете по изучению военно – морских проектов Фруд в 1868 году предложил Британскому Адмиралтейству ряд экспериментов с использованием моделей для определения физических законов, управляющих полноразмерными кораблями. Вскоре Фруд загорелся идеей построить свой собственный испытательный бассейн, где он мог бы работать без помех и замечаний непонимающих зрителей. Его предложения было приняты в 1870 году, и вместе, близком к Торквею, опытовый бассейн был построен. Годы 1871 – 1872 явились поворотными в Мировой истории судостроения, потому что построенный Уильямом Фрудом первый в мире опытовый бассейн позволил ему провести модельные испытания и систематизировать их результаты. Это было важно, потому что именно в то время паровой двигатель стал заменять парус, как главную силу движения, и стало насущной потребностью предварительное определение мощности, необходимой для движения судна с заданной скоростью. Еще до 1859 года

Уильям Фруд начал проводить эксперименты по определению сопротивления на малых моделях судов на реке Дарт. С 1859 года он проводил эксперименты с моделями кораблей у себя дома. Сначала в Пейгнтоне, а потом в опытовом бассейне в Торквее. В 1861 году Фруд отправил в институт военно – морских архитекторов статью, которая оказала большое влияние на проектирование кораблей. Фруд считал, что сопротивление трению и волновое сопротивление следуют различным законам, поэтому он начал буксировать доски различной шероховатости, полностью погруженными в воду. Это дало ему возможность установить зависимость, которая предсказывала сопротивление трения корпуса с достаточной точностью, и сформулировать закон, известный как закон подобия Фруда. **Этот закон гласил, что сопротивление движению судна, в которое входит и волновое, равно произведению сопротивления движению его модели на куб их геометрического масштаба подобия, при этом скорость движения судна равна скорости буксировки модели, увеличенной на корень квадратный из масштаба геометрического подобия.**

Этим законом Фруд нашёл надёжный способ оценки мощности, требуемой для того, чтобы корпус судна двигался с заданной скоростью.

Морское превосходство Англии, как морской державы в период Викторианского периода, явились уплатой долга пионерской работе Фрудов (Уильяма и сына Роберта). Изданные ими статьи используются до наших дней, поскольку в них даются фундаментальные решения основных задач исследования моделей кораблей, а в наше время и гидросамолётов. Фруд дал научный подход к разработке корпуса винта, что существенно для их усовершенствования. Используя труды Фруда, британский флот эффективнее других флотов передвигался в мировом океане. Интересно еще и то, что картина волнообразования, данная Фрудом, схватывает характеристики судовых волн так точно, как будто это сегодняшний уровень, что является свидетельством таланта Фруда, как наблюдателя.

Особенности моделей для гидродинамических испытаний в гидроканалах;

Модель, для исследования её гидродинамических характеристик в гидроканалах, должна быть соответствующих размеров, веса, момента

инерции (J_z), качества изготовления и иметь все необходимые конструктивные устройства, для соединения с буксировочным устройством (тележкой гидроканала).

Максимальная скорость движения буксировочной тележки, ширина рабочего проема гидроканала и его рабочая длина определяют в основном геометрические размеры модели. Наиболее критической является длина рабочей части и максимальная скорость движения тележки. Очень важен промежуток времени, допустимый по безопасности, при движении тележки на максимальной скорости, поскольку физические процессы на модели должны быть установившимися. Произведя измерения исследуемых параметров, на установившемся режиме движения, мы получим их значения. Все испытания моделей гидросамолётов и самолётов – амфибий ТАНТК им Г.М. Бериева были проведены в гидроканале **ЦАГИ**.

При буксировочных испытаниях моделей определялись следующие гидродинамические характеристики:

- гидродинамическое сопротивление движению модели;
- гидродинамическое качество;
- верхняя и нижняя границы устойчивости глиссирования;
- заливаемость надводных частей модели и
- Брызгообразование условиях штиля и при движении на волне;
- избыточные вертикальные перегрузки в центре тяжести модели, в носовой и кормовой части лодки;
- вертикальные перемещения центра тяжести модели;
- углы хода модели (дифферента) и размахи угловых колебаний модели в вертикальной плоскости.

Гидродинамическое сопротивление, зоны устойчивости глиссирования, заливаемость надводных частей, вертикальные перемещения центра тяжести, размахи угловых колебаний по дифференту, согласно предыдущим гидродинамическим исследованиям, имели свои максимальные значения до достижения скорости 0.8 скорости взлета.

Было известно, что для исключения масштабного эффекта, искажающего исследуемые параметры на модели, ширина днища лодки модели в зоне

первого редана должна быть не менее 180 мм и это необходимо было учитывать при выборе геометрического масштаба подобия.

Недостающие данные на скоростях движения от 0,7 до 1,0 (скорости взлёта) определялись испытаниями крупномасштабных моделей на открытом водоеме.

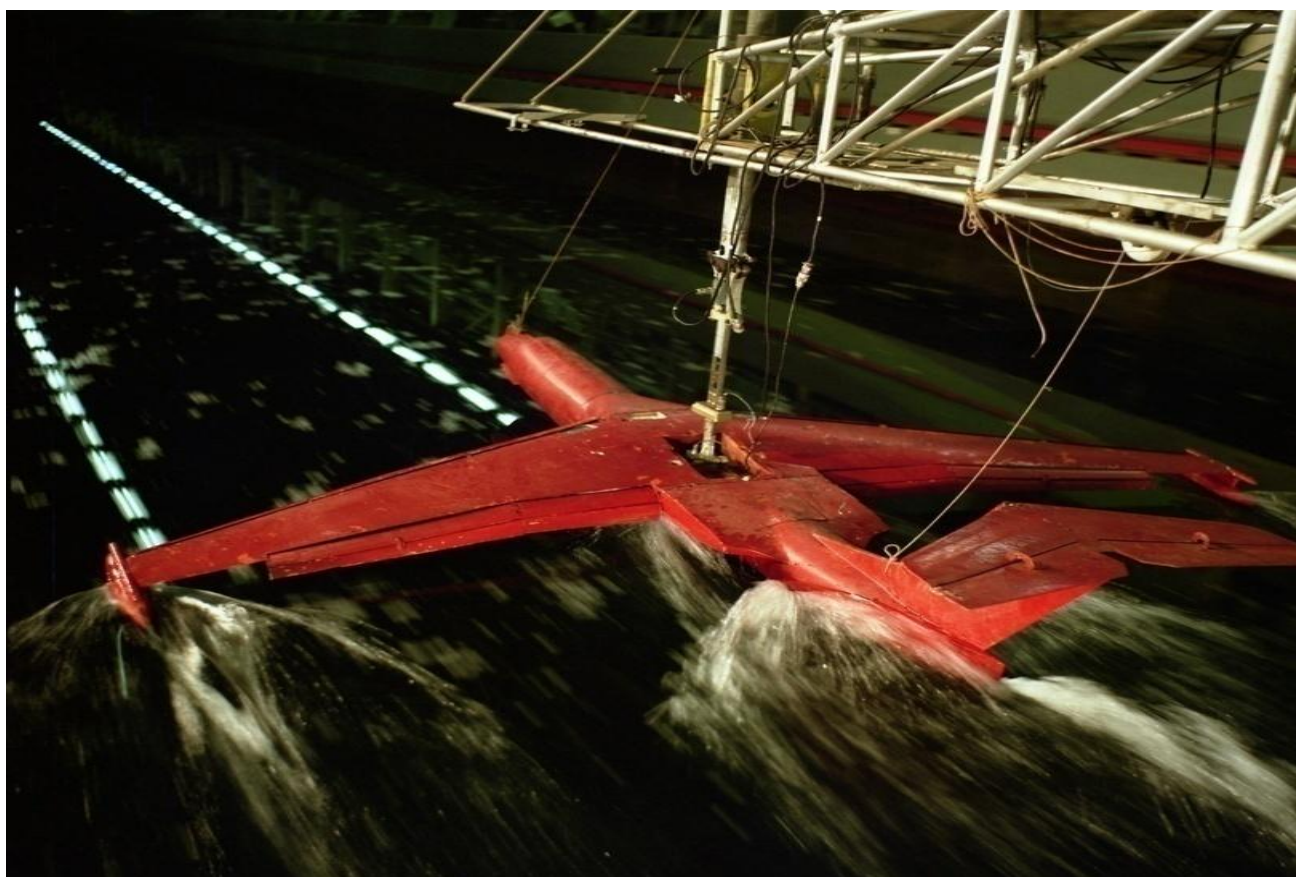
Внешние обводы моделей всегда соответствовали теоретическим чертежам натурального самолёта. Наибольшее отклонение при этом не превосходило 1.0 мм на ширине первого редана лодки. Остальные размеры моделей имели отклонения не превышающие 5%.

Модели в основном изготавливались из деревянных комплектующих (брусков, авиационной фанеры). Отклонения от теоретических обводов натурального самолёта допускались в верхней части носовой части кабины (устанавливалась сверху небольшая горизонтальная площадка и вертикально шпилька, для установки переносных грузов). Аналогичная шпилька устанавливалась горизонтально на киле, выше ватерлинии модели, необходимая также для установки переносных грузов.

В зоне центра тяжести модели (**Ц.Т.**), в верхней части лодки, устанавливалась горизонтально специальная стальная плитка. Размеры этой плитки и отверстия с резьбой, для присоединения модели к буксировочной тележке гидроканала задавались требованиями **ЦАГИ**. Плитка располагалась в координатах **Ц.Т.** по оси «**ОХ**» и «**ОУ**». Буксировочную штангу можно было установить как в координатах предельно передней центровки, так и в координатах предельно задней центровки модели. Из-за этого в верхней части лодки модели, в зоне **Ц.Т.**, имелся «колодец». Его размеры выбирались с учётом возможных колебаний модели по углу дифферента при буксировках в штиль и на волне (модель при этом не должна упираться в буксировочную штангу тележки).

Такие параметры как вес «**G**» и момент инерции «**J_z**» также имели свои допуски. Вес выдерживался с высокой точностью, той которую позволяли динамометры. Что касается момента инерции, то согласно исследованиям, его отклонение, от необходимого по подобию, допускались до $\pm 15\%$ (лучше в сторону уменьшения). При изготовлении моделей применялись водостойкие клеи, покрывалась вся внутренняя поверхность лодки герметизирующими лаками, красками. Внешние поверхности моделей, особенно днища лодки, шпаклевались и зачищались до гладкого состояния, а затем покрывались краской. Для транспортировок моделей и удобств, при

работе с ними в условиях ангаров, каждая модель имела свои ложементы. Обычно съёмными были крыло и его поплавки, горизонтальное оперение. Киль и корпус лодки (фюзеляж) были не разборными. На фиг 68а приведена фотография движения модели самолета – амфибии А-40 гидроканале ЦАГИ с постоянной скоростью, на одном из режимов. На фотографии виден колодец в центре лодки и установленная в колодце штанга буксировочной тележки.



Фиг 68а.

- Особенности моделей для гидродинамических испытаний на открытых водоёмах.

Прежде чем написать особенности моделей гидросамолётов и самолётов-амфибий для определения их мореходных характеристик, методом

испытаний на открытом водоёме, рассмотрим необходимость таких испытаний. Какие преимущества даёт этот метод испытаний, и какие имеет недостатки?

К преимуществам метода можно отнести:

- определение мореходных характеристик моделей в условиях реального волнения, где частотный и энергетический спектр практически соответствует натурному;

- процесс брызгообразования и заливаемости надводных частей модели значительно ближе к натурному;

- возможность получить избыточные вертикальные перегрузки

модели « Δn_y »;

- перемещения ее центра тяжести «ЦТ» по вертикали $\frac{2h_{\text{ЦТ}}}{h_{3\%}}$ и размахи

колебаний по углу дифферента $2A_\phi$ на волне, в диапазоне скоростей, где они имеют свои максимальные значения на скоростях (0,7-0,85) от скорости взлета.

К недостаткам этого метода можно отнести:

- отсутствие возможности получить гидродинамическое сопротивление модели;

- можно измерить только аэрогидродинамическое сопротивление с точностью $\pm 10\%$;

- крайне редкое присутствие на водоемах истинных штилевых условий;

- наличие ветра на водоемах;

- невозможно получить скорость катера-буксировщика близкой к нулевой, из-за большой мощности двигателей.

В сравнении преимуществ и недостатков методов перевешивают преимущества.

Ведь они дают возможность получить те данные, которые иметь в гидроканале практически нет возможности в диапазоне скоростей (0,7 – 1,0) скорости отрыва.

Но в гидроканале есть свои преимущества. Гидроканал ЦАГИ прежде всего наука, без которой невозможно правильно выполнить необходимые гидродинамические испытания динамически подобных моделей гидросамолётов.

В нём нет проблем по созданию для модели штилевых условий.

В этих условиях определяется гидродинамическое сопротивление модели.

Зная его, легко определяется гидродинамическое качество модели ($K_r = \frac{\Delta}{w_r}$), характеризующее гидродинамическое совершенство обводов днища лодки модели. Обычно считалось удовлетворительным иметь значение гидродинамического качества равным 4,5. У самолёта – амфибии А-40 оно составляло 4,7 – 4,8.

В условиях штиля также определяется верхняя и нижняя зоны устойчивости глиссирования. Эти зоны ярко выражены до скорости 0,7 скорости отрыва. Их можно определить в гидроканале. С учётом вышеизложенного, испытания гидромоделей проводятся как в гидроканале **ЦАГИ**, так и на открытом водоёме. Модели для открытого водоёма были по геометрическим размерам значительно больше моделей для гидроканала (более чем в два раза).

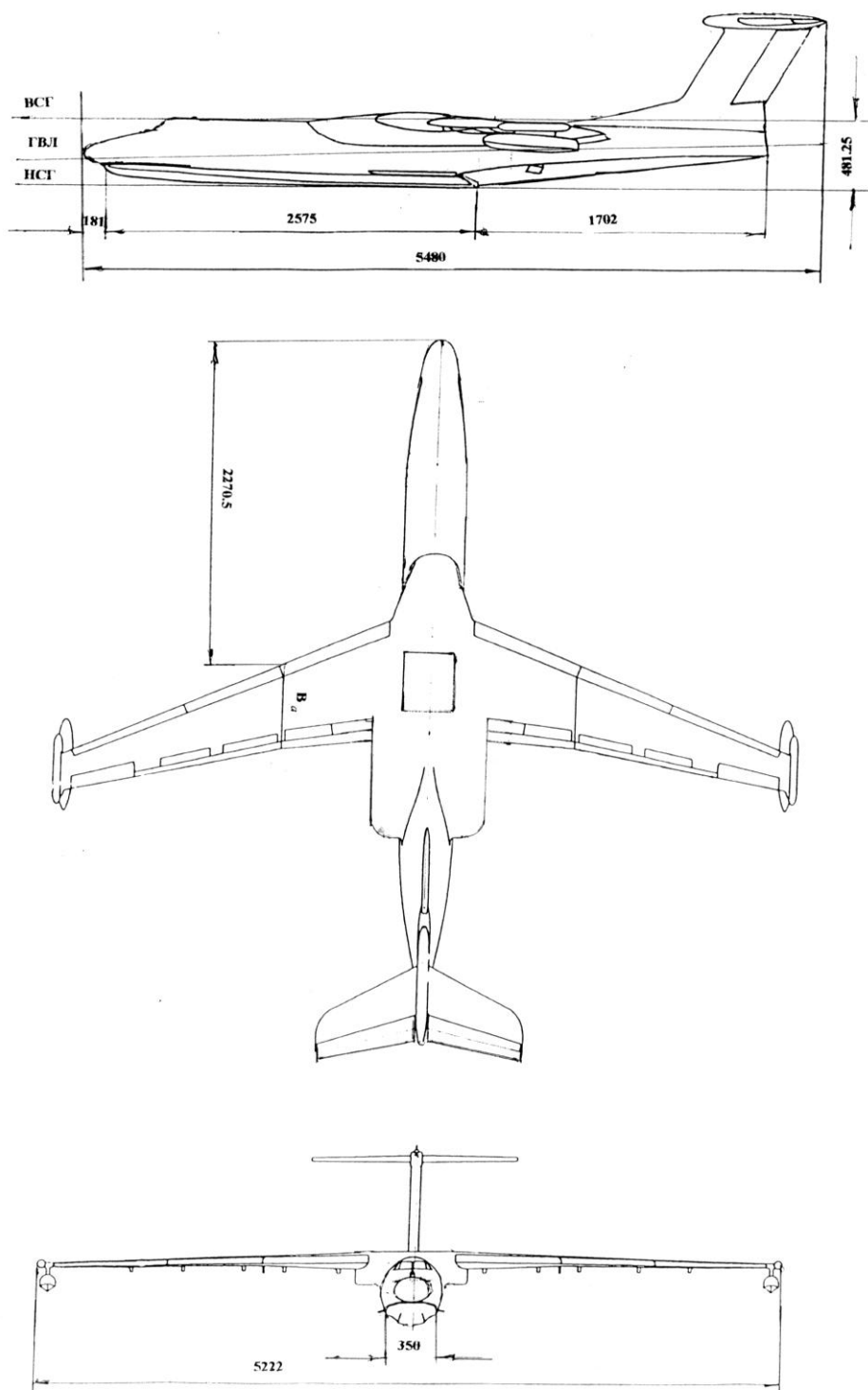
На фиг 69 приведена модель самолёта – амфибии А - 40, для испытаний на открытом водоёме. Размах крыла модели составлял 5222 мм. Её вес был в 4,5 раза больше чем подобная модель этого самолёта для испытаний в гидроканале ЦАГИ. В носовой части лодки, по линии **ВСГ** была установлена площадка для установки на неё безинерционного угломера, по которому визуально фиксировались углы дифферента модели, при её движении в условиях штиля. В зоне **Ц.Т.** модели был установлен колодец. На дне колодца имелась горизонтальная стальная плитка для установки на неё буксировочной тяги. Глубина установки плиты соответствовала вертикальной координате **Ц.Т.** модели. Плита позволяла установить буксировочную тягу в предельно передней центровке модели по оси «**ОХ**», так и в предельно заднем положении. В носовой части модели была вертикально установленная шпилька, для переносных грузов (в виде плоских круглых стальных плиток). Аналогичная шпилька была установлена горизонтально на киле, выше ватерлинии модели.

Модель изготавливалась из деревянных заготовок различных пород, авиационной фанеры, различной толщины и необходимых стальных элементов конструкции. Все внутренние поверхности модели тщательно герметизировались (лаки, смолы, краски и спецгерметики для дерева). Внешние обводы днища лодки, крыла, поплавков, горизонтального и вертикального оперений соответствовали теоретическим, разработанным для натурного самолёта.

Внешние поверхности шпаклевались и тщательно зачищались и контролировались шаблонами, изготовленными с высокой точностью.

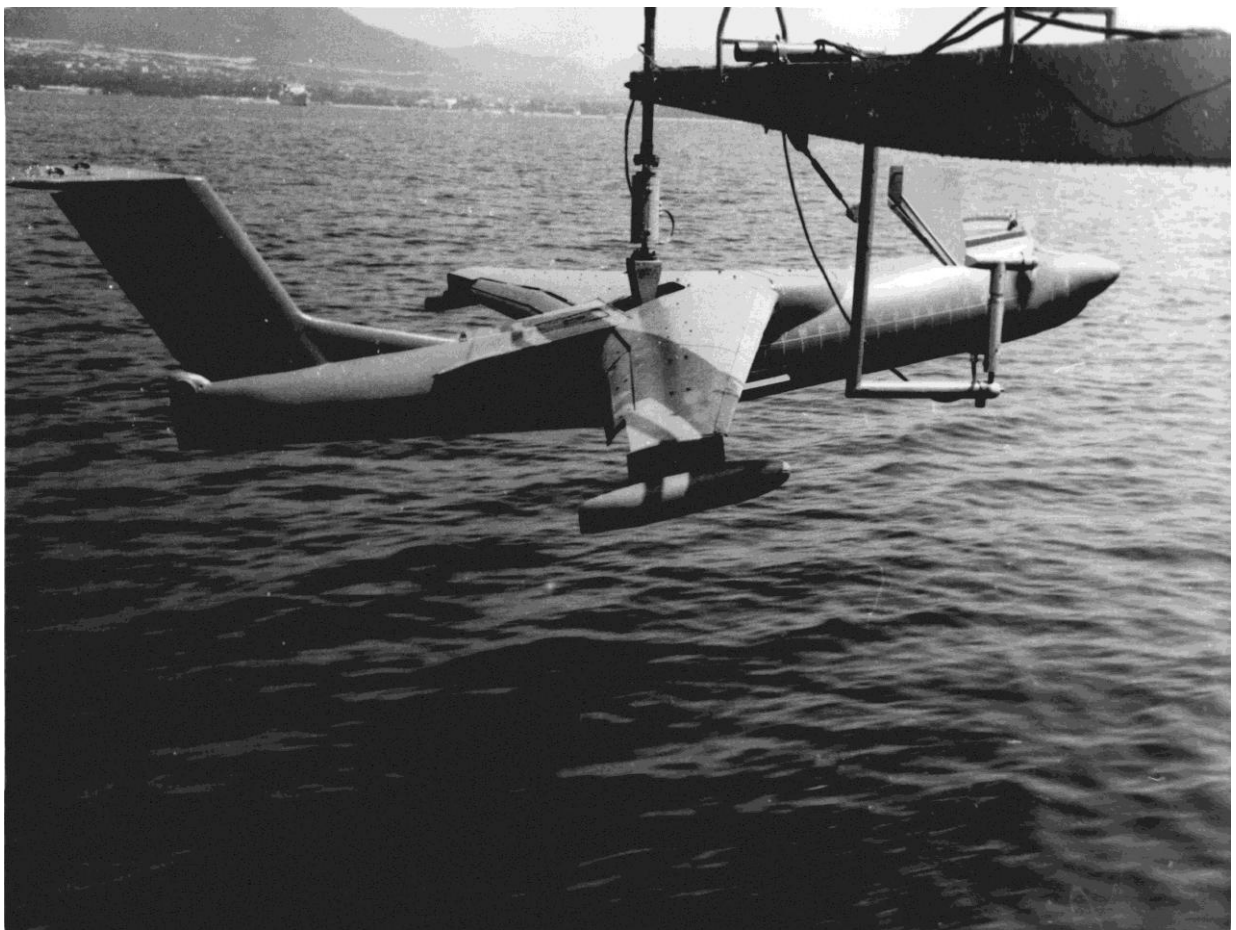
Для доводки аэродинамических характеристик модели до полученных продувками в аэродинамической трубе **ЦАГИ Т-102**, угол отклонения предкрылков крыла был уменьшен с 25° до 13° , а площадь рулей высоты увеличена на **100%**. Эти изменения были вызваны необходимостью иметь у модели те же значения $C_y=f(\alpha)$ и $m_z=f(\alpha)$, что и в продувках модели в **ЦАГИ**. Для этого приходилось проводить специальные аэродинамические испытания модели на открытом водоеме, подвешивая модель на спецтензоэлементе и двигаясь с ней над водной поверхностью с различными скоростями, при незначительном встречном ветре и приемлемых условиях волнения на акватории. Модель имела съёмное крыло и горизонтальное оперение.

Реверсивный электродвигатель применялся для управления рулём высоты модели. С помощью этого управления модель успешно выводилась на необходимые углы дифферента в диапазоне скоростей движения **(0,6 – 1,0)** скорости взлёта.



Фиг 69. Общий вид модели самолета- амфибии А - 40 для испытаний на открытом водоеме.

На фиг 70 приведена фотография подвешенной на тензоэлементе модели самолёта – амфибии А - 40, при её аэродинамических испытаниях. На фиг 71 приведен сравнительный график аэродинамических характеристик модели самолёта – амфибии А - 40 полученных при испытаниях в трубе **Т-102 ЦАГИ** и крупномасштабной модели этого самолёта.

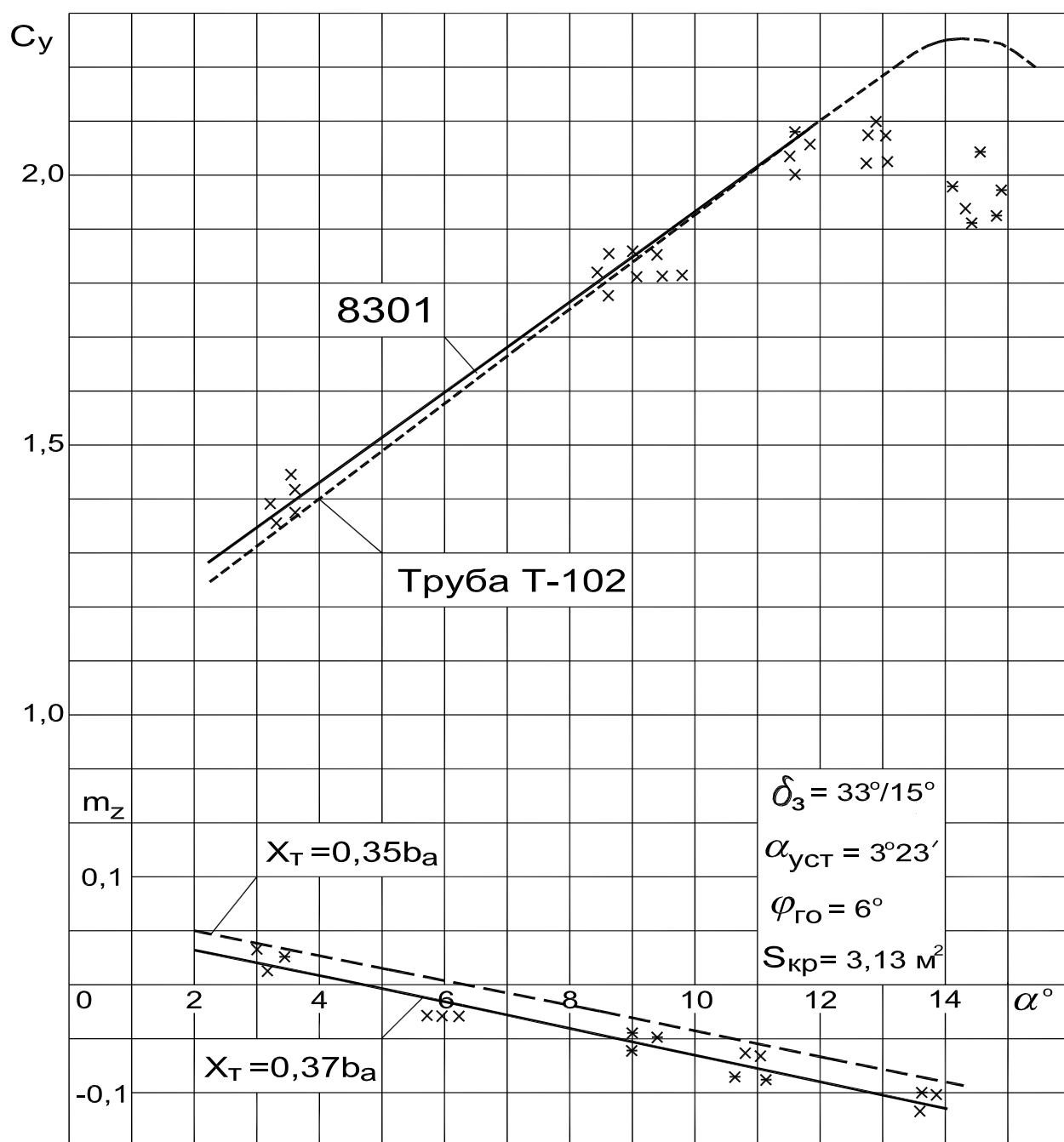


Фиг 70. Модель самолёта-амфибии А - 40, подвешенная на тензоэлементе.

На графике фиг 71 видно, что основное расхождение по $C_y = f(\alpha)$ наблюдается на углах атаки крыла больше 13° , а расхождений в $m_z = f(\alpha)$ нет (разница в Ц.Т. по «ОХ»).

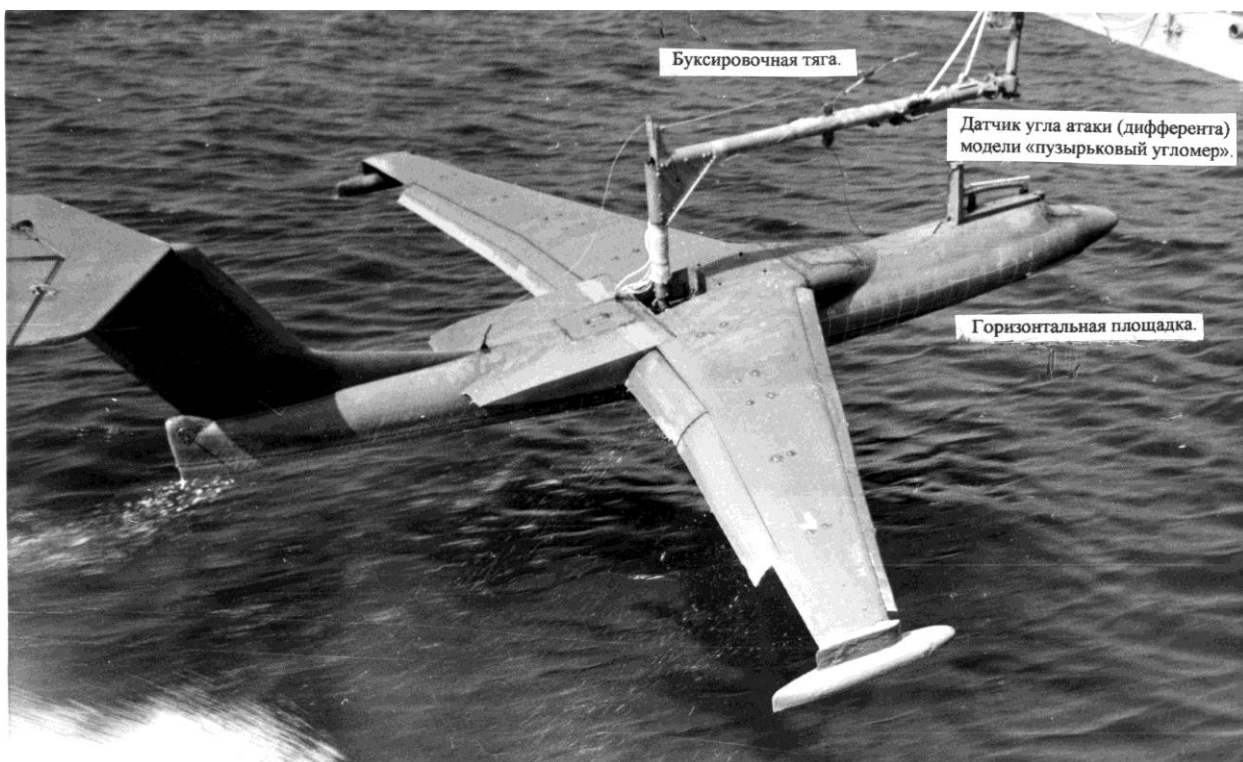
Результаты этих незначительных расхождений являются следствием влияния чисел Рейнольдса. При малых числах Рейнольдса безразмерные характеристики существенно отличаются от характеристик, полученных при больших числах. В связи с этим на модели увеличивалась площадь рулей высоты, а отклонение предкрылков крыла было значительно меньше (в два раза). Эти данные необходимо было иметь, поскольку без соответствующей подъемной силы крыла и продольной аэродинамической устойчивости нет смысла определять гидродинамические параметры модели. Когда уверен в правильности аэродинамических характеристик модели, все её неустойчивые движения на воде принимаются как влияние сил гидродинамического происхождения и причины в таком случае разыскивают в области гидродинамики модели.

Таким образом, перед гидродинамическими испытаниями модели методом её буксировки на воде, необходимо выполнить её аэродинамические испытания, определив значения её аэродинамических характеристик и характер их изменений. Для гидроканала это выполнить проще, поскольку, определив подъёмную силу модели на каждой установившейся скорости тележки, легко найти разницу между данными продувок модели в аэродинамической трубе и данными буксировок модели тележкой. В гидроканале на каждой установившейся скорости движения модели на воде, к её центру тяжести прикладывается вертикальная разгрузка с помощью тросовой проводки, блока и груза в виде гири. Для каждой скорости буксировки определяется свой груз. Для открытых водоёмов это осуществить очень сложно. Все же лучше изготовить большую модель и закрыть аэродинамику модели, одновременно выигрывая и в реальности её гидродинамических характеристик.

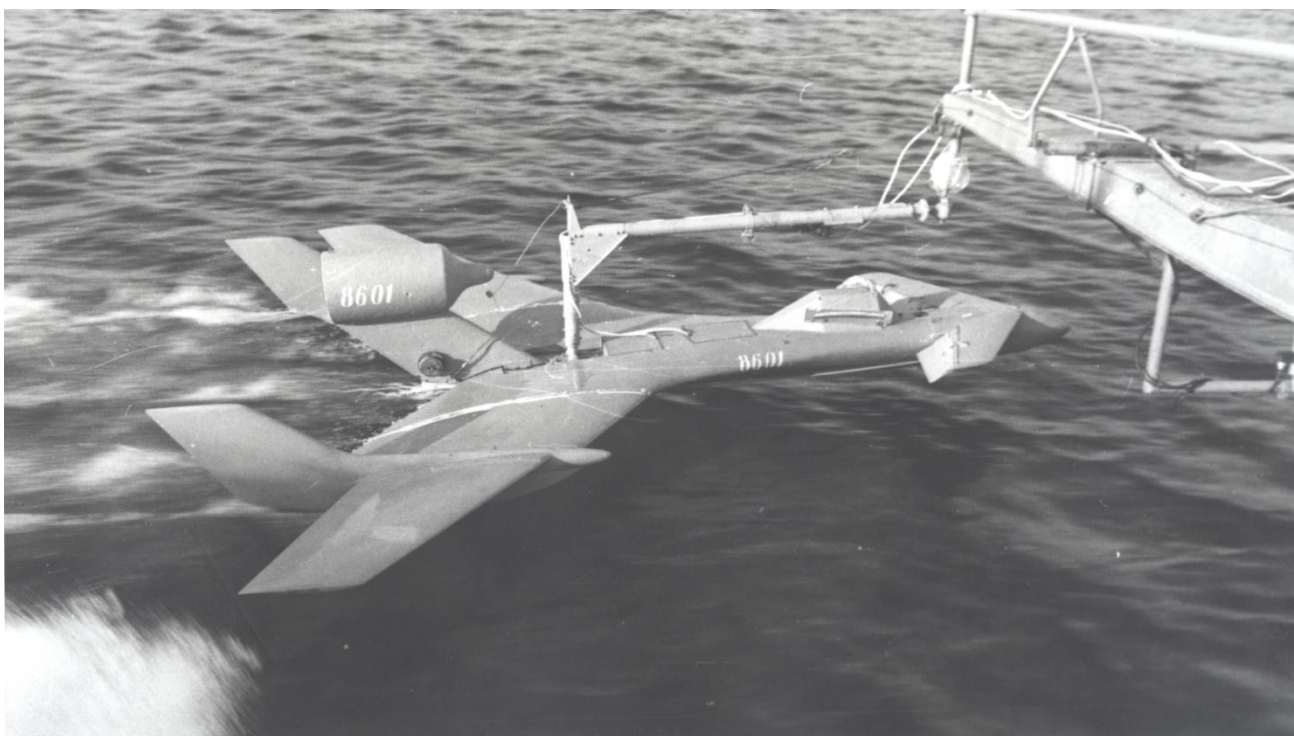


Фиг 71. Аэродинамические характеристики модели самолёта- амфибии А-40 для открытого водоема.

На фиг 72 приведена фотография модели самолёта А - 40 взлетающая с воды, где видны горизонтальная площадка в носовой части, безинерционный (пузырьковый) угломер (φ°), буксировочная тяга. На фиг 73 – на взлёте с воды одна из моделей гидросамолетов проектов **Богатырева А.Г.**



Фиг 72. Модель самолёта – амфибии А - 40 на взлёте с водной поверхности.



Фиг 73. Модель проекта гидросамолёта Богатырева А.Г. на взлёте с воды.

§21 Оборудование для исследования гидродинамических характеристик моделей гидросамолётов на открытых водоёмах.

Для испытаний моделей гидросамолётов на открытом водоёме применяют различное оборудование, приборы и приспособления, датчики, средства передвижения на воде и суше, буксировочные средства и устройства. Всё зависит от поставленных задач. Приходится применять даже самолётные турбостартеры. Первыми были применены турбостартеры **ТС-12М** на моделях самолёта – амфибии **ВВА - 14** и **14М1 - П (Р.Л. Бартини)**, а затем турбостартеры **ТС-20**, для радиоуправляемой модели самолёта – амфибии **А - 40**. Перечень оборудования может быть обширный. Все представить в этом обзоре нет смысла. Поэтому ниже приводится описание того оборудования и приспособлений, которые являются наиболее важными для представления и которые были основными при проводимых испытаниях, например **ТАНТК**, испытаниях на своём открытом водоёме.

К такому оборудованию и устройствам можно отнести:

- Буксировочный катер;
- Буксировочное устройство, устанавливаемое на катере;
- Устройство для спуска катера на воду и подъем его из воды;
- Оборудование системы измерения скорости катера относительно воды и воздуха;
- Волномеры для определения параметров волнения в зоне испытания модели на водоеме;
- Устройство подвески модели самолета **ВВА - 14** с 12 вертикальными соплами от 6 турбостартеров **ТС - 12М**;
- Буксировочное устройство катера-буксировщика с турбостартером **ТС - 12М**, для поддува его горячих газов под центроплан модели самолёта **14М1 - П** ;
- Модели **ТАНТК** для испытаний на открытом водоёме.

Кроме перечисленного оборудования использовалось и другое оборудование:

- Инструменты и приспособления для ремонта моделей;
- Тележки для доставки моделей к воде и съемного оборудования к катеру-буксировщику, находившемуся у пирса;
- Надувные лодки на 3-4 человека с веслами (ЛАЗ-5М), для доставки модели по воде до катера-буксировщика;
- Различного типа датчики, динамометры, теодолит;
- Наземный транспорт.

Катер – буксировщик.

Катер – буксировщик (в дальнейшем – катер) относится к самому важному и необходимому техническому устройству для проведения испытаний моделей, путём буксировки их на воде открытого водоёма.

Катеров было много, много их и сейчас, но не каждый катер может соответствовать требованиям, предъявляемым к нему для успешного исследования мореходных характеристик моделей.

Как было представлено выше, размеры моделей для испытаний на открытых водоёмах имеют большие размеры, вес, взлётные скорости. Были приведены обоснования выбора таких параметров.

В связи с этим, катер для буксировки моделей ТАНТК на открытых водоёмах должен был соответствовать следующим требованиям:

- Иметь максимальную скорость движения на воде больше скорости взлета буксируемой модели на (10-15)% - это 24 - 25м/сек;
- Вес катера должен значительно превосходить вес буксируемой модели;
- Время выхода катера на скорость взлёта модели с воды должно быть меньше, требуемого по динамическому подобию модели к натуре;
- Катер не должен иметь продольные колебания по углу дифферента

и крену превышающие $\pm 1^\circ$, при движении на ветровой волне высотой до 0,5 метра;

- Минимальная скорость катера должна быть близкой к нулевой;
- Катер должен быть оснащен генераторами постоянного и переменного тока, для обеспечения аппаратуры измерений электропитанием;
- На катере кроме штатной команды должна размещаться команда экспериментаторов, ведущая гидродинамические исследования;
- На катаре кроме измерительной аппаратуры должны размещаться надувная лодка и волномер;
- Диапазон изменения угла дифферента катера при наборе скорости от стартовой до максимальной должен быть минимальным (1-2)°.

Такой катер был, который отвечал основным перечисленным требованиям. Некоторым требованиям он не удовлетворял. К числу их относилось требование иметь как можно ближе к нулю минимальную устойчивую скорость движения на воде. Наличие необходимых генераторов тока и удобств, для размещения экспериментальной группы.

Это был торпедный катер типа «Комсомолец» 1953 года выпуска. На нем были два дизельных двигателя мощностью по 900 л.с. каждый. После выработки ресурса в 1972 году двигатели были заменены на другие, но большей мощности (по 1200 л.с. каждый), поскольку промышленность уже не выпускала прежние двигатели.

Минимальная скорость катера составляла (4,9 – 5,1) м/с, а максимальная – 25,7 м/с (93 км/час). После замены двигателей скорости катера выросли и минимальная скорость составляла (5,6 – 5,8) м/с а максимальная – 30 м/с (108 км/час).

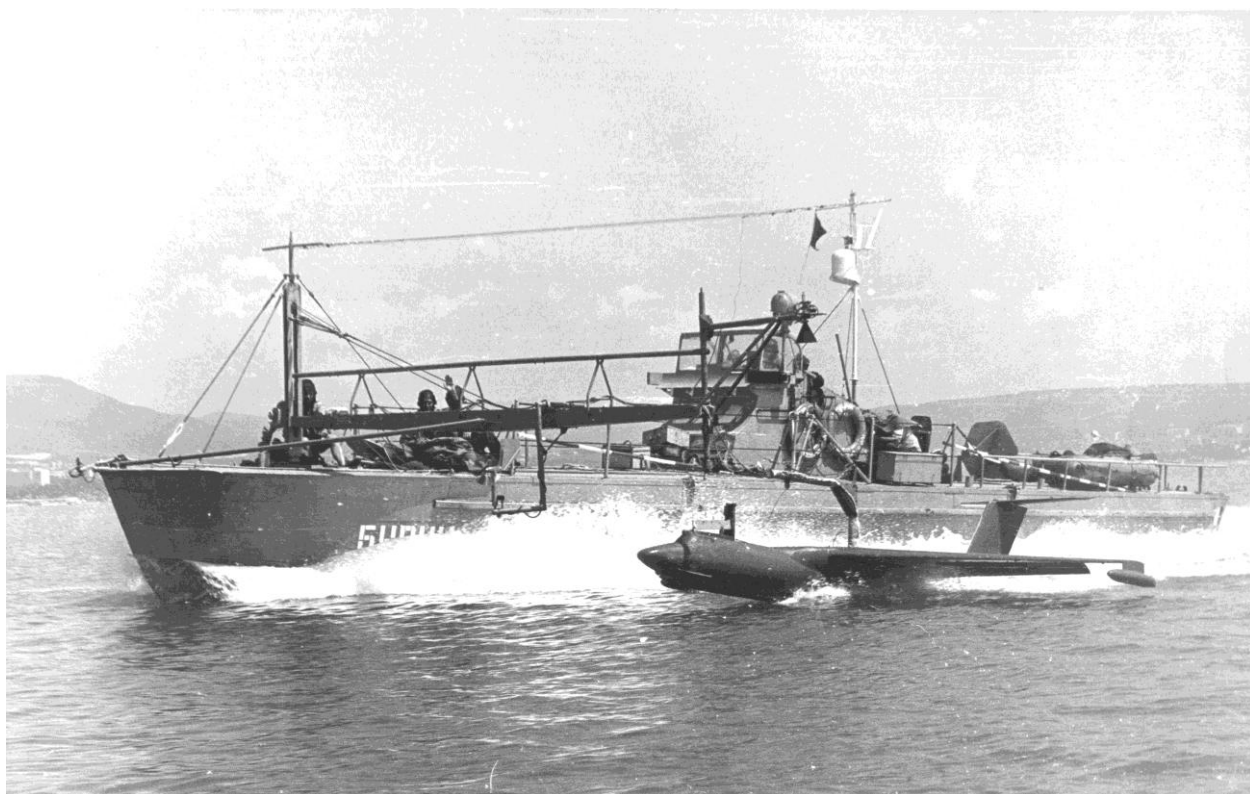
Водоизмещение катера равнялось 18,6-21,5 т. Угол крена катера на один градус мог вызвать момент 320 кгм/град. При движении катера на воде с

нарастанием скорости (от минимальной до максимальной) изменение угла дифферента катера было незначительным (1-1.5)°.

Катер имел следующие размеры и осадку:

- Длина катера по ГВЛ - 18,26м;
- Длина катера по палубе - 19,26м;
- Ширина по ГВЛ - 3,6м;
- Ширина по капитанской рубке - 3,2м;
- Максимальная высота - 1,965м;
- Осадка при полном водоизмещении – 0,78м – средняя, в носу – 0,57м, в корме 1,35м с винтами.

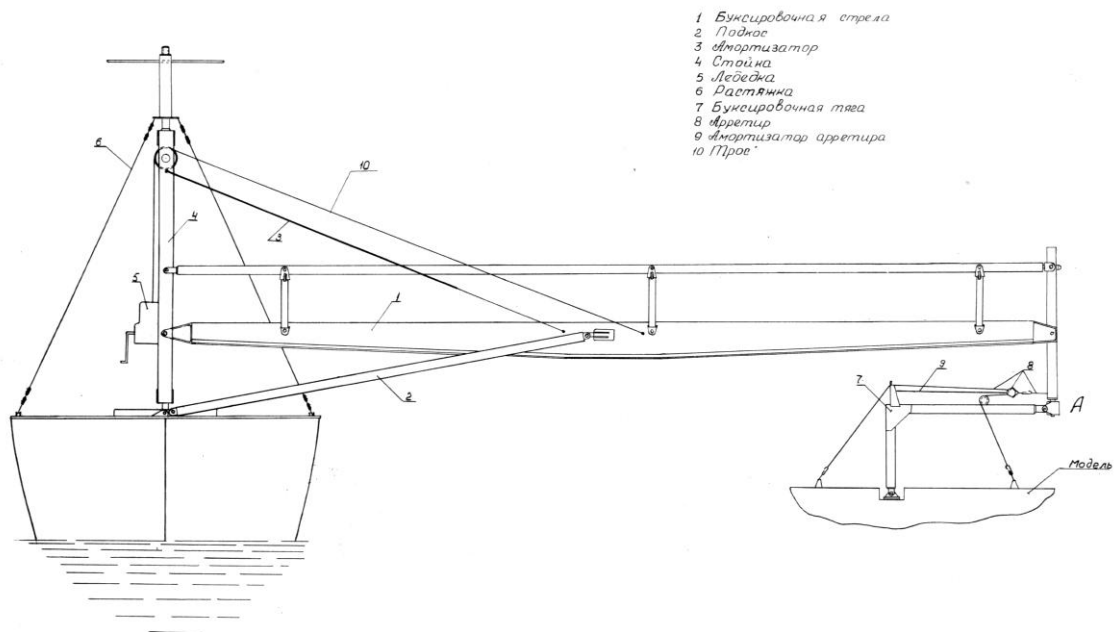
Катер был доработан производством **ТАНТК**. С него было снято все ненужное оборудование, как во внутренних отсеках катера, так и на палубе. С оборудованием, установленном на нём для буксировок на воде моделей, катер имел вес не превышающий 19 т. На фиг 74 приведена фотография катера в движении с моделью самолёта – амфибии А - 40.



Фиг. 74 Катер «Бурун» в движении с буксируемой моделью.

В соответствии с динамическим подобием к натурному самолёту - амфибии А - 40, его модель, буксируемая катером «Бурун», должна была взлетать с воды при разгоне катера за 21 - 22 секунды. На практике катер обеспечивал такой темп набора скорости и поэтому записи параметров на модели, в случаях её движения с ускорением, от скорости равной нулю до скорости взлёта, принимались как действительные.

На фиг 75 представлена схема буксировочного устройства, которое устанавливалось на катере. На схеме указаны все её основные элементы конструкции.



Фиг 75. Схема буксировочного устройства катера «Бурун».

Такие катера использовались для буксировок моделей на открытых водоёмах **ТАНТК им. Г.М. Бериева, ЦАГИ и ЦНИИ – 30** (Снкт-Петербург).

В наше время такой катер находится в эксплуатации только на открытом водоёме **ЦАГИ**.

§ 22 Современные расчётные методы определения внешних гидродинамических нагрузок на днище глиссирующего гидросамолёта.

Для численного моделирования обтекания глиссирующего по свободной поверхности воды тела используют программы, основанные на решении уравнений Навье-Стокса - **ANSYS, NUMECA, FlowVision** и другие. Процесс вычисления состоит из построения внешней поверхности гидросамолёта, построения расчётной модели, задания расчётных условий и процесса выполнения моделирования взаимодействия тела и среды (лодки гидросамолёта и воды).

Проблемы для пользователей представляют задание внешней геометрии гидросамолёта в виде «твёрдотельной модели», обычно создаваемой в графических пакетах (**Unigraphics, Компас, CATIA** и других). «Твёрдотельная модель» представляет собой математическое описание замкнутой поверхности тела.

Время выполнения моделирования обтекания существенно зависит от глубины постановки задачи моделирования и возможностей вычислителя (компьютера) с программой. Задача обтекания может учитывать как влияние воды на лодку, так и влияние воздуха и моделирование свободной поверхности возмущенной воды. Чем подробнее требуется распределение нагрузок на поверхность, тем более подробная нужна расчётная модель.

Моделирование может выполняться как для жесткого тела (тело не изменяет формы от взаимодействия со средой), так и для деформируемого, учитывающего прочность и деформируемость конструкции в каждый расчётный момент времени.

В процессе моделирования взаимодействия лодки и среды подробно разбивается поверхность тела на требуемые участки и среда (вода и воздух) разбивается на малые объёмы в расчётной области, для начального положения поверхности воды, воздуха и тела.

В задаче для расчёта можно задать фиксированное положение тела к свободной поверхности и в процессе решения получить нагружение, как тест гидрокнала. Можно в расчёте отпустить тело и оно само будет

балансироваться по погружению и танажу в зависимости от скорости движения.

В процессе расчёта происходит вычисление всех деформаций заданных элементарных объёмов среды (и возможно элементов конструкции тела) за заданный шаг расчётного времени. В решении учитываются как свойства воды и воздуха (вес, плотность, вязкость, смачиваемость, поверхностное натяжение и весомость жидкости и др.). Для корректности вычисления шаг расчёта при моделировании выбирается малым, чтобы обеспечивалось изменение всех деформаций среды и тела в пределах наименьшего объёма заданного в разбивке модели.

На каждом шаге расчёта получается как изменение всей среды, так и изменение всех элементов разбитого тела (изгибы конструкции, изменение свободной поверхности и возмущенные волны). Повторение шагов выполняется до заданного времени, либо до некоторого установившегося или мало меняющегося состояния. Время установления решения при моделировании близко к физическому времени в экспериментах.

Сам процесс вычислений зачастую намного превышает физический эксперимент. Можно сохранять различные расчётные величины в процессе вычислений и после окончания моделирования провести анализ нагружения, частот прохождения максимумов и многое другое, что в экспериментах не всегда возможно или сложно.

Так можно представить, что подробная сложная модель требует большого количества вычислений, что обеспечивается распараллеливанием вычислительных алгоритмов и включения большого количества вычислительных процессоров (вычислительных кластеров, например кластер **МГУ «ЛОМОНОСОВ»**, кластер **ТТИ ЮФУ** и др.) - исследовательские кластеры. В настоящее время кластеры инженерного уровня выпускают как производители компьютеров, так и специализированные фирмы например «Т-системы», которые могут включать до 1000 процессорных «ядер». Уравнения Навье-Стокса в разных программах решают разными методами и для решения одной задачи в разных пакетах существенно разные сетки разбиения расчётной среды и подвижного тела, что требует дополнительных программ строителей сеток и обучения правилам построения расчётных моделей.

Перечень технической литературы:

- 1 Патрушев А.Н. Гидромеханика, ВМФ, 1953 г.;
- 2 Косоуров К.Ф. Теоретические основы гидроавиации. Воениздат, 1961 г.;
- 3 Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике, 1976 г.;
- 4 Седов Л.И. О масштабном эффекте и наивыгоднейших соотношениях при глиссировании. ЦАГИ, вып 439;
- 5 Эпштейн Л.А. Методы теории размерности и подобия. Судостроение 1970г.;
- 6 Эпштейн Л.А. Влияние формы поперечного профиля днища лодок гидросамолетов на устойчивость. ЦАГИ, вып.583, 1946 г.;
- 7 Тихонов А.И. Определение границ устойчивости глиссирования килеватых пластин. ЦАГИ, вып. 202, 1961 г.;
- 8 Тихонов А.И., Колосов Г.К. Характеристики плоскокилеватых пластин при установившемся глиссировании и при косом входе в воду. Сборник ЦАГИ, 1959 г.;
- 9 Тихонов А.И. Определение границ устойчивости глиссирования килеватых пластин. Техотчет ЦАГИ, вып 202 1961г.;
- 10 Коврижных Л.Д. Вопросы глиссирования килеватых тел. МФТИ, 1978г.;
- 11 Соколянский В.П., Малярова Н.Д. Влияние числа Фруда на стационарные характеристики глиссирования плоскокилеватой пластины с углом поперечной килеватости 20° . ЦАГИ, вып. 1861, 1977 г.;
- 12 Лотов А.Б. Глиссирование и быстрый вход в воду. МФТИ, 1984 г.;
- 13 Лотов А.Б., Соколянский В.П. Погружение слабокилеватого симметричного профиля в жидкость. Ученые записки ЦАГИ, № 6, 1974 г.;

- 14 Эпштейн Л.А., Вольгрот И.Э. О впадине, образующейся при воздействии вертикальной газовой струи на поверхность жидкости.
ЦАГИ, вып. 1061, 1967 г.;
- 15 Логвинович Г.В. Погружение тел в жидкость, удар и глиссирование.
ЦАГИ, вып. 707, 1958 г.;
- 16 Шорыгин О.П. О перегрузках, действующих на клин при симметричном погружении его в жидкость. ЦАГИ, вып. 797, 1960 г.;
- 17 Ремез Ю.В. Качка корабля. Судостроение, 1983 г.;
- 18 Луговский В.В. Нелинейные задачи мореходности корабля.
Судостроение, Ленинград, 1966 г.;
- 19 Болдырев А.А., Двойченков В.В., Дурицын Ю.Г., Журавлев Ю.Ф.
Разработка технических решений, повышающих
эффективность противопожарных самолетов.
Отчет ЦАГИ, 2002 г.;
- 20 Болдырев А.А., Двойченков В.В., Дурицын Ю.Г., Журавлев Ю.Ф., Николаенко А.Г. Рекомендации по снижению давления в подпольном пространстве противопожарного самолета-амфибии Бе-200 в процессе набора воды на режиме глиссирования. ЦАГИ, вып. 1811, 2002 г.;
- 21 Журавлев Ю.Ф., Рыков В.Н., Двойченков В.В., Гуделев А.И.
Оценка эффективности заполнения водяных баков
самолета-амфибии Бе-200 при видоизмененных
водопотоках. ЦАГИ. 2001 г.;
- 22 Журавлев Ю.Ф., Болдырев А.А., Двойченков В.В., Дурицын Д.Ю., Лапин В.М.
Разработка оптимальной системы сброса жидкости с
самолета при пожаротушении. ЦАГИ, вып. 1823, 2003 г.;
- 23 Смирнов В.И. Курс высшей математики. Т. 2, изд. 21-ое, Наука, 1974 г.

- 24 Апухтин П.А. Сопротивление воды движению судов. Ленинград;
- 25 Киселев П.Г. Справочник по гидравлическим расчетам. Ленинград; 1957 г.
- 26 Абромович Г.Н. Прикладная газовая динамика, изд. 2 - е, Москва, 1953 г.;
- 27 Дейч М.Е. Техническая газодинамика. Изд. 2-е, Москва – 1961г.;
- 28 Гернет М.М., Ратобильский В.Ф. Определение моментов инерции.
«Машиностроение», Москва, 1969 г.
- 29 В.Т. Грумондз, Ю.Ф. Журавлёв, Э.В. Парышев, В.П. Соколянский,
О.П. Шорыгин. Гидродинамика и динамика высокоскоростного
движения тел в жидкости. Москва, НАУКА 2013 г.
- 30 Ю.Г. Дурицын, Д.Ю Дурицын. Гидродинамические испытания моделей
гидросамолётов. Таганрог, ул. С. Лазо 5/2. отпечатано
И. П. Ашихмина О.С. 2015 г.
- 31 П.Г. Киселёв. Справочник по гидравлическим расчётам. ГЭИ, Москва –
- Ленинград. 1957 г.
- 32 В.С. Деревянко Применение авиации в отраслях экономики. ПАНХ,
Краснодар. 2002 г.

