

В. Мунро

Проектирование и расчет гидросамолетов

**Москва
«Книга по Требованию»**

В11 **В. Мунро**
Проектирование и расчет гидросамолетов / В. Мунро – М.: Книга по Требованию, 2023. – 147 с.

ISBN 978-5-458-69469-8

Вильям Мунро — автор книги „Проектирование и расчет гидросамолетов" — авторитетный специалист по проектированию и постройке гидросамолетов, долго работавший на заводах Англии, Канады и США. В предлагаемом переводе с английского его труда первые девять глав даны без сокращения. Последние две главы — расчет поплавкового шасси и краткие замечания по общим вопросам проектирования — выпущены, как не представляющие интереса для нашего читателя. Выпущены также таблицы данных о профилях, трубах, заклепках и т. д. употребляемых в английском самолетостроении, так как аналогичные данные применительно к советскому самолетостроению помещен в «Справочной книге по расчету самолета на прочность» (изд. Госмашметиздата, 1933 г.). Таблицы пересчитаны с английских мер на метрические, за исключением некоторых, где это оговорено. Иллюстративный материал весь сохранен в точном соответствии оригиналу. Несмотря на то, что труд Мунро на английском языке издан еще в 1933 г., он и в данный момент представляет несомненную ценность, в первую очередь для молодых конструкторов и учащихся авиационных учебных заведений. Эта одна из немногих книг, рассматривающих как вопросы общего подхода к проектированию самолетов, так и вопросы аэродинамики самолета, его веса, прочности, производства, эксплуатации и экономики.

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

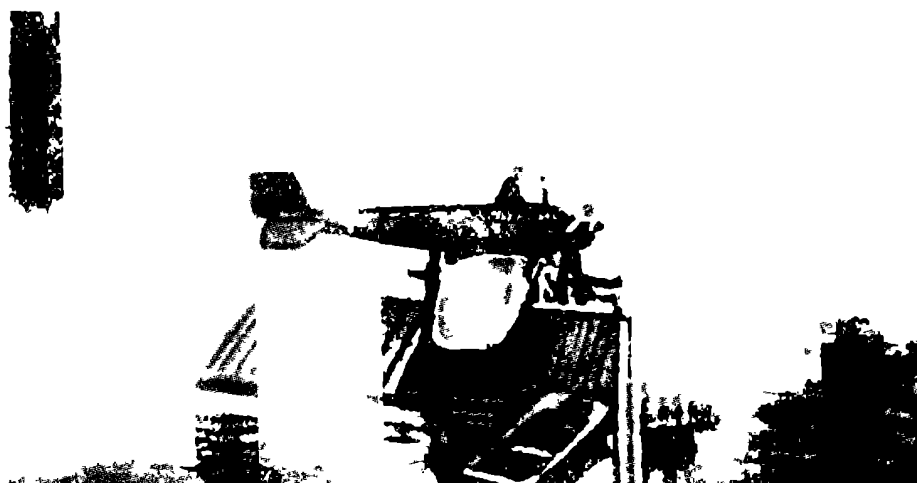
Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

и виде моноплана, так и в виде биплана с очень незначительной разницей в аэродинамических или гидродинамических свойствах, причем высота линии тяги над водой будет примерно одна и та же для обеих лодок.

В новейших конструкциях летающих лодок бипланного типа имеются большие усовершенствования, заключающиеся в устранении целого ряда стоек коробки крыльев и моторных установок.

Моноплан имеет то преимущество, что при эксплуатации он не требует периодической затяжки и регулировки расчалок; преимущество же биплана является большая маневренность машины в воздухе, почему военные лодки по большей части делаются бипланного типа.

Как на недостаток монопланной конструкции можно указать на то, что благодаря более сильным вибрациям монопланного крыла металлические части его больше подвергаются влиянию усталости.



Фиг. 1. У пристани.

Для двухпоплавковых гидросамолетов с полетным весом около 2500 кг в США и в Канаде широко распространена монопланная схема. Объясняется это чисто практическим обстоятельством. Гидросамолеты этого типа применяются на линиях, проходящих через большие сухопутные пространства, пересеченные озерами, на которых погрузочные площадки представляют собой лишь пловучие платформы, возвышающиеся примерно на 0,3 м над поверхностью воды. Моноплан с высокорасположенным крылом может вплотную подойти к платформе этого типа, не опасаясь того, что крыло может быть при этом повреждено, тогда как биплану или моноплану с низкорасположенным крылом при подходе к платформе угрожает опасность повредить крыло (фиг. 1).

Мореходность

Еще один спорный вопрос возникает при предварительном обзоре конструкций летающих лодок, заключающийся в определении необходимой степени мореходности.

В качестве самолета лодка выполняет свои основные функции в воздухе и должна взлетать и садиться на достаточно защищенную

водную поверхность. Построить такую лодку, которая могла бы выдержать штормы Ламанша, Атлантического океана или Великих озер, в настоящее время еще не представляется возможным. По мере увеличения размеров лодок увеличивается их запас пловучести и становится возможным применение водонепроницаемых отсеков, но наличие крыльев создает при ошвартовке лодки большие трудности.

Были случаи, когда пришвартованные лодки „летали“ до тех пор, пока не обрывался причальный трос или не ломался рым.

Увеличивать крепость лодки до такой степени, чтобы она могла отвечать требованиям мореходности в бурную погоду за счет уменьшения платной нагрузки, представляется нерациональным.

Несомненно, летающая лодка или гидросамолет должны обладать достаточной водонепроницаемостью, способностью в случае необходимости рулить в волну к причалу и легко управляться на воде. Этим примерно и должны ограничиваться требования, предъявляемые к летающей лодке как к кораблю.

Более существенные задачи мореходности связаны с отрывом лодки от водной поверхности при взлете. Результаты опытов в трубе, в опытном бассейне и данные испытаний в натуру указывают на значительное усовершенствование конструкций лодок и поплавков за последние десять лет; потребуется упорная работа, чтобы еще более уменьшить водяное и воздушное сопротивление гидросамолетов.

Уменьшение водяного сопротивления означает сокращение времени взлета или же дает возможность увеличить полезную нагрузку самолета.

Обтекаемые формы также необходимы при движении по воде, как и в воздухе.

Остойчивость

Соображения статической и динамической остойчивости повели к дальнейшим вариантам общей схемы конструкции лодочных и поплавковых гидросамолетов.

В спокойном плавании лодка неостойчива в поперечном направлении, и остойчивость ее достигается разными конструкторами по-разному. Английские конструкторы чаще всего применяют подкрыльные поплавки. Другим решением этой задачи являются применяемые Дорнье „штуммеля“ или плавники и двухлодочные гидросамолеты Савойя и Румплер.

В поплавковых гидросамолетах остойчивость достигается или применением двух поплавков (обычный тип английского поплавкового гидросамолета), или же одного центрального поплавка больших размеров, расположенного под фюзеляжем, и двух подкрыльных поплавков типа, применяемого в лодках.

Из этого предварительного обзора начинающий конструктор может вывести заключение, что благодаря значительному количеству способов решений вопросов остойчивости лодок на воде, выбора типа крыла и расположения моторов, никаких основных принципов, могущих оказать ему практическую помощь при проектировании и расчете лодки, не существует.

Однако это неверно. Предположим, что принято определенное решение и мы приступаем к расчету лодки с типично английским корпусом и монопланым крылом; тогда, шаг за шагом, в процессе работы можно будет провести сравнение с другими методами конструирования.

Определение рациональных размеров самолета

Прежде всего необходимо разработать предварительно общую схему конструкции проектируемой машины в трех видах и выяснить следующие основные характеристики:

1. Веса отдельных агрегатов.
2. Нагрузку на 1 м² крыла, нагрузку на 1 л. с. мотора.
3. Крыло — площадь крыла и удлинение.
4. Органы управления — площади: а) элеронов, б) стабилизатора, в) рулей высоты, д) киля, е) руля направления.
5. Лодка: а) ширина, б) длина, в) расстояние от носа до редана, д) расстояние между реданами, е) максимальная осадка, г) запас пловучести, ж) угол начального диферента.
6. Расположение моторов и баков с горючим.
7. Диаметр винтов.
8. Центр тяжести гидросамолета и центр парусности.
9. Высота оперения над поверхностью воды.
10. Обзор (положение летчика).
11. Соединение крыльев с корпусом лодки.
12. Положение подкрыльных поплавков.
13. Положение центра тяжести гидросамолета относительно редана.
14. Угол установки стабилизатора.

1. Веса отдельных агрегатов гидросамолета. Приступая к проектированию машины, особенно тщательно следует произвести весовой анализ отдельных частей ее, основываясь для большей надежности на всех имеющихся данных удачных машин подобного типа.

Ниже приведены веса отдельных частей гидросамолета в процентном отношении к весу пустой машины, т. е. без горючего, масла, платной нагрузки и экипажа.

Наименование частей	%
Крылья и стойки	23,4
Хвостовое оперение	4,0
Органы управления	1,0
Корпус лодки и поплавки	25,6
Моторные гондолы и рамы	2,6
Моторы	31,2
Винты и гвтулки	5,6
Баки для горючего	1,2
Масляные баки	0,6
Морское оборудование	4,0
Приборы	0,8
	100,0

В дальнейшем увидим, что эти процентные соотношения изменяются очень незначительно: для лодок с полным весом примерно от 2000 до 11000 кг.

5. Нагрузка на 1 м² крыла и на 1 л. с. мотора. В ниже следующей таблице приведены нагрузки на единицу площади крыла и на единицу мощности для наиболее удачных из существующих летающих лодок и амфибий.

Наименование машины	Полетный вес G	Нагрузка на м ² крыла кг	Нагрузка на 1 л. с. крыла кг	Максимальная скорость км/час
Лодки				
Бейнг 204	2 260	53,0	5,53	215
CAMS-53	7 200	64,0	7,20	218
CAMS-58	8 600	69,5	7,10	218
CAMS-80	3 960	64,5	6,00	210
Дорнье „Wal“	8 750	93,0	6,90	216
„ „Super Wal“	15 000	109,0	7,50	218
Do-S	17 000	73,5	5,85	210
Фоккер B-4	3 300	66,5	6,30	184
Хейнкель HD-55	2 200	40,0	4,40	192
Мартин 120	6 900	68,5	8,15	180
„ 122	7 600	71,0	6,6	197
Саро „Cutty-Sark“	1 675	57,5	8,0	176
„ „Windhover“	2 540	49,5	7,0	177
„ „Cloud“	4 400	74,5	7,0	193
Шорт „Calcutta“	10 200	61,5	6,5	198
„ „Kent“	14 500	60,5	6,0	220
„ „Singapore“	9 100	58,0	5,325	206
Сикорский S-40	15 400	97,5	6,7	214
Виккерс „Vedette“	1 800	40,5	6,05	177
„ „Vancouver“ 2	3 450	49,5	5,75	193
Амфибии				
CAMS-37 A	2 850	50,0	6,3	167
Дуглас „Dolphin“	3 620	77,5	6,0	220
Айрланд „Privateer“	950	53,0	8,6	153
Кейстон OL-9	2 380	52,5	5,6	200
„ „Air Jacht“	2 850	61,5	5,4	212
Ленинг OL-8	2 380	53,0	5,5	200
Лиоре и Оливье H-193	3 140	50,0	7,5	170
Швек FBA-290	2 000	50,5	6,6	170
Сикорский S-38	4 750	71,5	5,6	200
Тоуль TA-3	2 800	76,5	6,0	194

Так как максимальная скорость и скороподъемность меняются в зависимости от нагрузки на 1 м² и на 1 л. с., а посадочная скорость также зависит от нагрузки на 1 м², то отсюда можно вывести заключение, что выбор нагрузки на 1 м² и на 1 л. с. должен обуславливаться „типом“ машины, или, другими словами, требованиями,

предъявляемыми к рассматриваемому типу конструкции. Этот вопрос более подробно изложен в главе о летных качествах машин.

Площадь крыла и удлинение. Выбрав нагрузку на 1 м² крыла, найдем площадь крыльев из выражения:

$$\frac{\text{вес машины в кг}}{\text{нагрузка на крыло в кг/м}^2} = \frac{G}{\rho} = S \text{ м}^2.$$



Фото I. Лодка Шорт „Stellite“ при рулежке.

Удлинение крыльев современных летающих лодок колеблется в пределах от 4,5 до 9.

Для моноплана удлинение может быть определено как квадрат размаха, деленный на площадь крыла.

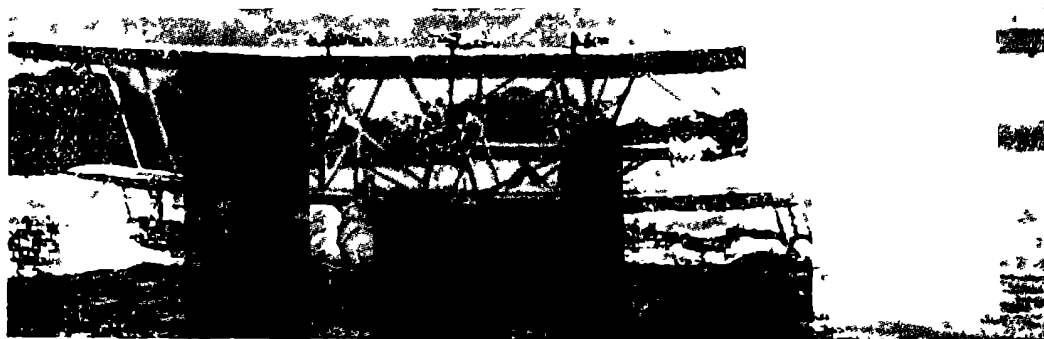


Фото II. Лодка Шорт „Calcutta“ при рулежке.

Для биплана средняя хорда может быть принята как

$$\frac{S_1 t_1 + S_2 t_2}{S_1 + S_2},$$

где t_1 и t_2 представляют собой соответственно среднюю хорду верхнего и нижнего крыла, а S_1 и S_2 — площади верхнего и нижнего крыльев.

Чем больше удлинение, тем меньше индуктивное сопротивление крыла. С другой стороны, не следует упускать из виду конструктивных соображений, которые кладут практический предел величине удлинения.

Органы управления. Для определения необходимой площади органов управления в Англии широко применяется „метод объемов“. Этот метод дает достаточную точность для предварительного расчета площадей органов поверхностей управления, но, конечно, в случае значительных расхождений расчетных данных с результатами продувок модели в трубе необходимо изменить полученные данные.

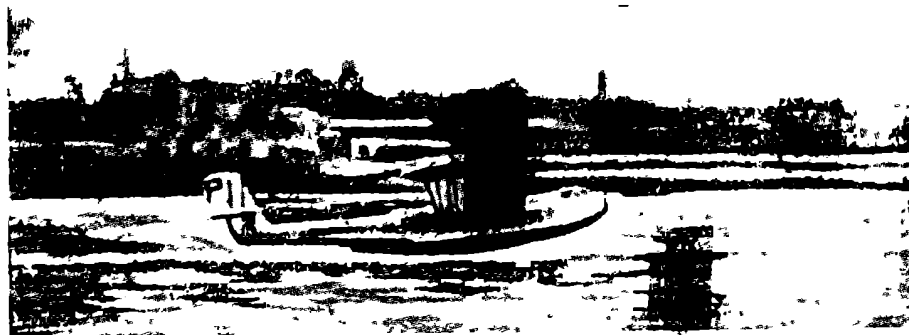


Фото III. Отрыв лодки Консолидейтед „Commodore“.

Ниже приведены примерные „объемы“ для лодок полетным весом от 4500 до 9000 кг.

Объем стабилизатора рулей высоты:

$$\frac{S_0 \cdot l}{S \cdot t} = 0,37.$$

Объем рулей высоты:

$$\frac{S_0 \cdot l^2}{S \cdot t^2} = 0,3.$$

Объем киля и руля направления:

$$\frac{S_0 \cdot l}{S \cdot L} = 0,045.$$

Объем руля направления:

$$\frac{S_0 \cdot l^2}{S \cdot L^2} = 0,025.$$

Объем элеронов:

$$\frac{\alpha \cdot l_1^2}{S \cdot L^2} = 0,045,$$

где S — площадь крыльев в м^2 ; L — полуразмах крыла в м; l — плечо, равное расстоянию от центра тяжести машины до центра давления данной поверхности в м; S_0 — площадь рассматриваемой поверхности в м^2 ; l_1 — расстояние от центра тяжести машины до центра давления данной поверхности в м.

Примечание: все пропорции, принимаемые при рас-

чете корпуса лодки, и методы определения этих пропорций подробно изложены в гл. II настоящей книги.

Моторы и горючее. Высота расположения моторов по вертикали определяется минимальным расстоянием концов лопастей винта от поверхности воды, которое должно быть не меньше 1375—1400 мм для лодок весом от 2250 до 9000 кг, а продольное положение их в значительной мере определяется общей схемой, обводами лодки и соображениями центровки.

Лучше всего расположить баки с горючим в центре тяжести машины, чтобы продольное положение центра тяжести машины не зависело от расхода горючего. В транспортных лодках это не всегда достижимо, но уже при составлении первоначальной схемы конструкции всегда стараются расположить баки с горючим по возможности ближе к центру тяжести машины в продольном направлении.

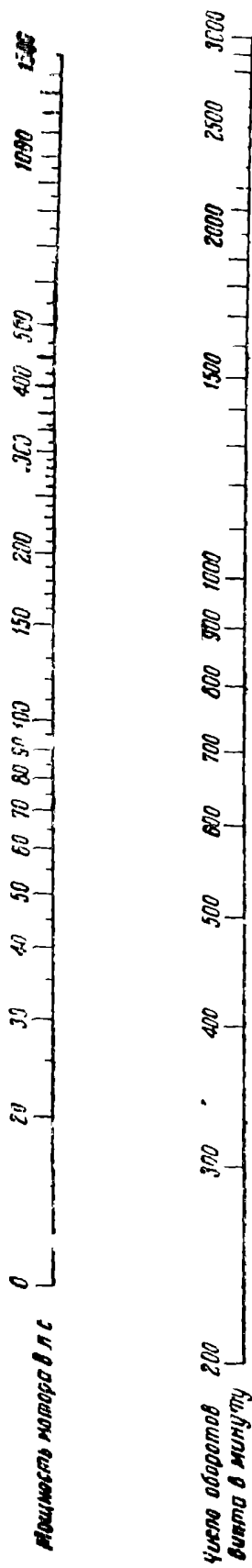
Диаметр винтов. При разработке первоначальной схемы конструкции летающей лодки диаметр винтов обычно принимают по данным фирмы, изготавливающей моторы; в случае же отсутствия этих сведений расчет производят по номограммам Уотта (фиг. 2).

Положение центра тяжести лодки. После того как общая компоновка летающей лодки уже вполне закончена, т. е. размеры лодки выбраны, площади крыльев и поверхностей управления соответствующим образом определены точно так же, как и винтомоторная установка, переходят к более подробному рассмотрению внутреннего устройства машины с целью лучшего удовлетворения предъявляемых к ней требований, и затем уже производят тщательный расчет всех весов отдельных частей машины.

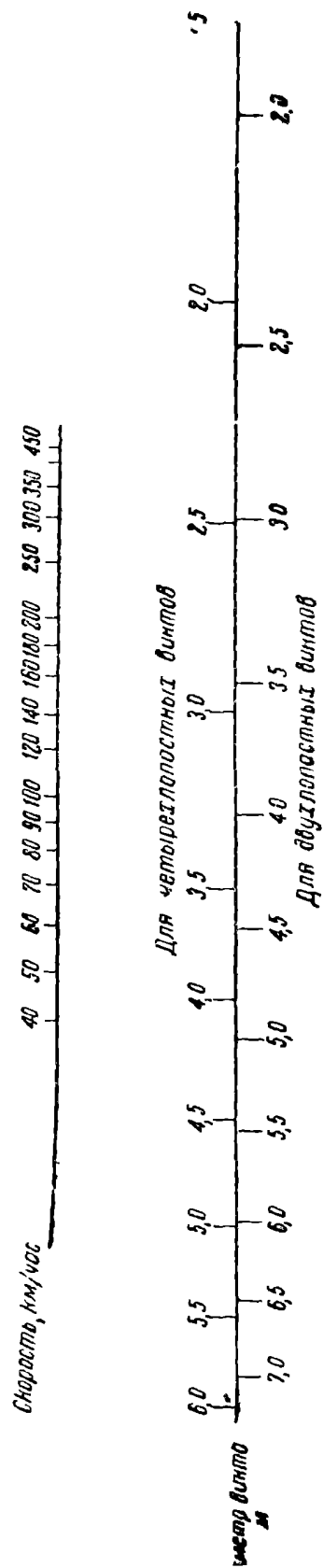
Для определения положения центра тяжести машины эти веса располагаются в виде таблицы, как показано ниже.

Примерный расчет положения центра тяжести машины

Наименование частей лодки	Вес кг	Горизон- тальное плечо м	Горизон- тальный момент кг · м
Корпус лодки	325	4,42	1440,0
Крыло	340	3,925	1335,0
Винтомоторная установка	1000	2,940	2940,0
Морское оборудование	58	1,00	58,0
Пилот и пассажиры	660	4,25	2800,0
Органы управления	15,5	2,475	38,4
Лестница	3,65	6,400	23,3
Поплавки и стойки	45,50	4,150	190,0
Приборы	11,50	1,885	21,7
Хвостовое оперение	59,00	10,000	590,0
Стекла	8,60	2,36	20,0
Внутреннее оборудование кабин	34,0	3,65	124,0
Прочее	68,0	1,5	102,0
	2628,75	—	9682,40



Линия перепада



Фиг. 2. Номограмма Watts для определения диаметра винта по мощности мотора, числу оборотов и скорости полета.

Расстояние центра тяжести от носа лодки:

$$9682,4 : 2628,75 = 3,68 \text{ м.}$$

Плечо каждого отдельного компонента веса измеряется от некоторой произвольно выбранной линии, в данном случае—от переднего перпендикуляра корпуса лодки. Произведение каждого компонента на плечо дает момент относительно вышеуказанной линии. Эти моменты складываются вместе по способу, показанному выше, и сумма моментов, деленная на сумму весов, дает расстояние центра тяжести от выбранной линии, в данном случае от переднего перпендикуляра корпуса лодки.

Вертикальное положение центра тяжести определяется подобным же способом, причем в этом случае выбирается некоторая горизонтальная линия и для каждого отдельного веса расстояние по вертикали измеряется от этой линии.

Центр тяжести и центр давления. Перемещение центра давления профиля крыла играет при проектировании очень большую роль. Положение центра давления для различных профилей различно, но у симметричных профилей центр давления практически постоянен и расположен примерно на расстоянии 0,25 длины хорды от носка профиля.

В ряде отчетов (R&M) Аэронавтического исследовательского комитета (ARC) приведены данные английских профилей, а отчеты Американского национального совещательного комитета (NACA) дают подобные же сведения об американских профилях.

Вообще говоря, чем тоньше профиль, тем он выгоднее с точки зрения лобового сопротивления машины в полете. Однако свободнонесущее монопланное крыло требует толстого профиля для размещения в нем лонжеронов достаточной высоты, чтобы поддержать консольную часть крыла.

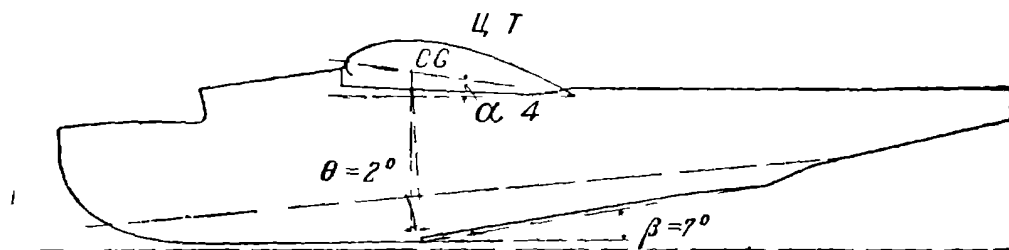
Важно отметить, что положение центра тяжести машины никогда не должно выходить за пределы перемещения центра давления крыла при изменении скорости от посадочной до максимальной. Другими словами, веса в самолете должны быть размещены таким образом, чтобы центр тяжести машины находился всегда внутри пределов продольного перемещения центра давления. С первого взгляда это может показаться очень легко достижимым, однако для транспортных самолетов схема конструкции должна быть очень тщательно обдумана и рассчитана благодаря тому, что оплачиваемый багаж пассажиров, грузы и т. п. располагаются на значительной части длины самолета, и в зависимости от величины этого груза положение центра тяжести может довольно сильно меняться.

Целью, к которой должен стремиться конструктор, является возможно меньшее перемещение центра тяжести. В хорошей конструкции положение центра тяжести машины в пустом виде и при полной нагрузке должно изменяться не больше, чем на 0,05 длины средней аэродинамической хорды. Этого, конечно, можно достигнуть не во всяком типе конструкции, и в некоторых случаях для сохранения надлежащего положения центра тяжести требуется забирать с собой балласт.

Высота оперения над поверхностью воды. По принятой в Англии практике хвостовая часть летающей лодки обычно сильно приподнята вверх как для того, чтобы стабилизатор находился в струе винта, так и для достижения достаточного расстояния между горизонтальным оперением и поверхностью воды. По схеме, принятой в Америке, корпус лодки оканчивается непосредственно позади второго редана, а хвостовое оперение устанавливается на специальной „хвостовой ферме“. Приверженцы этой схемы считают, что она дает значительную экономию в весе лодки. Однако для точного сравнения этой схемы с обычной еще слишком мало данных.

Плечо хвостового оперения, или расстояние от центра тяжести машины до шарниров рулей, для летающей лодки должно быть от 2,5 до 3 средних аэродинамических хорд крыла.

Обзор и положение летчика. При выборе места для летчика желательно, кроме обычных требований хорошего обзора, учитывать также и то обстоятельство, что если он будет находиться вне пло-



Фиг. 3. Положение центра тяжести относительно редана.

скости вращения винтов, то это уменьшит его утомление от шума, а также предохранит его от опасности в случае разрыва лопасти винта.

Соединение крыльев с корпусом лодки. Вследствие очевидной важности способа крепления крыла к корпусу лодки общая схема этого крепления должна определяться в самом начале проектирования, так как на внутреннее устройство кабин может сильно повлиять расположение по длине лодки усиленных шпангоутов, воспринимающих силы, действующие на крылья.

Положение подкрыльных поплавков. Способы определения размеров и положения подкрыльных поплавков, необходимых для достижения достаточной поперечной остойчивости лодки на воде, подробно описаны в главе „Остойчивость лодки“.

Положение и размеры подкрыльных поплавков должны быть известны до окончательного расчета на прочность крыла.

Положение центра тяжести относительно редана. Положение центра тяжести гидросамолета относительно главного редана имеет чрезвычайно большое значение и сильно влияет на чистоту пробега машины и на ее взлетные качества. На фиг. 3 показано типичное для Англии взаимное расположение редана и центра тяжести машины.

Для каждого нового типа угол дифферента должен обязательно проверяться опытами в канале.