

В. М. ШЕЙНИН

РАСЧЕТ
ЦЕНТРОВКИ
САМОЛЕТА

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1955

Книга рассчитана на широкий круг инженерно-технических работников, связанных с проектированием, постройкой и эксплуатацией самолетов.

В книге отражены вопросы расчета центровки в стадии проектирования, производства и эксплуатации самолета, вопросы весовой компоновки, вопросы исправления центровки построенных самолетов, содержатся дополнительные материалы, необходимые для определения центровки.

Рецензенты: инж. **Е. И. Ягодин** и инж. **С. Я. Макаров**

Научный редактор инж. **К. Я. Зайцева**

Зав. редакцией инж. **А. И. Соколов**

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать	По чьей вине
46	7 сверху	ΔG_x	ΔGx	корр. изд-ва
63	13 „	силового набора, фюзеляжа	силового набора фюзеляжа	авт.
101	9 „	$\Delta \bar{x}_A$	Δx_A	„
122	15 „	проходящих	не проходящих	„
124	9 „	проходящих	не проходящих	„
136	5 сверху в числителе уравнения	h_n	$(h_n + h_0)$	„
150	7 и 11 сверху и 3 снизу в знаменателе уравнений	$dG+1$	$d\bar{G}+1$	„

ПРЕДИСЛОВИЕ

Резкое увеличение за последнее время скоростей и дальности полета самолетов неразрывно связано с развитием всех отраслей авиационной науки и предъявляет все возрастающие требования к точности весового расчета и расчета центровки самолета.

В связи с этим появилась потребность в разработке достаточно стройной системы этих расчетов. Наличие же большого опыта и ряда работ по отдельным вопросам, связанным с этими расчетами, создает возможность для научных обобщений в данной, наиболее молодой, области авиационной науки.

В различных трудах, а также в своей практической творческой работе крупные специалисты в области весового расчета и расчета центровки самолета Л. С. Зинин, В. В. Савельев, Е. И. Ягодин и др. разработали различные методы, позволяющие решать вопросы перопективного проектирования и производить достаточно точные расчеты даже на самой начальной стадии проектирования самолета.

Проф. В. С. Пышнов в своих трудах, касаясь расчета центровки самолета, предложил методы решения отдельных задач. Следует также отметить интересные работы И. Е. Борисенко, С. Я. Макарова, А. Г. Строганова, В. Ф. Синицына и Н. Н. Фадеева.

Настоящая работа задумана как научная монография, в которой автор, всесторонне изучая как общие, так и частные вопросы расчета центровки самолета, поставил себе целью собрать и систематизировать все лучшие ранее разработанные методы, дать им сравнительную оценку и указать области их применения, а также предложить некоторые новые методы решения отдельных вопросов расчета.

Расчетом центровки самолета в настоящее время занимается большое число инженеров как при проектировании и производстве самолетов, так и при их эксплуатации.

Учитывая отсутствие систематизированного курса, потребность в котором ощущается всеми и особенно молодыми специалистами, начинающими работать в этой области, в настоящей работе дано популярное изложение материала, приведено решение частных задач, включены материалы отдельных статей, опубликованных в разное время в советских и иностранных журналах. Для удобства пользования книгой в ней дано разъяснение основных понятий, связанных с расчетом центровки самолета, и применяемой терминологии.

гии. Учитывая недостаток справочной литературы по данному виду расчета самолета, мы нашли целесообразным привести некоторые сведения, формулы и другие материалы справочного характера.

В книге рассмотрены следующие вопросы:

- а) расчеты центровки самолета в процессе его проектирования;
- б) весовая компоновка и влияние параметров крыла на центровку самолета;
- в) экспериментальное определение центра тяжести самолета;
- г) исправление центровки спроектированных и построенных самолетов;
- д) определение эксплуатационных центровок самолета.

С целью ознакомления читателя в работе приведены различные методы решения каждой из этих задач. Рекомендовать какой-либо один метод, пригодный для всех случаев весьма разнообразной практики проектирования, не представляется возможным. Задача инженера-расчетчика состоит в том, чтобы в каждом частном случае применить тот из методов, который представляется наилучшим.

Автор по мере своих сил старался изложить материал в простом и удобном для работы виде. Все формулы доводились путем упрощения до рабочего вида. Везде, где это было возможно, дано графическое решение, ускоряющее расчет. Все формулы и уравнения выведены и проверены аналитически и поэтому справедливы для современных самолетов всех классов и размеров. Это в равной степени относится к графикам и номограммам.

Разделы книги, посвященные новым положениям, изложены более подробно. Имея в виду возможное использование книги молодыми специалистами, начинающими заниматься самостоятельным решением различных задач, связанных с расчетом центровки самолета, автор старался избегать излишних сокращений при обобщении ранее опубликованного материала.

Автор считает своим долгом выразить благодарность Е. И. Ягодину и С. Я. Макарову, взявшим на себя труд рецензирования книги, а также В. В. Савельеву, сделавшему ряд ценных замечаний.

Всем товарищам, которые сделают какие-либо замечания или укажут на отдельные недостатки настоящей работы, автор будет весьма признателен, так как это поможет улучшению книги в дальнейшем.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

В тексте приняты условные обозначения, приведенные ниже. Использование одинаковых обозначений для различных понятий и величин было допущено лишь в тех случаях, когда не возникала опасность недоразумений.

- b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла в m ;
- b_0 — корневая хорда крыла в m ;
- b_K — концевая хорда крыла в m ;
- $C = 0,01Gb_A$ — величина, соответствующая изменению центровки самолета на 1% от средней аэродинамической хорды крыла («цена процента»), в kgm ;
- c_y — коэффициент подъемной силы;
- F — площадь сечения в m^2 ;
- G — вес самолета в kg ;
- $G_{гр}$ — вес грузов или агрегатов в kg ;
- $\bar{G}_{кр}$ — относительный вес крыла;
- l — размах крыла в m ;
- l — длина фюзеляжа в m ;
- $M = Gx$ — статический момент в kgm ;
- P — давление на весы при взвешивании самолета, агрегатов в kg ;
- S — площадь крыла в m^2 ;
- $x; y; z$ — оси в прямоугольной системе координат;
- $x_T; y_T$ — координаты центра тяжести самолета в системе координат с произвольно выбранным началом в m ;
- $x_{T0}; y_{T0}$ — координаты центра тяжести самолета относительно носка средней аэродинамической хорды крыла в m ;
- $x_{гр}; y_{гр}$ — координаты центра тяжести грузов или агрегатов в системе координат с произвольно выбранным началом в m ;
- $x_{с гр}; y_{с гр}$ — координаты центра тяжести грузов или агрегатов относительно центра тяжести самолета в m ;
- $\bar{x}_T; \bar{y}_T$ — центровка самолета в процентах от средней аэродинамической хорды крыла;
- x_A — координата носка средней аэродинамической хорды крыла относительно прямой, перпендикулярной плоскости симметрии самолета и проходящей через носок корневой хорды крыла, в m ;
- x_b — координата носка средней аэродинамической хорды крыла в системе координат с произвольно выбранным началом в m ;
- $x_{кр}$ — координата носка корневой хорды крыла в системе координат с произвольно выбранным началом в m ;

$\Delta x_{\text{гр}}$ — величина смещения центра тяжести груза, агрегата в м;

$\Delta \bar{x}_{\text{т}}$ — величина изменения центровки самолета в % САХ;

$\tau_1 = \frac{b_0}{b_k}$ — сужение крыла в плане;

λ — угол стреловидности крыла в плане по передней кромке в градусах;

λ_{ϕ} — угол стреловидности крыла в плане по линии $1/4$ хорды в градусах;

$\lambda_{\text{з.к}}$ — угол стреловидности крыла в плане по задней кромке в градусах;

$\lambda = \frac{l^2}{S}$ — геометрическое удлинение крыла;

σ — коэффициент Пуассона;

ν — угол поперечного V крыла в градусах.

ВВЕДЕНИЕ

1. Значение центровки самолета

Проектирование самолетов включает в себя ряд различных расчетов. Главные из них: весовой расчет, расчет центровки, аэродинамический расчет, расчет устойчивости, расчет самолета на прочность, определение моментов инерции и другие.

Весовой расчет и расчет центровки самолета предшествуют всем остальным и предоставляют для них исходные данные. От точности весового расчета и расчета центровки зависит в известной степени точность остальных расчетов, поскольку величина полетного веса самолета входит в качестве основного параметра во все формулы, определяющие летные характеристики самолета. Распределение же грузов по размаху крыла и длине фюзеляжа, т. е. вес и координаты их центров тяжести, являются исходными данными для любого расчета частей самолета на прочность.

В наибольшей зависимости от весового расчета из всех перечисленных выше находится расчет центровки. Правильно найти положение центра тяжести самолета можно лишь тогда, когда будут точно определены веса отдельных его частей. В соответствии с этим нельзя рассматривать центровку самолета изолированно от его веса.

Следует также упомянуть о влиянии веса и центровки на размерные данные и компоновку самолета. Вес самолета является главной исходной величиной при выборе основных параметров самолета, таких, например, как площадь крыла, площадь оперения, длина фюзеляжа, размер колес и др. От центровки же зависит рациональная компоновка самолета и, главное, правильное взаимное расположение крыла и фюзеляжа или, как говорят, правильная установка крыла на самолете.

Знание точного положения центра тяжести любого инженерного сооружения совершенно необходимо. Для самолета, обладающего шестью степенями свободы, точное определение центра тяжести имеет исключительное значение.

В течение всего полета центр тяжести самолета должен находиться в достаточном узком, заранее определенном диапазоне. Положение центра тяжести впереди допустимого переднего предела вызывает необходимость значительного отклонения руля высоты. Такое положение центра тяжести осложняет взлет и затрудняет

посадку. Положение центра тяжести позади допустимого заднего предела делает самолет неустойчивым.

Таким образом, поведение самолета в воздухе — его балансировка, устойчивость и управляемость — в большой степени определяется положением центра тяжести самолета. Нормальное усилие на штурвал, что особенно важно для тяжелых самолетов, также обеспечивается правильным выбором центровки самолета.

Устойчивостью самолета называется его способность без вмешательства летчика возвращаться к первоначальному режиму полета, если самолет из этого режима был выведен какой-либо причиной.

Наличие устойчивости самолета освобождает летчика от необходимости постоянно уделять внимание поддержанию избранного режима полета. Недостаточная продольная устойчивость способствует произвольному входу самолета в область критических углов атаки, а следовательно, и произвольному срыву в штопор.

В настоящее время требования к устойчивости и управляемости самолетов значительно возросли, в основном из-за повышения нагрузки на единицу площади несущей поверхности крыла и увеличения скорости, а также из-за усложнения управления самолетом и пилотажа.

Наиболее важным фактором, влияющим на продольную устойчивость, является центровка самолета. Особенно эффективно изменение центровки вдоль хорды крыла. При перемещении центра тяжести назад устойчивость уменьшается, при перемещении центра тяжести вперед устойчивость повышается. Диапазон допустимых центровок для нормальной схемы самолета не превышает $7 \div 8\%$ от средней аэродинамической хорды крыла.

Смещение центра тяжести по высоте влияет на устойчивость гораздо меньше, чем изменение его положения вдоль хорды. Степень этого влияния зависит от положения центра тяжести относительно крыла. У самолетов с низким расположением крыла обычно центр тяжести находится выше хорды, у самолетов с высоким расположением крыла — ниже хорды. При положении центра тяжести вне хорды крыла степень устойчивости зависит от угла атаки. При высоком положении центра тяжести с увеличением угла атаки устойчивость падает. При низком положении центра тяжести с увеличением угла атаки устойчивость возрастает.

Все сказанное подтверждает, что знание точного положения центра тяжести самолета весьма важно. С появлением реактивной техники и тонких крыльев с большой стреловидностью значение точности определения центровки уже на первом этапе проектирования самолета значительно возросло по следующим причинам: сузился диапазон допустимых центровок и уменьшилась возможность исправления центровки в период проектирования и особенно после постройки самолета.

Наиболее простым способом исправления центровки самолета является частичная перекомпоновка оборудования. Но в силу того, что теперь почти все грузы сосредоточены в фюзеляже и там стало

буквально «тесно», произвести перемещение оборудования не всегда удается.

Другие способы исправления центровки, как, например, изменение выноса силовой установки или разворот отъемной части крыла, которыми раньше сравнительно легко было пользоваться, теперь применять зачастую не удастся. Они или не являются достаточно эффективными или же их применению препятствуют различные аэродинамические требования и конструктивная сложность решения таких задач.

Центровка построенного самолета не всегда совпадает с теоретической, полученной в результате расчета при эскизном проектировании. Лучше, если она окажется более передней, чем более задней, так как задняя центровка создает меньшую устойчивость. Кроме того, наибольшие трудности возникают при исправлении задней центровки. Но чаще все же фактические центровки оказываются как раз более задними, чем запроектированные.

Необходимость исправления центровки возникает иногда по причине несовпадения фактического положения центра тяжести с запроектированным, чаще же из-за различных изменений в период проектирования и постройки самолета. Например, из-за установки нового дополнительного оборудования или частичного его перемещения вследствие различных требований, перетяжеления отдельных агрегатов самолета или готовых изделий и т. д. Наконец, необходимость в исправлении центровки самолета может быть вызвана несовпадением теоретически определенной нейтральной центровки с фактической центровкой, определенной по летным испытаниям.

В силу этих обстоятельств приходится вести наблюдение за положением центра тяжести на протяжении всего периода проектирования и постройки самолета. Осуществляется это путем учета влияния на центровку всех изменений, производимых в чертежах и на самолете. Кроме того, необходимо многократно производить расчет центровки самолета по различным исходным данным. Если этого не делать, то может оказаться, что самолет, обладающий хорошими летными данными, будет иметь центровку, затрудняющую его эксплуатацию, что снизит ценность самолета и потребует значительных переделок.

Если серьезно заниматься центровкой на всех этапах проектирования и постройки самолета, собирать для этой цели и обрабатывать статистический материал, то расхождение фактической центровки с первыми теоретически подсчитанными центровками не будет превышать допустимой величины погрешности.

Хорошее совпадение фактической центровки с запроектированной также зависит от весового контроля, который представляет одну из важнейших работ при составлении исполнительного проекта, а в дальнейшем и при изготовлении деталей в производстве. Функции весового контроля заключаются в сравнении и увязке проектного веса, полученного теоретическим путем, с весом, полученным при подетальном подсчете весов по чертежам, а затем и с практическим весом, полученным при изготовлении деталей. Перетяжеление

отдельных деталей, а также перераспределение веса — утяжеление одних деталей и одновременное облегчение других по сравнению с их проектным весом — может повлечь за собой перемещение центра тяжести по сравнению с его проектным положением. Своевременное устранение таких неувязок вполне возможно; это является основной задачей весового контроля.

Расчетом центровок самолета занимаются не только при проектировании самолетов. В эксплуатации также производят расчет центровок и следят за тем, чтобы они всегда находились в пределах допустимого диапазона при самых различных вариантах загрузки самолета, ибо это является одним из необходимых условий безопасности полета.

2. Основные понятия и терминология

Центровка самолета определяется положением центра тяжести всего самолета по отношению к крыльям и выражается в процентах хорды крыла.

Существует ряд различных определений и понятий, связанных с центровкой самолета, а именно: нейтральная центровка, предельно передняя и предельно задняя допустимые центровки, диапазон допустимых центровок, представляющий собой разность между указанными предельными центровками. Эти понятия, как мы увидим ниже, связаны с вопросами устойчивости и управляемости самолета.

К понятиям, связанным с положением центра тяжести самолета при различных вариантах загрузки, относятся: взлетные и посадочные центровки, предельно передняя и предельно задняя эксплуатационные центровки, диапазон эксплуатационных центровок и др.

Нейтральная и предельно допустимые центровки определяются в расчете устойчивости и управляемости самолета. Эксплуатационные центровки определяются в расчете центровок самолета.

Нейтральной центровкой называется такая центровка, при которой мера продольной устойчивости равна нулю

$$m_z^c = 0.$$

Если эксплуатационная центровка самолета больше (более задняя), чем нейтральная центровка, то самолет неустойчив.

Величина нейтральной центровки различна при различных режимах полета, т. е. она зависит от скорости и высоты полета, числа оборотов двигателя, угла отклонения закрылков и пр. Так как самолет должен быть устойчив на всех режимах полета, то наибольшее значение имеет минимальная величина нейтральной центровки, которую обычно и рассматривают, коротко называя ее нейтральной центровкой.

Величина нейтральной центровки зависит от схемы самолета и многих его параметров, из которых главные: стреловидность, сужение и удлинение крыла, относительные размеры горизонтального оперения и фюзеляжа.

Крылья с положительной стреловидностью, если величина их сужения $\left(\eta = \frac{b_0}{b_k}\right)$ превышает 1,8, смещают нейтральную центровку самолета назад тем больше, чем больше угол стреловидности и чем больше удлинение крыла. При величине сужения крыла, меньшей 1,8, стреловидность смещает нейтральную центровку самолета не назад, а вперед.

Поскольку у большинства самолетов крылья имеют сужение больше, чем 1,8, то сказанным и объясняется наличие у самолетов со стреловидными крыльями более задних допустимых центровок.

Горизонтальное оперение оказывает значительное влияние на величину нейтральной центровки. Чем больше его относительная площадь и чем больше плечо горизонтального оперения, тем больше нейтральная центровка самолета.

Для самолетов, имеющих схему летающего крыла, центровка должна быть значительно более передней, чем для самолетов нормальной схемы.

Предельно передняя и предельно задняя центровки определяются из условий нормального пилотирования самолета. Предельно передняя допустимая центровка самолетов обычных схем определяется из условия достаточного запаса управляемости на посадке. Предельно задняя допустимая центровка самолета определяется из условия достаточного запаса устойчивости в полете.

Для количественной оценки устойчивости введены особые критерии. При этом рассматриваются два случая: устойчивость с фиксированными рулями (штурвал и педали зажаты) и устойчивость со свободными рулями (штурвал и педали брошены).

Минимальный запас устойчивости устанавливается специальными нормами. Величина предельно задней допустимой центровки определяется как разность значений нейтральной центровки и минимального запаса устойчивости.

Запас устойчивости для каждого данного самолета определяется как разность значений нейтральной и предельно задней эксплуатационной центровок.

Для получения центровок, обеспечивающих необходимый запас устойчивости и условия нормальной посадки, центровку самолета подбирают в самом начале разработки его схемы.

Подбором центровки при компоновке самолета в процессе эскизного проектирования называют выбор такого взаимного расположения центра тяжести и средней аэродинамической хорды крыла, которое удовлетворяет найденным ранее допустимым центровкам для данного самолета.

Требуемое положение центра тяжести по отношению к средней аэродинамической хорде достигается различными способами. Получить постоянное положение центра тяжести удастся только для пустого самолета. В эксплуатации же центровка самолета изменяется в зависимости от видов и вариантов загрузки, а также и в течение одного полета — по мере выгорания топлива, расхода боеприпасов, сбрасывания боевого груза или перемещения пассажиров на

гражданских самолетах. Поэтому задачей конструктора является нахождение такого размещения этих переменных грузов, которое приводит к наименьшему отклонению центра тяжести самолета от положения, соответствующего его неизменному весу.

В расчете рассматривают взлетные и посадочные центровки, при этом под взлетной понимают центровку самолета на старте с соответствующей различным вариантам нагрузки. Под посадочной понимают центровку, которую имеет самолет при минимальном посадочном весе. В расчете, кроме того, определяют посадочную центровку, соответствующую максимальному посадочному весу самолета.

Для полной характеристики запаса устойчивости и управляемости при всевозможных вариантах загрузки недостаточно знать только взлетные и посадочные центровки самолета; необходимо также определять предельно переднюю и предельно заднюю эксплуатационные центровки.

Предельными передней и задней эксплуатационными центровками самолета называются самые крайние центровки, которые могут иметь место в полете при самых различных вариантах загрузки, при рациональном порядке расходования топлива, при сбрасывании различных грузов и расходования снарядов.

Диапазоном эксплуатационных центровок называют полную амплитуду перемещения центра тяжести самолета от его предельно переднего до предельно заднего положения.

Расчет центровки производится на всех этапах проектирования самолета, а именно в периоды: компоновки самолета, эскизного, технического и исполнительного проектирования.

Под техническим проектированием понимается период разработки различных схем, взаимной увязки всех агрегатов и оборудования и размещения всевозможных проводок, причем отработка всех этих операций происходит в чертежах и на макете. Этот период как самостоятельный этап наиболее резко выделяется при большом цикле проектирования самолета. При малом цикле эти работы проводятся в период эскизного проектирования.

Под исполнительным проектированием понимается период разработки рабочих чертежей.

В нашей работе будут встречаться термины «теоретический вес», «теоретическая центровка». Во избежание недоразумения условимся под этим понимать веса и центровки, рассчитанные в периоды эскизного и технического проектирования. Веса, полученные в периоды исполнительного проектирования и постройки самолета, будем называть: «вес по чертежам» и «вес по взвешиванию».

3. Виды расчетов центровки самолета

В процессе проектирования и постройки самолета расчеты центровок повторяют не менее 4÷5 раз. По завершении производства самолета положение его центра тяжести определяют экспериментально, путем взвешивания самолета в трех положениях.

Расчеты центровок на различных этапах проектирования отличаются, главным образом, исходными данными и объемом вычислений. Исходными данными для расчетов являются веса агрегатов, заимствуемые из весовых расчетов или весовых журналов, и компоновочные, эскизные или рабочие чертежи.

В период эскизного проектирования производят обычно два расчета центровок по теоретическим весам. Первый расчет производится по компоновочному чертежу и весовому расчету первого приближения. В этом случае известно расположение только основных частей самолета. Центры тяжести агрегатов оборудования часто принимаются по предполагаемому размещению. Второй расчет центровки производится по «увязочным» чертежам и уточненному весовому расчету. В этот период известно уже точное размещение всех агрегатов, в том числе и оборудования. Первый из этих расчетов называют компоновочным, второй — эскизным расчетом центровки.

Третий расчет центровки самолета делают по рабочим чертежам и весам деталей, полученным в период исполнительного проектирования. Четвертый — в период постройки самолета, по результатам подетального взвешивания. Третий расчет будем называть расчетом центровок по чертежам, четвертый — расчетом центровок по детальному взвешиванию.

Для самолетов с большим циклом проектирования и постройки указанное количество расчетов является недостаточным. В таком случае производят, например, не два расчета по теоретическим весам, а три.

Последний расчет делается в период технического проектирования. Этот расчет делается более детальным, чем эскизный; здесь самостоятельно учитываются силовые и конструктивные элементы частей самолета.

Исходными данными для него могут служить веса, полученные при вычислении весовых лимитов, а также схемы фюзеляжа, крыла, оперения и других агрегатов с разбивкой шпангоутов, лонжеронов и нервюр. С помощью такого расчета, который по объему приближается к расчету центровки самолета по чертежам, можно в дальнейшем вести наблюдение за положением центра тяжести самолета.

Контроль за положением центра тяжести самолета в период исполнительного проектирования заключается в сравнении «чертежного веса» каждого агрегата с весом, запроектированным в рассматриваемом расчете, и в оценке влияния весовых расхождений на центровку самолета.

Здесь не был назван еще один расчет центровки самолета. Речь идет о предварительном расчете. Компоновке самолета обычно предшествует вычерчивание общего вида самолета в трех проекциях. С целью нахождения более или менее правильного взаимного расположения частей самолета на этом чертеже производят предварительный расчет центровки всего лишь по нескольким компоновочным точкам. При этом веса отдельных агрегатов сводят в ряд групп, число которых обычно не превышает $20 \div 25$ и зависит от размера

самолета. Это уменьшает объем вычислительных работ, точность же вычисления для данного случая вполне достаточна. Найденное таким образом положение крыла и других частей самолета является отправным также и для вычерчивания компоновочного чертежа первого приближения.

Предварительные прикидочные расчеты центровки, предшествующие компоновочному расчету, иногда приходится производить неоднократно, но они, как правило, не оформляются в официальные документы как перечисленные ранее основные расчеты, а представляют собой рабочий материал.

Компоновочный расчет центровок по объему значительно меньше остальных. В этот расчет обычно включают веса крупных агрегатов и частей самолета без деталировки. Центры тяжести многих из них определяются с помощью статистических данных. Однако для получения наибольшей точности следует и первые расчеты делать по возможности более подробно, увеличивая количество центровочных точек путем подразделения отдельных частей самолета на составные конструктивные элементы.

Компоновку самолета и расчет компоновочной центровки следует вести параллельно, ибо цель и задачи их едины. Они сводятся к следующему: подбор такого взаимного расположения частей самолета и всех видов нагрузки, при котором центр тяжести самолета занимает положение, требуемое условиями устойчивости, и обладает наименьшим перемещением во время полета. В распоряжении конструктора имеется немало способов для решения этой задачи; главные из них следующие:

- а) распределение грузов на самолете;
- б) подбор положения крыла по длине фюзеляжа;
- в) подбор формы крыла в плане (например, изменение в определенных пределах угла стреловидности крыла и др.).

Как известно, задача определения центра тяжести современного, особенно тяжелого, самолета является трудоемкой и кропотливой. Наибольшая по объему часть расчета центровки — подсчет статических моментов — является не главной, но лишь заключительной и наиболее легкой частью расчета. Главное же — в определении исходных данных, а именно, веса и положения центра тяжести агрегатов на первом этапе проектирования.

Для того чтобы точно определить вес и положение центра тяжести крыла, фюзеляжа и других частей самолета, недостаточно иметь ту или иную методику расчета и обработанные статистические данные. Инженер, производящий расчет, кроме того, должен хорошо представлять себе возможную силовую схему и конструктивные особенности частей самолета, так как на точность расчета влияет степень соответствия конструктивной и силовой схем проектируемого агрегата схемам, положенным в основу вывода применяемых статистических формул и соотношений. Он должен также хорошо знать всю материальную часть самолета.

Весовой расчет и расчет центровки на первом этапе проектирования самолета усложняются еще и следующими обстоятельствами:

а) для определения веса самолета необходимо знание веса крыла, фюзеляжа, шасси, оперения и других частей самолета; для определения же веса последних необходимо знание веса самолета;

б) расположение частей самолета и переменной нагрузки по отношению к центру тяжести самолета должно быть строго определенным, а положение центра тяжести самолета, в свою очередь, зависит от размещения его частей и нагрузки.

Это вызывает необходимость применения метода последовательных приближений.

Отсутствие единой надежной методики расчета веса и положения центра тяжести частей самолета также усложняет расчеты. Точность их в большой степени зависит от наличия в каждом отдельном случае достаточно большой и хорошо обработанной статистики, а также от личного опыта и интуиции расчетчика.

Расчеты центровок на последующих этапах в период исполнительного проектирования и постройки самолета менее сложны, но они более трудоемки. В процессе этой работы требуется просмотреть большое количество чертежей и весовых журналов с материалами практического взвешивания.

Единственный широко применяемый метод в расчетах центровок самолета на всех этапах проектирования — это аналитический метод статических моментов. Иногда его называют классическим методом.

Когда самолет закончен производством, его центр тяжести определяется по результатам взвешивания в трех положениях. Существует также метод определения центра тяжести гидросамолета на плаву. Эти экспериментальные определения необходимы, поскольку последующие выводы и заключения служат проверкой расчетных данных и вместе с тем дают известную уверенность при выпуске самолета в полет.

Определение положения центра тяжести самолета по результатам взвешивания можно производить графическим или аналитическим методом. Наиболее распространенный из них — графический. Построения и необходимые при этом вычисления занимают примерно $1,5 \div 2$ часа; точность его практически вполне достаточна.

Расчет центровок в период эксплуатации является значительно более простой задачей, чем расчет в период проектирования, поскольку веса и положения центра тяжести пустого самолета и всех видов нагрузки известны. Однако аналитический метод расчета является мало пригодным для этой цели вследствие своей громоздкости, а также вследствие трудности быстрого нахождения ошибки, если она допущена. Поэтому для расчетов центровки самолета при эксплуатации разработано много более простых методов, как, например: метод индексов, графические методы, графо-аналитический метод, метод критического отсека или метод загрузочных таблиц, расчет с помощью центровочной линейки и др.

В соответствующем разделе будет дано подробное объяснение каждого из этих методов, поскольку все они применяются в практике эксплуатации самолетов.

Замечания о необходимости многократно повторять расчет центровки самолета и следить за положением центра тяжести в процессе всего проектирования и производства самолета не должны создать представления о чрезмерной сложности рассматриваемых вопросов. Настоящий расчет не является сложным, и положение центра тяжести самолета обычно определяется достаточно точно. Речь идет, во-первых, о подборе в период эскизного проектирования необходимой для самолета центровки; во-вторых, об учете влияния всех изменений, происходящих в процессе дальнейшего проектирования и постройки самолета, и, наконец, об учете частичных отклонений от проекта.

Глава I

СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА КРЫЛА И ЕЕ ПРАКТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ

В расчетах центровки самолета подсчет статических моментов можно вести относительно любого выбранного начала координат. Удобно за начало координат принимать носок фюзеляжа, центр тяжести винта или любую наиболее переднюю точку на самолете, чтобы для простоты вычислений избежать отрицательных значений координат центров тяжести грузов ($x_{гр}$) и отрицательных моментов ($Gx_{гр}$). Правда, это связано с некоторыми затруднениями в расчетах центровки тяжелых самолетов, так как приходится оперировать с произведениями больших чисел.

В полете вес самолета несут крылья, поэтому необходимо знать положение центра тяжести самолета по отношению к крыльям. Центровку самолета определяют координаты центра тяжести всего самолета по отношению к средней аэродинамической хорде крыла (САХ).

Определив координаты центра тяжести самолета относительно выбранных осей x_{τ} и y_{τ} , путем деления результирующих моментов ΣGx и ΣGy на вес самолета G

$$\left. \begin{aligned} x_{\tau} &= \frac{\Sigma Gx}{G}; \\ y_{\tau} &= \frac{\Sigma Gy}{G}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

их пересчитывают по формулам перехода и получают новые координаты x_{τ_0} и y_{τ_0} относительно осей, связанных с хордой крыла.

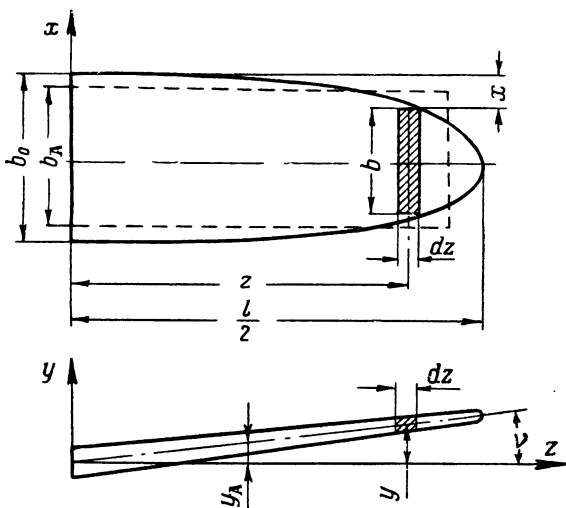
Центровку самолета (\bar{x}_{τ} и \bar{y}_{τ}) принято выражать в процентах средней аэродинамической хорды

$$\left. \begin{aligned} \bar{x}_{\tau} &= \frac{x_{\tau_0}}{b_A} 100 \% \text{ САХ}; \\ \bar{y}_{\tau} &= \frac{y_{\tau_0}}{b_A} 100 \% \text{ САХ}, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ).

Средней аэродинамической хордой любого крыла или коробки крыльев называется хорда равновеликого по площади прямоугольного крыла без поперечного V , имеющего тот же момент продольной статической устойчивости относительно сходственных осей.

Для нахождения координат центра тяжести самолета относительно носка средней аэродинамической хорды необходимо знать положение этой хорды на крыле. Оно определяется из условия совпадения фокусов эквивалентного прямоугольного крыла и крыла данного самолета.



Фиг. 1. Схема эллиптического крыла для аналитического определения средней аэродинамической хорды.

Существует несколько способов определения средней аэродинамической хорды крыла. Наиболее простым и достаточно точным способом является способ определения по геометрическим параметрам крыла. Ее величина в этом случае определяется графическим интегрированием

$$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz, \quad (3)$$

где b — хорда крыла;
 S — площадь крыла;
 l — размах крыла;
 dz — ширина участка полукрыла по размаху (фиг. 1).

Положение носка средней аэродинамической хорды относительно прямой, перпендикулярной плоскости симметрии самолета

и проходящей через носок корневой хорды (x_A ; y_A), определяется формулами

$$x_A = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} x b dz; \quad (4)$$

$$y_A = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} y b dz. \quad (5)$$

Положение средней аэродинамической хорды по размаху относительно плоскости симметрии самолета z_A определяется из формулы

$$z_A = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} z b dz. \quad (6)$$

Приведенные формулы для определения величины средней аэродинамической хорды и ее положения на крыле написаны в общем виде для крыльев произвольного очертания. После интегрирования они принимают различный вид в зависимости от формы крыла в плане. Так выведены формулы для монопланной схемы крыльев, имеющих эллиптическую и трапецевидную формы в плане, а также для самолетов, имеющих бипланную схему крыльев.

Самолеты с эллиптическими крыльями в последнее время совершенно не строятся. Бипланная схема крыльев видимо отжила свой век, а монопланная схема утвердилась как наиболее выгодная для всех типов самолета. Поэтому для эллиптических крыльев и бипланной коробки мы ограничимся лишь приведением нескольких формул, представляющих теперь лишь теоретический интерес. Методы же определения средней аэродинамической хорды для различных трапецевидных крыльев заслуживают подробного рассмотрения.

Для эллиптического крыла формулы (3), (4), (5) и (6) после интегрирования примут следующий вид:

$$b_A = \frac{8}{3\pi} b_0 = 0,850 b_0;$$

$$x_A = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{8}{3\pi} \right) b_0 = 0,075 b_0;$$

$$y_A = \frac{2}{3\pi} l \operatorname{tg} \nu = 0,212 l \operatorname{tg} \nu;$$

$$z_A = \frac{2}{3\pi} l = 0,212 l,$$

где b_0 — корневая хорда крыла;
 l — полный размах крыла;
 ν — угол поперечного V крыла.

Построение средней аэродинамической хорды для эллиптического крыла показано на фиг. 1.

Для бипланной коробки крыльев средняя аэродинамическая хорда и ее положение определяются после предварительного определения средней аэродинамической хорды верхнего и нижнего крыльев по схеме (фиг. 2) с помощью следующих формул:

$$b_A = \frac{kb_{A_1}S_1 + b_{A_2}S_2}{kS_1 + S_2};$$

$$x_A = a \frac{S_2}{kS_1 + S_2};$$

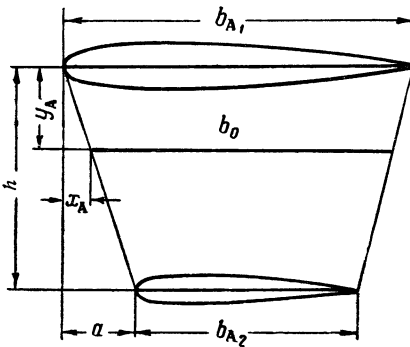
$$y_A = h \frac{S_2}{kS_1 + S_2},$$

где b_{A_1} и b_{A_2} — средние аэродинамические хорды соответственно для верхнего и нижнего крыльев биплана;

k — равно $\frac{c_{y1}}{c_{y2}}$, берется из расчета бипланной коробки по методу Бетца для c_y коробки, равного 0,25.

Остальные величины ясны из схемы, приведенной на фиг. 2.

Определение средней аэродинамической хорды для бипланной коробки крыльев целесообразно лишь в случае одинаковых профилей и углов установки верхнего и нижнего крыльев.



Фиг. 2. Схема бипланной коробки крыльев для аналитического определения средней аэродинамической хорды.

Для крыльев, имеющих правильную трапецевидную форму в плане, величину средней аэродинамической хорды и ее положение определяют графически или путем решения четырех соответствующих уравнений для b_A , x_A , y_A , z_A . Если крыло не имеет правильной трапецевидной формы в плане, передняя или задняя кромки его имеют изломы, то его разбивают на ряд трапеций по количеству переломов передней и задней кромок. Для каждой из трапеций находят свои значения b_A , x_A , y_A , z_A . Значения этих величин для всего

крыла в таком случае будут пропорциональны площадям трапецевидных частей крыла.

При определении величины и координат носка средней аэродинамической хорды следует брать полную несущую площадь крыла, полученную продолжением контуров крыла до оси симметрии самолета. Площадь зализов крыла, если таковые имеются, в расчете не учитываются.

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СРЕДНЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ХОРДЫ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО ТРАПЕЦЕВИДНОГО КРЫЛА

Крылья современных самолетов имеют прямолинейную трапецевидную форму в плане. Концевой их части обычно придают закругленную форму, причем у одних крыльев закруглением отрезается незначительная часть площади, у других — довольно большая. При подсчете величины средней аэродинамической хорды в первом случае можно пренебречь величиной отрезаемой части крыла, во втором — необходимо произвести замену крыла с закругленными концами эквивалентным по площади крылом с прямолинейными очертаниями концов. При этом фиктивную концевую хорду b_k необходимо разместить таким образом, чтобы отрезанная от закругленного крыла площадь была равна двум добавляемым участкам.

Величина $\int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz$ для трапецевидного крыла представляет собой удвоенный статический момент площади диаграммы, у которой ось абсцисс является осью z , а по оси ординат отложены хорды крыла b .

$$\int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz = 2 S_z = 2 \frac{S x_T}{2} = S x_T,$$

где S_z — статический момент площади диаграммы, равной площади полукрыла относительно оси z ;

$\frac{S}{2}$ — площадь полукрыла или площадь диаграммы;

x_T — расстояние от центра тяжести указанной диаграммы до оси.

Следовательно,

$$b_A = \frac{2 \int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz}{S} = \frac{2 S x_T}{S} = 2 x_T,$$

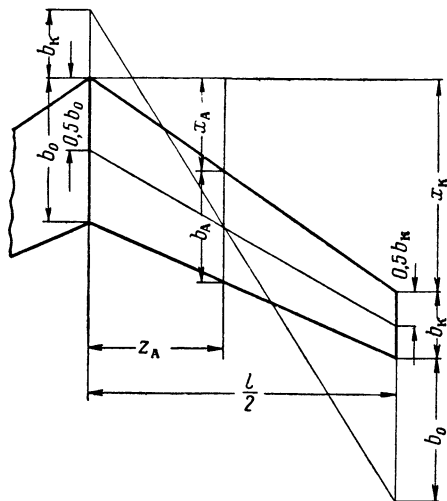
т. е. средняя аэродинамическая хорда равна удвоенной координате центра тяжести площади диаграммы b по z . У трапеции центр тяжести лежит на средней линии, следовательно, средняя аэродинамическая хорда трапеции проходит через центр тяжести площади крыла.

На крыле, имеющем правильную трапецевидную форму, средняя аэродинамическая хорда лежит в плоскости и габаритах крыла, поэтому ее величина и положение могут быть определены путем простых геометрических построений. Этот способ, показанный на фиг. 3, состоит в следующем: на линии продолжения корневой хорды вверх или вниз откладывают отрезок, по величине равный

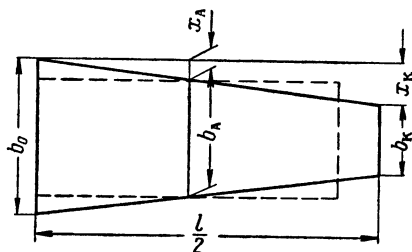
концевой хорде; на линии продолжения концевой хорды откладывается в противоположную сторону отрезок, по величине равный корневой хорде; концевые точки отрезков соединяют. Точки, делящие корневую и концевую хорды пополам, также соединяются прямой. Проведенные прямые пересекутся в точке, через которую и проходит средняя аэродинамическая хорда.

Точность в определении величин b_A и x_A имеет исключительное значение для расчета центровки самолета. Приведенный графический метод нахождения

величины средней аэродинамической хорды недостаточно надежен, поэтому величины b_A и x_A , а также и величины y_A и z_A обычно находят аналитически.



Фиг. 3. Графическое определение средней аэродинамической хорды трапецевидного крыла.



Фиг. 4. Схема прямолинейного трапецевидного крыла для аналитического определения средней аэродинамической хорды.

Формулы (3), (4), (5) и (6) для аналитического определения величины и положения средней аэродинамической хорды прямолинейного трапецевидного крыла после интегрирования принимают следующий вид:

$$\left. \begin{aligned}
 b_A &= \frac{2}{3} \frac{b_0^2 + b_0 b_k + b_k^2}{b_0 + b_k}; \\
 x_A &= \frac{x_k}{3} \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k}, \\
 \text{или} \\
 x_A &= \frac{l \operatorname{tg} \gamma}{6} \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k}; \\
 y_A &= \frac{y_k}{3} \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k}, \\
 \text{или} \\
 y_A &= \frac{l \operatorname{tg} \nu}{6} \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k}; \\
 z &= \frac{l}{6} \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k},
 \end{aligned} \right\} (7)$$

где b_0 — корневая хорда;
 b_k — концевая хорда;
 x_k — координата носка концевой хорды относительно прямой, перпендикулярной плоскости симметрии самолета и проходящей через носок корневой хорды крыла;
 γ — угол стреловидности по передней кромке крыла в плане.

Схема трапецевидного крыла с необходимыми размерами, которую обычно вычерчивают при аналитическом определении средней аэродинамической хорды, приведена на фиг. 4.

В уравнениях (7) величину хорд b_0 и b_k выразим через сужение крыла η

$$\eta = \frac{b_0}{b_k};$$

тогда, после преобразований, они примут следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} b_A &= \frac{4}{3} \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)^2} \frac{S}{l}; \\ x_A &= \frac{x_k}{3} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}; \\ y_A &= \frac{l \operatorname{tg} \gamma}{6} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}; \\ z_A &= \frac{l}{6} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Введем следующие обозначения:

$$k_1 = \frac{4}{3} \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)^2};$$

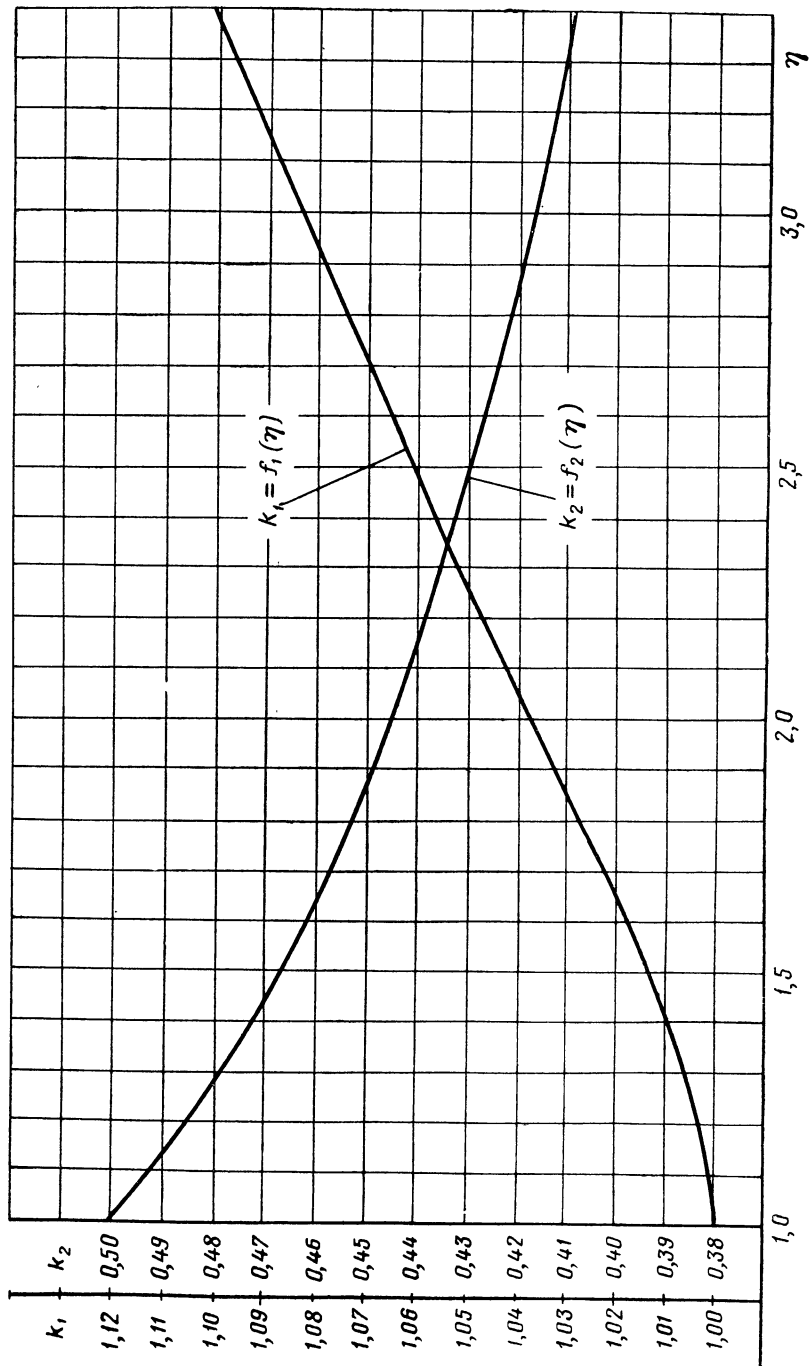
$$k_2 = \frac{1}{3} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}.$$

Эти выражения представляют собой уравнения двух кривых:

$$k_1 = f_1(\eta) \quad \text{и} \quad k_2 = f_2(\eta);$$

просчитав их, получим график, приведенный на фиг. 5. Следовательно, определение величины средней аэродинамической хорды и координат ее носка можно вести с помощью графика (фиг. 5) и следующих простейших формул:

$$\left. \begin{aligned} b_A &= k_1 \frac{S}{l}; \\ x_A &= k_2 x_k; \\ y_A &= k_2 \frac{l \operatorname{tg} \gamma}{2}; \\ z_A &= k_2 \frac{l}{2}. \end{aligned} \right\} \quad (9)$$



Фиг. 5. График для определения коэффициентов k_1 и k_2 для нахождения средней аэродинамической хорды.

При нахождении коэффициентов k_1 и k_2 по графику значение величины сужения η следует брать с точностью до 0,001.

Определение величин b_A , x_A , y_A и z_A с помощью графика и соответствующих формул несколько упрощает решение задачи и заметно сокращает затрачиваемое на это время, не уменьшая при этом точности расчета.

В формулы (9) следует подставлять значение полной площади крыла. Если концы крыла имеют незначительное закругление и при вычислении величины b_A принимается концевая хорда данного крыла b_k , а не хорда эквивалентного по площади крыла с прямолинейными очертаниями концов, то и площадь крыла S следует принимать без учета законцовки.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СРЕДНЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ХОРДЫ КРЫЛА НЕТРАПЕЦЕВИДНОЙ ФОРМЫ В ПЛАНЕ

В практике нередко встречаются самолеты, крылья которых не имеют правильной трапецевидной формы; передние или задние кромки их по различным конструктивным причинам теряют прямолинейность. Происходит это вследствие изменения угла стреловидности одной части крыла или вследствие появления надстроек.

Вычислять величину средней аэродинамической хорды и координат ее носка по ранее выведенным формулам для всего такого крыла недопустимо. Такое крыло следует подразделять на ряд прямолинейных трапеций, имеющих свои углы стреловидности и свое сужение.

Сказанное выше о замене трапецевидных крыльев с закругленными концами эквивалентными по площади крыльями с прямолинейными очертаниями концов в равной степени относится и к этим крыльям. Сделанное ранее указание о необходимости при вычислении средней аэродинамической хорды принимать полную площадь крыла (т. е. учитывать всю площадь, в том числе и закрытую фюзеляжем) для рассматриваемого случая имеет особое значение, поскольку изломы кромок крыла бывают близки к корневому сечению, а надстройку производят лишь на части размаха.

Средняя аэродинамическая хорда и координаты ее носка для крыльев, имеющих форму двух или нескольких трапеций с различными углами стреловидности в плане, определяются как сумма интегралов по формулам

$$b_A = \frac{2}{S} \sum_{z_{n-1}}^{z_n} \int b^2 dz;$$

$$x_A = \frac{2}{S} \sum_{z_{n-1}}^{z_n} \int xb dz;$$

$$y_A = \frac{2}{S} \sum_{z_{n-1}}^{z_n} \int y b dz;$$

$$z_A = \frac{2}{S} \sum_{z_{n-1}}^{z_n} \int z b dz.$$

После решения интегралов уравнения для этих крыльев примут следующий общий вид:

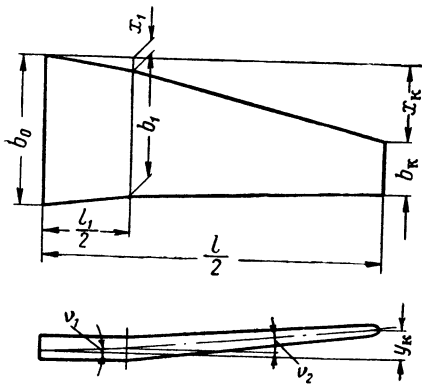
$$b_A = \frac{2}{3S} \sum [b_{n-1}^2 + b_{n-1} b_n + b_n^2] (z_n - z_{n-1});$$

$$x_A = \frac{2}{3S} \sum \left[x_{n-1} b_{n-1} + \frac{1}{2} (x_{n-1} b_n + x_n b_{n-1}) + x_n b_n \right] (z_n - z_{n-1});$$

$$y_A = \frac{2}{3S} \sum \left[y_{n-1} b_{n-1} + \frac{1}{2} (y_{n-1} b_n + y_n b_{n-1}) + y_n b_n \right] (z_n - z_{n-1});$$

$$z_A = \frac{2}{3S} \sum \left[z_{n-1} b_{n-1} + \frac{1}{2} (z_{n-1} b_n + z_n b_{n-1}) + z_n b_n \right] (z_n - z_{n-1}),$$

где n — число трапецевидных участков полукрыла.



Фиг. 6. Схема крыла с переменной стреловидностью.

Рабочие формулы для решения нашей задачи могут быть выведены из приведенных выше уравнений. Для упрощения мы поступим несколько иначе: возьмем крыло (фиг. 6), у которого центроплан и отъемная часть имеют различный угол стреловидности, и рассмотрим его как два прямолинейных трапецевидных крыла — одно с хордами b_0 и b_1 , другое с хордами b_1 и b_k — и напишем соответствующие расчетные формулы для каждой трапеции в отдельности. Величина средней аэродинамической хорды всего крыла и значения координат ее носка пропорциональны, площа-

дям трапецевидных частей крыла. Поэтому предварительно следует найти площади двух трапеций. Пусть они будут равны S_1 и S_2 .

Тогда величина средней аэродинамической хорды центроплана определится как

$$b'_A = \frac{2}{3} \frac{b_0^2 + b_0 b_1 + b_1^2}{b_0 + b_1}.$$

Для отъемной части крыла она будет равна

$$b_A'' = \frac{2}{3} \frac{b_1^2 + b_1 b_k + b_k^2}{b_1 + b_k}.$$

Для всего крыла она определится как

$$b_A = \frac{b_A' S_1 + b_A'' S_2}{S_1 + S_2}.$$

Формулы, определяющие положение средней аэродинамической хорды на подобных крыльях, составляются аналогично:

$$\left. \begin{aligned} x_A' &= \frac{x_1}{3} \frac{b_0 + 2b_1}{b_0 + b_1}; \\ x_A'' &= x_1 + \frac{x_k - x_1}{3} \frac{b_1 + 2b_k}{b_1 + b_k}; \\ x_A &= \frac{x_A' S_1 + x_A'' S_2}{S_1 + S_2}; \\ y_A' &= \frac{y_1}{3} \frac{b_0 + 2b_1}{b_0 + b_1}; \\ y_A'' &= y_1 + \frac{y_k - y_1}{3} \frac{b_1 + 2b_k}{b_1 + b_k}; \\ y_A &= \frac{y_A' S_1 + y_A'' S_2}{S_1 + S_2}; \\ z_A' &= \frac{l_1}{6} \frac{b_0 + 2b_1}{b_0 + b_1}; \\ z_A'' &= l_1 + \frac{l - l_1}{6} \frac{b_1 + 2b_k}{b_1 + b_k}; \\ z_A &= \frac{z_A' S_1 + z_A'' S_2}{S_1 + S_2}, \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

где x_A', y_A', z_A' — координаты носка САХ центроплана;
 x_A'', y_A'', z_A'' — координаты носка САХ отъемной части крыла.

Приведенные формулы, как и формулы для прямолинейного трапециевидного крыла, могут быть выражены через сужения. Сужение же, в свою очередь, может быть заменено принятыми нами коэффициентами k_1 и k_2 . Это значительно упрощает расчет, так как написанные выше 12 уравнений заменяются четырьмя. Если крыло состоит из трех трапеций, при аналитическом методе предстоит

решить 16 уравнений. При решении задачи с помощью графика количество уравнений не увеличится: их всегда остается четыре, независимо от количества трапеций.

Уравнения, выраженные с помощью коэффициентов k_1 и k_2 , для крыльев, у которых каждое полукрыло состоит из двух трапеций, имеют следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} b_A &= k_1' \frac{S_1^2}{l_1 S} + k_2'' \frac{S_2^2}{l_2 S}; \\ x_A &= \frac{x_1 (k_2' S_1 + S_2) + k_2'' S_2 (x_k - x_1)}{S}; \\ y_A &= \frac{l_1 \operatorname{tg} \nu_1 (k_2' S_1 + S_2) + k_2'' S_2 (l - l_1) \operatorname{tg} \nu_2}{2S}; \\ z_A &= \frac{l_1 (k_2' S_1 + S_2) + k_2'' S_2 (l - l_1)}{2S}, \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

где k_1' и k_2' — для центропланной части крыла с сужением γ_1' ;

k_1'' и k_2'' — для консольной части крыла с сужением η'' ;

l_1 — полный размах центроплана;

S_1 и S_2 — полная площадь соответственно каждой из двух трапеций.

Выше мы рассмотрели определение величины средней аэродинамической хорды и координат ее носка для крыльев типовых форм в плане. В практике встречаются самые разнообразные формы. В виде примера рассмотрим крыло, для которого наши формулы, содержащие коэффициенты k_1 и k_2 , принимают несколько иной вид.

Нередко встречаются крылья с прямоугольной центропланной частью (см. фиг. 7). Для такого крыла, как и для прямолинейного трапецевидного, среднюю аэродинамическую хорду можно определить графически. Для этого берем одну половину крыла, находим положение средних аэродинамических хорд отдельно для прямоугольной (b_{A1}) и трапецевидной (b_{A2}) частей. Концы найденных хорд соединяем линиями, а расстояние между ними делим обратно пропорционально площадям прямоугольной и трапецевидной частей

$$d = a \frac{S_2}{S_1 + S_2}$$

(обозначения даны на схеме, приведенной на фиг. 7).

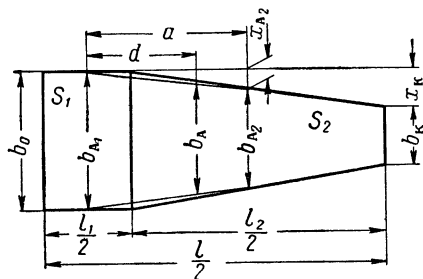
Проведя хорду между соединяющими прямыми на расстоянии d от хорды b_{A1} , получим среднюю аэродинамическую хорду всего крыла.

Формулы для определения величины средней аэродинамической

хорды и координат ее носка для трапецевидного крыла с прямоугольным центропланом будут иметь следующий вид:

$$\begin{aligned}
 b_A &= \frac{S_1^2}{4S} + k_1'' \frac{S_2^2}{4S}; \\
 x_A &= \frac{k_2'' x_K S_2}{S}; \\
 y_A &= \frac{l_1 \operatorname{tg} \nu_1 (0,5 S_1 + S_2) + k_2'' S_2 (l - l_1) \operatorname{tg} \nu_2}{2S}; \\
 z_A &= \frac{l_1 (0,5 S_1 + S_2) + k_2'' S_2 (l - l_1)}{2S}.
 \end{aligned} \tag{12}$$

Точность определения величины средней аэродинамической хорды и положения ее на крыле, как указывалось выше, имеет исключительное значение. Ошибки в подобных расчетах недопустимы: они могут привести к чрезвычайно неприятным последствиям. Следовательно, эти расчеты необходимо подвергать тщательной проверке. Предложенный метод определения величин b_A , x_A , y_A , z_A с помощью графика также удобен и для проверки этих расчетов.



Фиг. 7. Схема построения средней аэродинамической хорды для трапецевидного крыла с прямоугольным центропланом.

Кроме того, этот новый вид формул, содержащий коэффициенты k_1 и k_2 , позволяет составить простейшие уравнения для определения величины изменения центровки самолета при изменении стреловидности крыла, его площади и других изменений, нередко производимых в период компоновки самолета.

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СРЕДНЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ХОРДЫ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

Определение величины средней аэродинамической хорды b_A и координат ее носка x_A , y_A и z_A для стреловидных крыльев ведется по тем же формулам, что и для трапецевидных крыльев с малыми углами стреловидности. Поэтому мы здесь ограничимся лишь замечанием относительно нахождения угла стреловидности по передней кромке крыла, поскольку значение этого угла обычно задается по линии фокусов. Для определения же величины x_A , как известно, нужно знать значение угла стреловидности по передней кромке крыла.

Нахождение необходимого угла стреловидности можно вести путем пересчета с помощью формул или с помощью номограммы, которую нетрудно построить для этой цели.

Формулы для вычисления величины угла стреловидности крыла в плане имеют вид:

для передней кромки

$$\operatorname{tg} \chi = \operatorname{tg} \chi_{\phi} + \frac{1}{\lambda} \frac{\eta - 1}{\eta + 1};$$

для задней кромки

$$\operatorname{tg} \chi_{з.к} = \operatorname{tg} \chi_{\phi} - \frac{3}{4\lambda} \frac{\eta - 1}{\eta + 1},$$

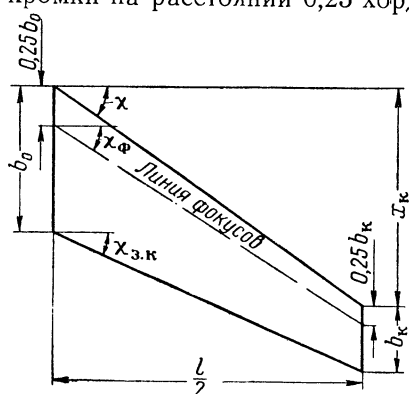
(13)

где χ и $\chi_{з.к}$ — углы стреловидности соответственно по передней и задней кромкам крыла;

χ_{ϕ} — угол стреловидности по линии $\frac{1}{4}$ хорды;

λ — удлинение крыла.

При составлении уравнений (13) принято положение линии фокусов от передней кромки на расстоянии 0,25 хорды крыла (фиг. 8).



Фиг. 8. Схема стреловидного крыла.

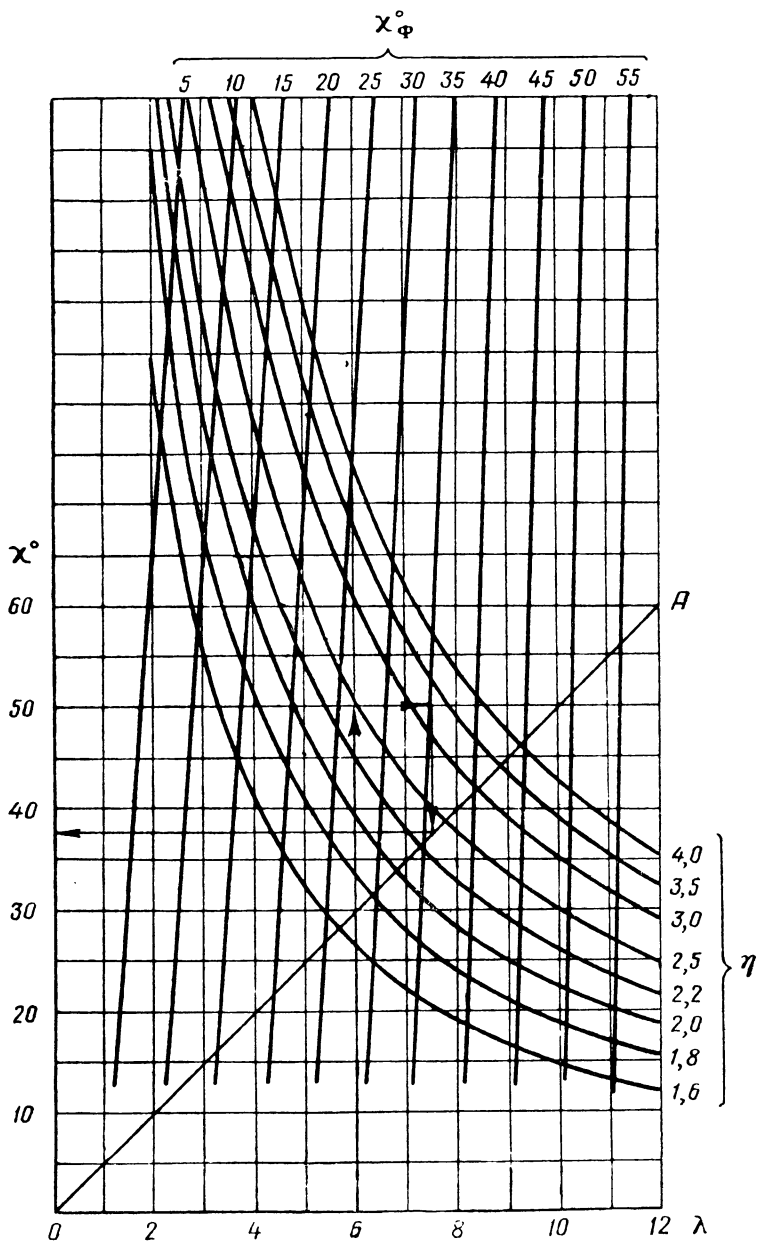
Определение с помощью номограммы (фиг. 9) значения угла стреловидности по передней кромке крыла χ по известной величине угла стреловидности по линии $\frac{1}{4}$ хорды ведется в следующей последовательности:

1) Из точки на горизонтальной оси, соответствующей значению λ данного крыла, проводится вертикальная линия до пересечения с кривой, соответствующей значению сужения крыла η .

2) Из точки пересечения проводится горизонтальная линия до пересечения с кривой, соответствующей значению угла стреловидности по линии $\frac{1}{4}$ хорды χ_{ϕ} .

3) Из полученной точки на кривой χ_{ϕ} проводится вертикаль до линии OA и затем горизонтальная линия до пересечения со шкалой, на которой и найдется значение угла стреловидности по передней кромке крыла χ .

Составленная номограмма, не уменьшая точности определения, заметно ускоряет нахождение искомой величины.



Фиг. 9. Номограмма для определения угла стреловидности крыла по передней кромке.

Глава II

РАСЧЕТЫ ЦЕНТРОВКИ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПОСТРОЙКИ САМОЛЕТА

1. ВЕСОВАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ, ПРИМЕНЯЕМАЯ В РАСЧЕТАХ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Расчет центровки начинают с составления весового перечня всех частей и агрегатов самолета; при этом порядок его составления, т. е. последовательность в перечислении, отнюдь не безразличен. Так, в практике встречается несколько различных систем построения расчета, в которых расположение агрегатов самолета производят: в последовательности дистанций, в последовательности системы чертежной нумерации, в соответствии с весовой классификацией самолета.

Каждая из перечисленных систем имеет свои достоинства и недостатки; однако наибольшее распространение получила последняя из них.

Система расположения агрегатов в последовательности дистанций заключается в следующем. Выбрав начало координат, например, в носке фюзеляжа, выписывают все агрегаты в последовательности удаления их от начала координат, т. е. в последовательности нарастающих значений координаты x .

В процессе эскизного проектирования нередко появляется необходимость в выяснении полного перечня всех агрегатов, находящихся в том или ином отсеке фюзеляжа, или требуется определить вес какой-либо его части со всеми находящимися там агрегатами. Рассматриваемое построение расчета облегчает решение подобных задач. Оно также удобно при использовании расчета центровки для определения моментов инерции и для расчета частей самолета на прочность.

К недостаткам этой последовательности в построении расчета относятся:

- 1) отсутствие весового плана самолета — веса отдельных частей самолета, агрегатов и систем здесь не выявлены;
- 2) сложность исправления документации в случае частичной переконфигурации самолета, что в процессе эскизного проектирования не является исключением;

3) значительно бóльшая трудоемкость расчетов, особенно расчетов центровки по рабочим чертежам и по детальному взвешиванию.

Второй вид построения — в последовательности чертежной нумерации удобен лишь для расчетов на двух последних этапах. К недостаткам такой систематизации расчетного материала, кроме указанных, следует отнести:

- 1) отсутствие комплектности агрегатов и систем;
- 2) невозможность вести расчет центровки на всех этапах проектирования самолета в едином плане;
- 3) усложнение обработки статистики, так как материал двух последних центровок используется с этой целью. Построение же расчетов в соответствии с весовой классификацией, наоборот, значительно упрощает эту задачу.

Расположение материала в компоновочном и эскизном расчетах центровки в соответствии с весовой классификацией, т. е. в том же плане, что и весовой расчет, значительно сокращает затрачиваемое время. Это и является главным достоинством последней системы; кроме того, она лишена недостатков, присущих двум другим системам. Придерживаться этой же последовательности при выполнении расчета центровок по рабочим чертежам не представляет никакого труда. В то же время исполнительная центровка, составленная в соответствии с весовой классификацией, представляет собой уже готовый материал для обработки весовой и центровочной статистики.

Сказанное позволяет сделать следующие выводы.

1) Недостатки системы расположения материала в последовательности чертежной нумерации настолько очевидны, а достоинства настолько малы, что ее никак нельзя рекомендовать для практической работы.

2) Расчет центровки самолета, построенным в последовательности дистанций, удобно пользоваться при определении моментов инерции и при вычислении изгибающего момента от собственного веса в расчетах на прочность частей самолета.

3) Для расчета центровки самой удобной является система весовой классификации. Исходя из этого следует рекомендовать расчет центровки вести в соответствии с весовой классификацией, а для определения моментов инерции и расчетов на прочность строить эпюры распределения веса крыла по размаху и веса фюзеляжа по его длине. Эти эпюры, необходимые для упомянутых расчетов, представляют большой интерес также и для весового расчета и расчета центровок.

Расчет центровок самолета, как уже отмечалось, строится непосредственно по материалам весового расчета, поэтому нельзя рассматривать первый изолированно от второго. В связи с этим мы вынуждены затронуть ряд вопросов, имеющих отношение к весовому расчету, и, в частности, вопрос весовой классификации, тем более, что литературы по весовому расчету, как и по расчету центровки самолета, издано крайне мало, а вопрос весовой классификации, насколько нам известно, вообще не получил достаточно полного рассмотрения.

В весовой классификации части самолета, агрегаты и грузы объединяются в группы с учетом их назначения.

В зависимости от величины полезной нагрузки, полетные веса самолета разделяются на нормальный, перегрузочный и максимальный взлетный, а также нормальный и максимальный посадочные веса. Характеризуются они различным запасом или остатком топлива и величиной боевой или коммерческой нагрузки. Соотношение между перечисленными взлетными и посадочными весами и величинами нагрузок для различных вариантов устанавливается для каждого данного самолета в соответствии с существующими требованиями и нормами.

Полетный вес самолета в соответствии с весовой классификацией подразделяется на несколько весовых групп. Таких групп может быть для военных самолетов — пять, для гражданских — четыре. К этим группам следует отнести:

1) вес конструкции планера, состоящий из веса крыла, фюзеляжа, оперения, посадочных устройств и системы управления самолетом;

2) вес силовой установки, состоящий из веса двигателей, винтов, системы охлаждения, системы смазки, всасывающей и выхлопной систем, системы управления двигателями, системы питания, а также капотов, моторам или узлов крепления и прочих агрегатов, связанных с установкой двигателей на самолете;

3) вес полного комплекта оборудования и вес систем управления агрегатами самолета (уборкой шасси, выпуском щитков и т. п.);

4) вес вооружения и бронирования;

5) к весу полной нагрузки относится непостоянный для самолета вес, а именно — вес экипажа, топлива, масла и коммерческой нагрузки (пассажиры, багаж, почта, запас буфета) — для пассажирских самолетов или вес экипажа, топлива, масла, бомб и боеприпасов — для военных самолетов.

Авторы некоторых трудов по проектированию самолетов в разделах, посвященных весовому расчету, рекомендуют вес части оборудования (так называемого съемного оборудования) и даже вес брони относить к нагрузке. Это нецелесообразно и вносит некоторую путаницу, так как современные самолеты оснащены большим количеством всевозможного оборудования, а понятие «съемное оборудование» допускает самое различное толкование.

Для сравнения весовых качеств различных самолетов статистические данные необходимо обрабатывать по единой классификации. Единой международной классификации весов самолета до настоящего времени нет; существующие в различных странах системы весовой классификации в большей или меньшей степени отличаются друг от друга. Для примера ниже приводится сравнительная таблица разбивки веса самолетов по группам в трех странах: Франции, Англии и США (табл. 1).

Как видно из этой таблицы, к полезной нагрузке, характеризующей весовую отдачу самолета, во Франции относят часть оборудования, а в США в полезную нагрузку пассажирских самолетов не

включают экипаж. В классификации США не существует группы планера; управление входит в группу оборудования. В Англии и Франции управление выделяется в самостоятельную подгруппу в группе планера. Топливная система и система смазки в английской классификации составляют самостоятельную группу и не входят в ВМГ, как в остальных странах. Во Франции и в Англии к мотогондолам относят оборудование, находящееся в гондоле за противопожарной перегородкой; моторамы и капоты относят к ВМГ. В США, а также и в Германии их относят к весу мотогондол.

Здесь перечислены некоторые особенности приведенных ниже классификаций, применяемых во Франции, Англии и США. Однако следует отметить, что в каждой стране существует несколько вариантов классификаций.

Наличие единой классификации самолета облегчило бы обработку статистики, что оказало бы известное влияние на точность весовых расчетов, поскольку в этих расчетах широко применяется статистический метод. Весовые соотношения частей самолета, имеющие в общем довольно строгую закономерность, могут определяться и сравниваться лишь при единой разбивке весов самолетов по группам.

Сказанное подтверждает необходимость единой системы как для весового анализа, так и для изучения различных вопросов расчета центровки самолета.

При рассмотрении различных весовых классификаций можно заметить, что разница между ними не столь велика. Мы полагаем, что наиболее рациональной схемой разбивки веса самолета по группам будет схема, приведенная в табл. 2, в которой подгруппы, являющиеся «спорными», разнесены следующим образом:

1) управление самолетом (рулями и элеронами) отнесено к планеру, поскольку оно имеет к нему непосредственное отношение;

2) управление подъемом шасси, выпуском закрылков, управление различными люками и пр., т. е. воздушные, гидравлические или электрические системы, — к оборудованию. Это целесообразно, поскольку источники энергии, например, генераторы, в любом случае относятся к электрооборудованию;

3) узлы крепления и створки шасси целесообразно выделять в отдельную подгруппу, так как шасси на различных самолетах крепятся в различных местах, у одних — на крыле, у других — в гондоле, у некоторых — в фюзеляже.

Это, главным образом, относится к весовому расчету и весовому анализу. Для расчета же центровки можно сделать исключение и относить вес данных агрегатов к той части самолета, в которой они находятся;

4) полный комплект съемного и несъемного оборудования отнесен к группе оборудования;

5) веса брони и вооружения выделены в отдельную подгруппу;

6) к нагрузке отнесены веса экипажа и грузов, вес которых может быть различным в различных вариантах загрузки или изменяется в течение одного полета.

Вес частей самолета в свою очередь, разбивают на следующие основные подгруппы, к которым относят: элементы основной конструкции или расчетные элементы; конструктивные части, вспомогательные элементы; дополнительные устройства.

Подгруппы различных частей самолета составляются из соответствующих им элементов конструкции. Так, подгруппа расчетных элементов крыла состоит из поясов и стенок лонжеронов, стрингеров, силовой обшивки и поясов, и стенок нервюр; подгруппа конструктивных частей крыла — из веса хвостовой и носовой частей крыла и веса различных вспомогательных элементов (крепежные и выравнивающие детали, силовые нервюры, носки и хвостики типовых нервюр, окантовочные профили и пр.). Ко второй группе можно также отнести агрегаты механизации крыла — элероны, закрылки и пр. Следует заметить, что соотношение между весами этих двух групп довольно постоянно для большинства самолетов.

К весу хвостового оперения относятся веса стабилизатора, руля высоты с противовесами, киля, руля поворота с противовесами, зализа и стыковых узлов. Наибольший вес в общей сумме весов элементов хвостового оперения составляет вес стабилизатора; его можно подразделить на две подгруппы по типу разделения веса крыла.

Вес фюзеляжа подразделяют на три подгруппы: подгруппу элементов основной конструкции, подгруппу вспомогательных элементов и подгруппу дополнительных устройств. Вес элементов конструкции первых двух подгрупп зависит от размеров фюзеляжа и расчетных нагрузок, а вес третьей подгруппы — от назначения самолета. Например, удельный вес дополнительных устройств в общем весовом балансе фюзеляжа для пассажирских самолетов значительно больше, чем для военных самолетов.

К весу элементов основной конструкции фюзеляжа относят веса обшивки, стрингеров и шпангоутов, т. е. силовых элементов, воспринимающих общий момент. Вес вспомогательных элементов, отнесенных ко второй подгруппе, состоит из веса деталей крепления каркаса и стыковки, веса окантовки различных мелких вырезов и прочих элементов, не относящихся к основной конструкции, но зависящих от ее веса. Вес дополнительных устройств состоит из весов окон, полов, фонарей, перегородок, крышек люков, створок различных отсеков, коммуникационных туннелей, узлов крепления всевозможного оборудования и вооружения и прочих элементов конструкции, расчет которых ведется по местным нагрузкам.

Точность распределения веса фюзеляжа по его длине из-за его относительно больших размеров оказывает большое влияние на точность определения центровки самолета. Принятая разбивка частей фюзеляжа на подгруппы позволяет проверить правильность определения веса фюзеляжа. Коэффициенты, выведенные из весовых соотношений этих подгрупп, для самолетов одного назначения лежат в достаточно узких пределах.

Вес посадочных устройств нормальной трехколесной схемы составляет из весов носового шасси, устанавливаемого в носовой

Классификация весов самолета

		Военные самолеты	Гражданские самолеты	
Полетный вес самолета	Пустой самолет	Планер	Крыло Фюзеляж Оперение Управление самолетом Шасси Узлы крепления и створки шасси	
		Силовая установка	Двигатели Винты Стартеры Система охлаждения (с жидкостью) Система всасывания Выхлопная система Управление двигателями Гондолы с капотами и моторами Система смазки (с баками без протектора) Система смазки (с баками) Топливная система (с баками без протектора) Топливная система (с баками)	
		Оборудование	Аэронавигационное оборудование Электрооборудование Радиооборудование Противообледенители Высотное оборудование Теплозвукоизоляция — Отделка и обивка пассажирских кабин Кислородное оборудование Бытовое оборудование Управление агрегатами самолета	
		Вооружение и бронирование	Стрелковое вооружение Бомбардировочное вооружение Броня и протекторы	— — —
		Полезная нагрузка	Экипаж Топливо и масло Военная нагрузка Служебная нагрузка	Экипаж Топливо и масло Платная нагрузка Служебная нагрузка

части фюзеляжа, главного шасси, закрепляемого непосредственно под крыльями или в гондолах, и дополнительной опоры, устанавливаемой в хвостовой части фюзеляжа. Вес посадочных устройств схемы тандем, или велосипедной схемы, составляется из весов передней и задней стоек, устанавливаемых в средней части фюзеляжа, и веса двух опорных шасси, устанавливаемых в гондолах двигателя-лей или на концах крыла.

Вес узлов крепления шасси и вес створок шасси нами выделен в отдельную подгруппу и поэтому к весу шасси не относится. В вес шасси также не включается вес механизмов подъема стоек и управления люками шасси, который относится к весу управления агрегатами самолета.

По рассматриваемой классификации вес посадочных приспособлений разбивается на три подгруппы. В первую подгруппу входит вес колес, во вторую — вес расчетных элементов и в третью — вес конструктивных частей шасси. Вес расчетных элементов составляется из весов амортизационных стоек, осей колес, подкосов, траверсы, рычагов (рычажного шасси) и пр. К весу конструктивных элементов шасси относятся вес верхнего и нижнего узлов на амортизационной стойке, узлов крепления механизмов уборки и подкосов, амортизационная жидкость, вес демпфера «шимми» и узлов его крепления на носовом шасси и пр.

Относительный вес всего шасси для различных самолетов по данным весовой статистики лежит в очень жестких пределах. Зависимость же относительного веса расчетных элементов шасси от веса самолета более очевидна и значение выражающих ее коэффициентов имеет еще меньшую амплитуду изменений.

2. КОМПОНОВОЧНЫЙ И ЭСКИЗНЫЙ РАСЧЕТЫ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Расчет центровки в период компоновки самолета является более сложным, чем все остальные, и наиболее ответственным, поскольку именно в этот период намечается взаимное расположение частей самолета, в значительной степени зависящее от расчета центровки. Кроме того, он охватывает значительно большее количество вопросов, чем расчеты на остальных этапах проектирования самолета. Поэтому в настоящем разделе будут даны лишь общие положения компоновочного расчета центровки и техники расчета. Решение всех остальных вопросов, возникающих в процессе эскизного проектирования самолета, будет рассмотрено в гл. III.

Расчеты центровок на различных этапах проектирования и постройки самолета отличаются главным образом исходными данными и объемом, т. е. большей или меньшей детальностью расчета.

Компоновочный и эскизный расчеты центровки самолета имеют много общего. Больше того, эскизный расчет строится непосредственно по материалам компоновочного расчета и является прямым его продолжением, поэтому они будут рассмотрены параллельно.

Для расчета компоновочной центровки надо иметь весовой расчет, общий вид самолета в трех проекциях и компоновочный чертеж первого приближения.

Расчет центровки первого приближения обычно содержит веса частей самолета и крупных агрегатов. Мелкие детали, как правило, объединяются в группы, а для многих частей самолета дается общий вес, без детализации (например, для крыла, горизонтального и вертикального оперения, каркаса с обшивкой фюзеляжа и пр.). Части крыла — лонжероны, стрингеры, нервюры, обшивка и части фюзеляжа — шпангоуты, стрингеры, обшивка — в этот расчет самостоятельно не включаются. Координаты центров тяжести частей самолета определяются обычно по статистике для ранее построенных самолетов, имеющейся в каждом конструкторском бюро, и по личному опыту расчетчика.

На компоновочном чертеже самолета намечают взаимное расположение основных частей самолета — крыла, фюзеляжа, шасси, оперения, затем подразделяют объем фюзеляжа на кабины, топливные отсеки (если топливо размещено в фюзеляже) и отсеки для полезной нагрузки. На этом же чертеже намечается размещение основных грузов. Из оборудования на чертеже должна быть нанесена наиболее тяжелая аппаратура. Остальные более мелкие агрегаты оборудования, такие, например, как аэронавигационные приборы, приборы, контролирующие работу двигателей, и пр., объединяют по группам с одним центром тяжести и намечают их расположение — одних в кабинах, других в различных частях самолета. Хорошо, когда оборудование компоуется по самостоятельным отсекам, например, в радиоотсеке, в электроотсеке, в гидротоотсеке и т. д.

Кроме бокового вида фюзеляжа, для расчета центровки самолета необходимы также следующие чертежи: боковой вид гондол с размещением в них двигателей, шасси, оборудования и пр.; чертежи общего вида крыла и горизонтального оперения в плане.

При первом подсчете достаточно определить положение центра тяжести лишь по оси x . Это ускоряет работу и позволяет быстро вносить изменения; кроме того, обычно это вполне допустимо, так как для устойчивости наиболее важное значение имеет продольное положение центра тяжести самолета, а задачей этого расчета является определение положения крыла вдоль оси фюзеляжа.

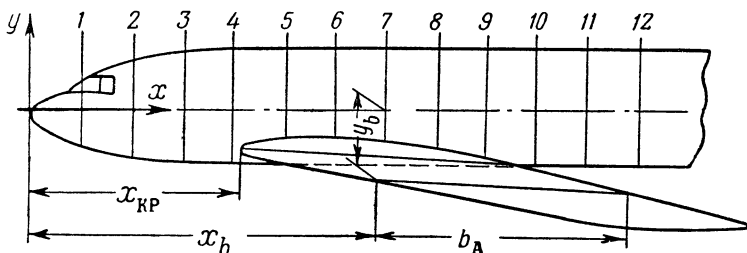
Расчет первой центровки самолета только по оси x также облегчает исправление расчета при частичной перекомпоновке самолета, которая в стадии эскизного проектирования является не исключением, а системой.

Для быстроты замеров координат центров тяжести на чертеже следует нанести сетку с разбивкой через один метр (в масштабе чертежа), начиная от произвольно выбранного начала координат, или наложить заранее вычерченный на кальке транспорант с такой разметкой.

За начало координат по соображениям, указанным выше, удобно принимать носок фюзеляжа, а за ось x — ось самолета. Поскольку

центровку самолета выражают в долях средней аэродинамической хорды и координаты центра тяжести самолета x_T и y_T , полученные относительно произвольно выбранных осей, пересчитывают по формулам перехода, то заранее следует определить и записать положение носка средней аэродинамической хорды в выбранной системе координат (фиг. 10).

Приняв ту или иную точку за начало координат, определяют положение центров тяжести всех частей самолета, агрегатов и грузов, замеряют по чертежу расстояния по оси абсцисс и записывают их в соответствующую графу центровочной ведомости, куда заранее вносят наименования всех агрегатов с их весами. Просуммировав веса отдельных агрегатов, сверяют полученный результат с полетным весом самолета, определенным в весовом расчете. Нередко при составлении центровочных ведомостей приходится вносить некоторые уточнения в весовой расчет самолета.



Фиг. 10. Центровочная схема самолета.

Положение центров тяжести отдельных агрегатов необходимо определять как можно точнее, особенно таких агрегатов, вес которых значителен. Наибольшие трудности возникают как при определении веса, так и при определении центра тяжести силового набора фюзеляжа, что связано с его значительными размерами, неравномерным и своеобразным для каждой схемы распределением веса по его длине. Первые теоретические расчеты центровок самолета тем и сложны, что многие исходные данные (увязочные и силовые схемы) неизвестны, а точность расчета требуется наиболее высокая.

После того как в результате произведенных различных исследований, окончательно выбраны основные размеры самолета, а по результатам компоновочного расчета центровки найдено правильное взаимное положение крыла и фюзеляжа и размещены основные грузы, приступают к разработке эскизного проекта.

Составление эскизного проекта заключается в разработке теоретических схем частей самолета, силовых схем крыла, фюзеляжа и других частей самолета, в разработке принципиальных схем различных устройств, в размещении и увязке различного оборудования и проводок. Кроме того, вычерчивают центровочный чертеж в масштабе, удобном для производства расчета, например, в масштабе $1/20$ или $1/10$, в зависимости от размеров самолета.

На боковой вид самолета наносят кабины экипажа с экипажем и топливные баки, для военного самолета — бомбовые отсеки и стрелковое вооружение; для транспортных самолетов — пассажирскую кабину с размещением кресел и различного оборудования для создания комфорта, служебные и бытовые помещения и грузовые отсеки. Из оборудования наносят значительные по весу агрегаты, как, например, аккумуляторы, крупные агрегаты гидравлической или воздушной систем, антиобледенительной и высотной систем, радиосвязную и локационную аппаратуру, всевозможные баллоны и пр.

В процессе разработки эскизного проекта уточняют величину расчетной перегрузки и производят уточненный весовой расчет самолета.

Все эти материалы являются исходными для расчета второй, окончательной центровки, называемой эскизной центровкой. Эта центровка является официальным документом и входит в комплект расчетов, прилагаемых к эскизному проекту самолета.

Эскизный расчет центровки делается более подробно; части самолетов и комплекты оборудования здесь детализируются. Кроме того, расчет производится по двум осям x и y . Данный расчет центровки производится для всех вариантов загрузки самолета. Определяя положение центров тяжести различных агрегатов и грузов, их отмечают на центровочном чертеже точками и во избежание ошибок проставляют номера, соответствующие центровочной ведомости. К эскизному расчету центровок рекомендуется прилагать следующие материалы:

1) Расчет средней аэродинамической хорды с указанием расстояний от начала координат до носка хорды крыла по оси симметрии самолета или какого-либо иного размера, характеризующего положение крыла относительно фюзеляжа; кроме того, должны быть указаны расстояния от начала координат и от оси самолета до носка средней аэродинамической хорды.

2) Расчет углов выноса колес шасси и величину нагрузки на носовое колесо в процентах от веса самолета. Последние величины следует давать для двух значений веса самолета — для взлетного и посадочного, а также для предельных значений центровки самолета (см. раздел 7 гл. II).

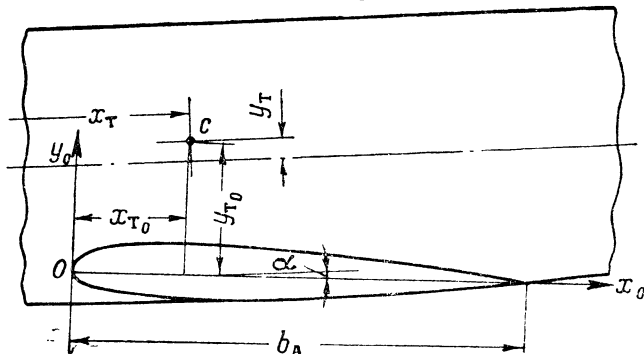
3) График изменения центровки самолета в полете от выгорания топлива, сбрасывания бомб и расхода снарядов.

4) Центровочный чертеж с указанием центров тяжести частей самолета и основных агрегатов.

Выше в общих чертах изложены особенности двух первых расчетов центровки самолета — компоновочного и эскизного. Дальнейшее описание будет в равной степени относиться как к первому, так и ко второму с той лишь разницей, что в компоновочном расчете центровок определяется положение центра тяжести только по оси x , а все уравнения будут написаны для определения положения центра тяжести по двум осям, — т. е. в соответствии с эскизной центровкой самолета.

После того как положение центров тяжести всех частей самолета, агрегатов и грузов будет определено и координаты их замерены, производят подсчет статических моментов. Просуммировав их, находят координаты центра тяжести пустого самолета по уравнениям (1), а затем и его центровку по уравнениям (2), выраженные, как ранее указывалось, в процентах средней аэродинамической хорды крыла.

Средняя аэродинамическая хорда лежит в плоскости хорд крыла. Поскольку крыло обычно устанавливается с определенным углом заклинивания, то проекция средней аэродинамической хорды на плоскость симметрии самолета не параллельна оси самолета, а образует с ней некоторый угол. Выражая центровку самолета в долях средней



Фиг. 11. Положение центра тяжести самолета в системе координат с началом в носке САХ.

аэродинамической хорды, мы должны проектировать центр тяжести самолета на ее проекцию (фиг. 11).

Центр тяжести загруженного самолета обычно находится на небольшом расстоянии от центра тяжести пустого самолета. Поэтому для практических целей вполне достаточно внести поправку на угол заклинивания крыла только в величину центровки пустого самолета, а в дальнейшем можно условно принимать среднюю аэродинамическую хорду параллельной оси самолета.

Координаты центра тяжести пустого самолета относительно осей ox_0 и oy_0 (см. фиг. 11) получим из уравнений

$$\left. \begin{aligned} x_{T0} &= x_T - x_b - y_{T0} \operatorname{tg} \alpha, \\ y_{T0} &= y_b + y_T + (x_T - x_b) \operatorname{tg} \alpha. \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

Приведенные уравнения справедливы для случая, когда центр тяжести самолета находится выше средней аэродинамической хорды крыла. Для самолетов, у которых он ниже этой хорды, следует пользоваться уравнениями

$$\left. \begin{aligned} x_{T0} &= x_T - x_b + y_{T0} \operatorname{tg} \alpha, \\ y_{T0} &= y_b - y_T - (x_T - x_b) \operatorname{tg} \alpha. \end{aligned} \right\} \quad (14a)$$

Значения y_T в уравнениях (14) и (14a) следует подставлять с их знаками.

При расчете центровки загруженного самолета следует брать статический момент пустого самолета с учетом этой поправки, т. е.

$$(Gx_T)'_{\text{пуст}} = G_{\text{пуст}}(x_b + x_{T0}).$$

Сказанное относится к теоретическому определению центра тяжести самолета. При экспериментальном его нахождении, обрабатывая результаты взвешивания графическим методом, центр тяжести проектируют на среднюю аэродинамическую хорду и тем самым определяют истинную величину x_{T0} .

Определив центровку пустого самолета, производят расчет взлетных центровок основных вариантов загрузки самолета при нормальном и перегрузочном весе по формулам

$$x_T = \frac{(Gx_T)'_{\text{п}} + \sum (Gx)_{\text{нагр}}}{G};$$

$$y_T = \frac{(Gy_T)'_{\text{п}} + \sum (Gy)_{\text{нагр}}}{G};$$

и далее

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_b}{b_A} 100;$$

$$\bar{y}_T = \frac{y_T - y_b}{b_A} 100.$$

Выпуск и уборка шасси вызывают перемещение центра тяжести самолета. Величина перемещения зависит от направления подъема и веса шасси и нередко достигает значительных размеров. Поэтому необходимо определять центровки самолета, соответствующие двум положениям шасси, причем вначале определяют центровку для самолета с выпущенным шасси (центровка самолета на земле), а затем для самолета с убраным шасси (полетная центровка).

Определение влияния на центровку самолета уборки и выпуска шасси можно вести двумя путями.

1) Определить координаты и величину статического момента относительно выбранного начала координат для колес и конструкции шасси в выпущенном положении, затем проделать то же самое для шасси в убранном положении и, далее, найти два соответствующих значения статических моментов для пустого самолета и для самолета с нагрузкой. Затем определять центровки самолета, ведя все время два параллельных подсчета.

2) Определить координаты центров тяжести и величину статического момента колес и конструкции шасси относительно начала координат только один раз — для шасси в выпущенном положении. Центровку пустого самолета также определять только для шасси в выпущенном положении. Изменение же момента от уборки шасси подсчитать путем умножения веса колес и деталей шасси на величину перемещения их центров тяжести и затем, просуммировав, найти

$$\Delta Gx_{\text{ш}} \text{ и } \Delta Gy_{\text{ш}}.$$

Изменение центровки самолета от уборки или выпуска шасси для каждого из рассматриваемых полетных случаев

$$\left. \begin{aligned} \Delta \bar{x}_T &= \frac{\Delta G x_{ш}}{0,01 G b_A}; \\ \Delta \bar{y}_T &= \frac{\Delta G y_{ш}}{0,01 G b_A}. \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

В этом случае надо внимательно следить за знаками момента $\Delta G x$ и изменения центровки $\Delta \bar{x}_T$. Если шасси убирается назад, по линии полета, то $\Delta G x$ и $\Delta \bar{x}_T$ будут с положительным знаком, а центровка самолета с убраным шасси будет более задняя. Если же уборка шасси происходит в направлении против полета, то знак соответственно будет отрицательный, а центровка самолета с убраным шасси будет более передняя.

Последний путь несколько упрощает и ускоряет расчет центровки самолета с убраным шасси.

Из последних уравнений следует, что величина изменения центровки самолета зависит только от двух переменных: от величины изменения момента шасси $\Delta G x_{ш}$ и от веса самолета G , соответствующего рассматриваемому варианту центровки, и не зависит от положения центра тяжести самолета. В последнем вопросе нередко допускают ошибку, полагая, что при различных значениях центровки самолета влияние уборки шасси — различное.

Определив взлетные центровки самолета с выпущенным и убраным шасси для различных вариантов загрузки, переходят к расчету посадочных центровок, на которые следует обратить особое внимание.

В расчетах обычно рассматривается несколько посадочных случаев — одни для расчета посадочных скоростей, пробега и прочностных расчетов — с остатком топлива, регламентируемым различными нормами, другие — для случая посадки с максимальным и минимальным посадочными весами.

Если в отдельных случаях посадочная центровка получается недопустимой, в расчете необходимо указать меры, которые необходимо принять экипажу, чтобы обеспечить нормальную посадку.

Например, можно рекомендовать как средство исправления передней центровки при посадке транспортного самолета — переход нескольких членов экипажа в хвостовую часть самолета.

Кроме определения взлетных и посадочных центровок самолета для основных вариантов загрузок, необходимо произвести расчеты центровок для всех возможных вариантов загрузки самолета, затем следует определить возможные перемещения центра тяжести самолета в полете в результате перемещения экипажа, расходования топлива, расходования снарядов и прочих возможных изменений и, наконец, для выявления полного диапазона центровок необходимо определить предельно переднюю и предельно заднюю эксплуатационные центровки.

Для определения предельно передней эксплуатационной центровки следует из веса и момента нагрузки, изменяющейся в полете (топливо, бомбы, боеприпасы), вычесть веса и моменты той части нагрузки, центр тяжести которой расположен за центром тяжести самолета, и оставить все грузы, находящиеся перед центром тяжести.

Для определения предельно задней эксплуатационной центровки следует из изменяющейся в полете нагрузки вычесть вес и момент тех грузов, центр тяжести которых находится перед центром тяжести самолета, и оставить грузы, находящиеся сзади центра тяжести.

Однако при этом следует иметь в виду, что уменьшать топливо нужно в строгом соответствии с инструкцией по расходованию топлива и рассматривать такие соотношения топлива в группах баков, которые могут встретиться в эксплуатации. Центровки самолета, которые могут получиться в аварийных случаях или при поражении баков, не могут считаться предельными эксплуатационными, их следует рассматривать особо.

Для самолетов, у которых положение центра тяжести топлива изменяется с изменением веса топлива, определение предельных центровок несколько усложняется. В этих случаях необходимо определить изменение положения центра тяжести самолета на протяжении всего пути от топлива и других грузов, вес которых изменяется в течение одного полета.

Проектируя самолет, стремятся исключить влияние топлива на центровку самолета, но, часто отыскивая компромиссное решение, не удается так скомпоновать топливную систему, чтобы расход топлива не изменял положения центра тяжести самолета, причем величина этого изменения зависит от веса топлива, полетного веса и положения центра тяжести самолета. Эти величины, в свою очередь, также не являются постоянными для одного и того же самолета.

Сказанное выше приводит к следующему выводу: для выяснения влияния топлива на положение центра тяжести самолета и для определения полного диапазона его отклонений следует строить график, выявляющий характер изменения центровки самолета в полете по мере выгорания топлива и сбрасывания и расходования различных грузов. Кроме того, этот график позволит быстро определять взлетные центровки при вылете самолета с различным запасом топлива и посадочные — при любом его остатке.

Порядок расходования топлива из групп баков задается, главным образом, из соображений наименьшего отклонения центра тяжести самолета в полете, т. е. определяется в результате расчета центровки и построения подобного графика. Эти графики следует строить при расчетах центровки на всех этапах проектирования самолета.

Приступая к расчету и построению подобных графиков, необходимо хорошо представлять себе возможное устройство систем: перекачки, клапанной, коллекторной и дренажной. Следует также определить уровни топлива при полете самолета на различных углах

атаки и изучить другие вопросы, связанные с работой топливной системы.

При построении графиков изменения центровки самолета в полете по вертикальной шкале откладывают значение центровок самолета в пределах эксплуатационного диапазона, по горизонтальной шкале — количество топлива в кг или в л в зависимости от назначения графика. Например, для эксплуатационных целей — удобнее давать размерность в л.

Графики могут иметь различный вид. Первый из них (фиг. 12) представляет собой одну кривую изменения центровки самолета в полете от всех переменных грузов. При построении заранее отмечают момент сбрасывания бомб и условно принимают участок полета, на котором расходуются все снаряды. На этой же кривой отмечают влияние на центровку уборки и выпуска шасси.

Если при иных вариантах нагрузки самолета полетные центровки отличаются от центровок основного варианта, то на том же графике могут быть нанесены кривые, соответствующие этим вариантам загрузки.

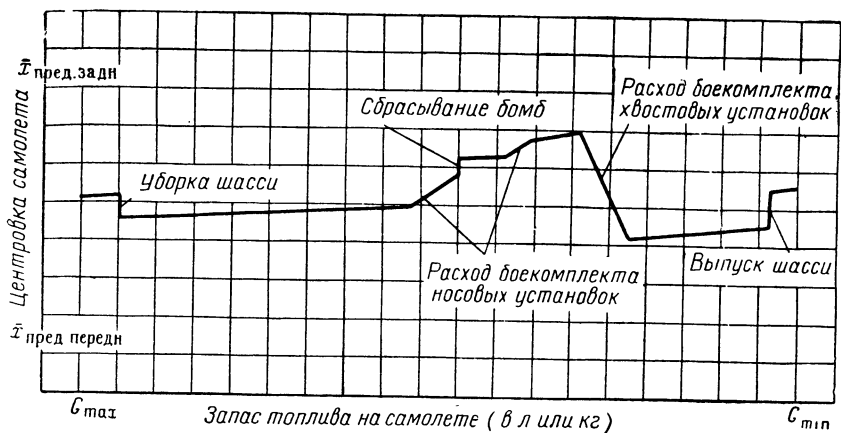
График иного вида, приведенный на фиг. 13, представляет собой ряд кривых, каждая из которых соответствует полету без какой-либо части нагрузки и тем выясняет ее влияние на центровку самолета. Так, например, могут быть построены кривые изменения центровки самолета только от расходования топлива в полете с бомбовой нагрузкой и без нее; расстояния между этими кривыми покажет влияние загрузки или сбрасывания бомб при различном запасе или остатке топлива. Аналогично можно построить одну кривую для полетов без боезапаса во всех задних стрелковых установках (расположенных за центром тяжести самолета), другую — без боезапаса во всех передних установках (т. е. расположенных перед центром тяжести самолета) и любые другие кривые, соответствующие вариантам загрузки, которые могут встретиться в практике эксплуатации проектируемого самолета.

График, приведенный на фиг. 12, воссоздает примерную картину изменения центровки самолета в боевом полете с расходом и сбрасыванием всех переменных грузов. График же, приведенный на фиг. 13, более наглядно определяет влияние отдельных грузов на центровку самолета при различном полетном весе, а также выявляет предельные переднюю и заднюю эксплуатационные центровки.

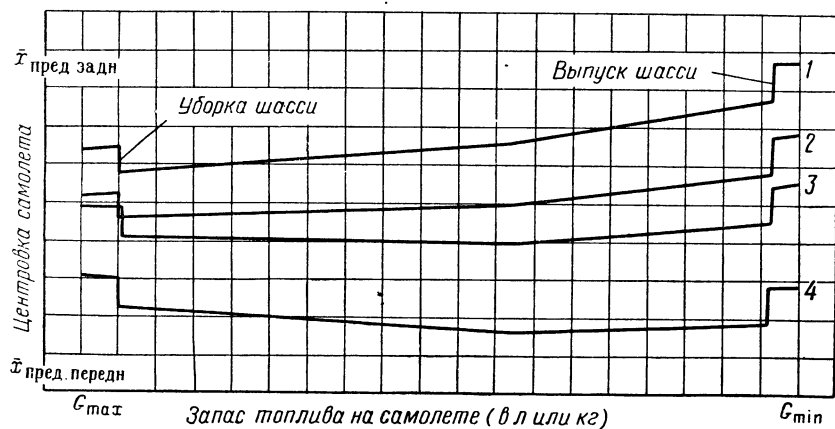
Подобные графики можно строить и для пассажирских самолетов с той же целью выяснения полного диапазона изменения центровок самолета в полете с различными вариантами его загрузки.

Кроме перечисленных выше достоинств графического изображения характера перемещения центра тяжести самолета в полете, следует указать еще на одно: этот график помогает выбрать средство исправления центровки самолета, если последняя оказалась неудовлетворительной.

Следует рекомендовать его построение как при расчете компоновочной центровки, так и при расчете эскизной, причем в первом



Фиг. 12. График изменения центровки самолета в полете с полной нагрузкой.



Фиг. 13. График изменения центровки самолета в полете с различной нагрузкой.

1 — с боекомплектом только в задних установках, без бомб; 2 — с полным боекомплектом во всех установках, с бомбами; 3 — без комплекта во всех установках, без бомб; 4 — с боекомплектом только в передних установках, с бомбами.

случае можно просчитывать меньшее количество точек на кривых и рассматривать меньшее количество вариантов загрузки, выбирая из них лишь те, которые вызывают наибольшее перемещение центра тяжести самолета.

В заключение настоящего раздела следует сделать несколько практических замечаний. Компановочный и эскизный расчеты центровок самолета, как уже указывалось, значительно сложнее последующих расчетов. Поэтому их следует поручать лишь опытным инженерам-расчетчикам. В этих расчетах положение центра тяжести больших и тяжелых агрегатов и даже целых систем определяется на глаз. Этот навык следует приобретать, центруя самолет по чертежам. С этой целью, прежде чем сцентрировать тот или иной агрегат подетально, намечают на глаз положение его центра тяжести, а затем проверяют детальной центровкой. Если расхождение получается значительным, анализируют причину ошибки.

3. ПРИМЕР КОМПОНОВОЧНОГО РАСЧЕТА ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Для примерного расчета центровки выбран реальный четырехмоторный бомбардировщик Боинг В-17G, компановочная схема которого приведена на фиг. 14.

Несмотря на большое количество опубликованных данных этого самолета, весовые сводки весьма ограничены и касаются в основном частей самолета и наиболее крупных агрегатов. Эти веса включены в расчет без изменений, хотя отдельные из них и вызывают некоторое сомнение. Для нашего же случая точность весовых данных не имеет большого значения, так как преследуется цель показать примерный объем, последовательность и форму расчета.

Весы различных элементов конструкции приняты условно, с учетом известных весовых соотношений. Оборудование мы вынуждены были учесть суммарным весом отдельных систем, а также принять суммарный вес стрелковых установок ввиду отсутствия более подробных сведений.

В действительности для самолетов такого тоннажа компановочный расчет центровки должен быть более детальным и прежде всего — в отношении оборудования и вооружения. Степень детализации зависит не только от размера самолета, но и от особенностей его компановки, а также и от опыта расчетчика.

Координаты центров тяжести агрегатов самолета В-17G не опубликованы, — они определены ориентировочно по компановочной схеме самолета (см. фиг. 14).

Приведенный в настоящем примере материал не исчерпывает всех вопросов расчета компановочной центровки. Здесь показано лишь составление центровочной ведомости и расчет вариантов центровки самолета. Остальные расчеты, в частности, определение средней аэродинамической хорды крыла и координат ее носка для краткости опущены. В расчете приняты следующие значения хорды и положение ее на самолете: $b_A=4,510$ м; $x_b=6,250$ м.

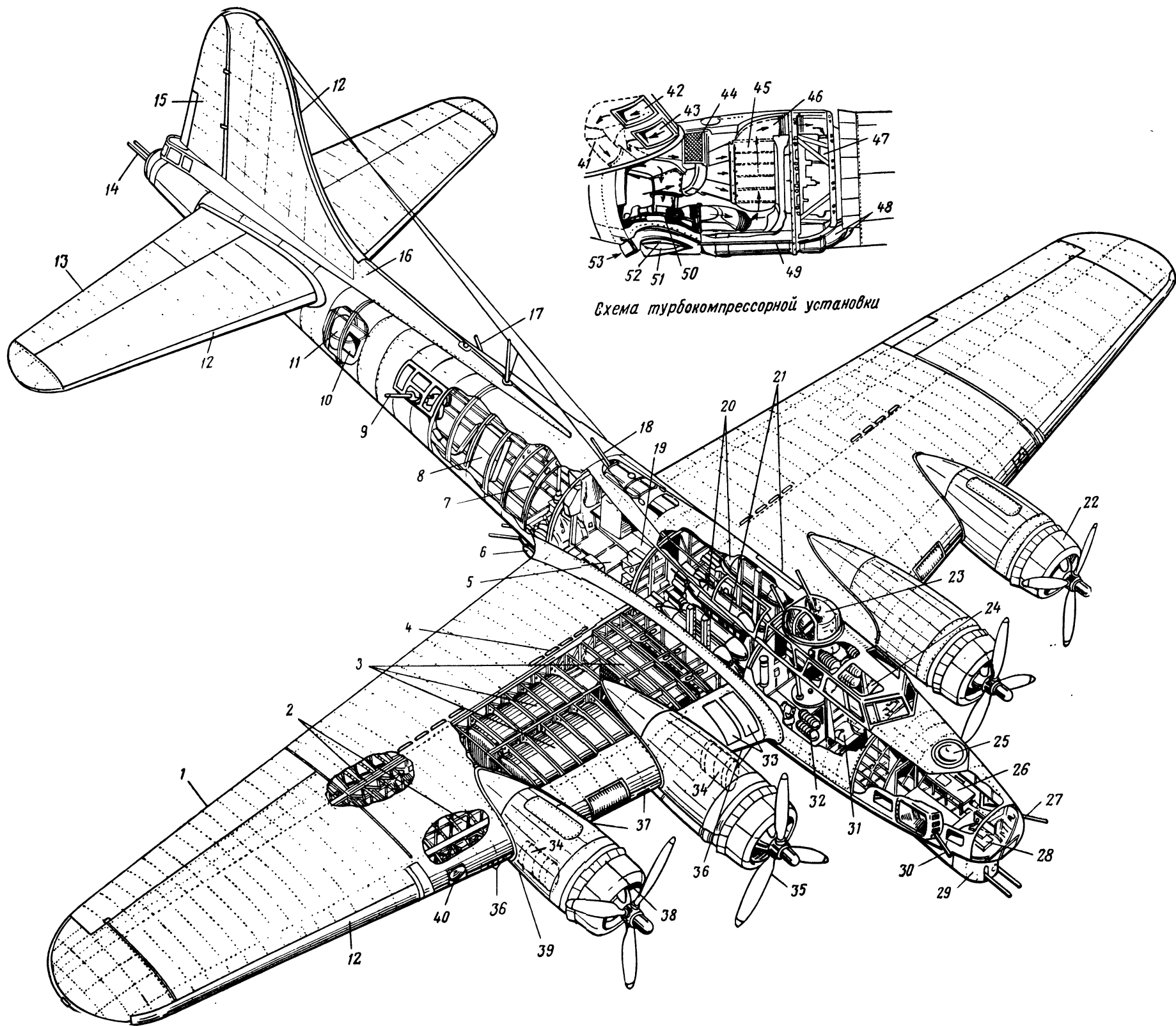


Схема турбокомпрессорной установки

Фиг. 14. Компонировочная схема бомбардировщика Боинг В-17G

1—элерон с полотняной обшивкой; 2—лонжероны; 3—протектированные баки для горячего; 4—отверстия на верхней поверхности крыла для выхода горячего воздуха от масляного и промежуточного радиаторов; 5—люк для фотоаппарата; 6—нижняя сферическая двухпулеметная башня; 7—трап; 8—патронные коробки; 9—правый бортовой пулемет; 10—дверь; 11—углубление в фюзеляже для убирания хвостового колеса; 12—антиобледенитель; 13—руль высоты с полотняной обшивкой; 14—хвостовые пулеметы; 15—руль направления с полотняной обшивкой; 16—удлинненный киль; 17—левый бортовой пулемет; 18—верхний пулемет (огонь ведет радист); 19—сиденье радиста; 20—бомбы, расположенные горизонтально в бомбодержателях в фюзеляже; 21—место хранения надувных спасательных лодок; 22—девятнадцатилитровый звездообразный двигатель Райт «Циклон» со взлетной мощностью 1200 л. с.; 23—верхняя двухпулеметная башня; 24—сиденье летчика; 25—фонарь для астрономических наблюдений; 26—столлик штурмана; 27—переставной пулемет; 28—сиденье бомбардира; 29—подфюзеляжная двухпулеметная башня с дистанционным управлением;

30—пулемет (огонь ведет штурман); 31—сиденье второго летчика; 32—кислородные баллоны; 33—откидные панели, закрывающие аккумуляторные батареи; 34—масляный бак; 35—винт Гамильтон Стандарт «Гидроматик»; 36—всасывающие патрубки в носовой части крыла, через которые воздух поступает к турбокомпрессору и промежуточному радиатору; 37—всасывающий патрубок в носовой части крыла, через который воздух поступает к масляному радиатору; 38—регулируемые щитки юбки капота; 39—турбокомпрессор фирмы Дженерал Электрик (установлен в каждой моторной гондole); 40—посадочная фара; 41—перепускной клапан; 42—всасывающий патрубок для забора воздуха к турбокомпрессору; 43—всасывающий патрубок для забора воздуха к промежуточному радиатору; 44—воздушный фильтр; 45—промежуточный радиатор; 46—трубопровод, подающий сжатый воздух от промежуточного радиатора к карбюратору; 47—карбюратор; 48—трубопроводы кольцевого выхлопного коллектора; 49—трубопровод, подводящий выхлопные газы к турбинному колесу; 50—нагнетатель турбокомпрессора; 51—крышка с патрубком, подводимым воздух для охлаждения турбины; 52—турбина, работающая от выхлопных газов; 53—выхлопной патрубок.

Определение центровки пустого самолета

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
-----------	--------------	---------	--------	-----------	--------	-----------

I. П Л А Н Е Р

Крыло

1	Крыло ($S=131,9 \text{ м}^2$)	2610	8,00	20 880	—	—
2	Усиление крыла в топливном отсеке	85	8,20	697	—	—
Итого крыло		2695	—	21 577	—	—

Фюзеляж

А. Основная конструкция

3	Обшивка	710	10,20	7 242	—	—
4	Стрингеры					
5	Шпангоуты					
Итого		710	—	7 242	—	—

Б. Вспомогательные элементы

6	Стык фюзеляжа с крылом	50	7,82	391	—	—
7	Крепление оперения	20	20,64	413	—	—
8	Крепление хвостового шасси	25	18,30	458	—	—
9	Окантовка выреза для двери	8	17,65	141	—	—
0	Окантовка выреза под фонарь	12	5,64	67	—	—
1	Окантовка выреза под нижнюю турель	10	11,42	114	—	—
2	Окантовка выреза под переднюю турель	7	0,76	5	—	—
3	Окантовка выреза под боковые турели	12	1,42	17	—	—
4	Окантовка выреза под задние боковые турели	12	15,84	190	—	—
5	Окантовка выреза под фотоаппарат	6	10,23	61	—	—
6	Окантовка выреза под астрономический фонарь	4	2,54	10	—	—
7	Крепление каркаса, обшивки, стыки	130	11,60	1 510	—	—
Итого		296	—	3377	—	—

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
В. Дополнительные устройства						
18	Створки бомбовых люков с узлами крепления	85	8,25	702	—	—
19	Створки хвостового колеса с узлами крепления	15	18,45	277	—	—
20	Створки фотолока	4	10,23	41	—	—
21	Дверь	12	17,65	212	—	—
22	Фонарь и окна в кабине бомбардира и штурмана	34	0,85	29	—	—
23	Фонарь летчиков с обтекателем	93	6,80	632	—	—
24	Астрономический фонарь	8	2,54	20	—	—
25	Окна боковых стрелков	6	5,36	32	—	—
26	Окно нижнего стрелка	6	11,63	70	—	—
27	Фонарь кормового стрелка	30	22,50	675	—	—
28	Пол штурмана	15	2,10	31	—	—
29	Пол летчиков	30	4,90	147	—	—
30	Пол верхнего стрелка	7	6,60	46	—	—
31	Пол кормового стрелка	6	22,40	134	—	—
32	Стол штурмана	4	1,80	7	—	—
33	Крепление носовых стрелковых установок	28	1,12	32	—	—
34	Крепление верхней турели	16	6,85	110	—	—
35	Крепление верхнего пулемета	7	11,50	81	—	—
36	Крепление боковых пулеметов	10	15,80	158	—	—
37	Крепление нижней турели	12	12,15	146	—	—
38	Крепление кормовой турели	20	22,60	446	—	—
39	Крепление оборудования	45	7,50	337	—	—
40	Коммуникационный туннель	55	11,86	653	—	—
41	Трап	6	12,81	77	—	—
42	Прочее	27	9,00	243	—	—
Итого		581	—	5335	—	—
Итого фюзеляж . . .		1587	—	15954	—	—

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
-----------	--------------	---------	--------	-----------	--------	-----------

Оперение

43	Стабилизатор	202	19,85	4010	—	—
44	Руль высоты с полотняной обшивкой (включая противовесы)	80	20,70	1656	—	—
45	Киль	117	20,85	2440	—	—
46	Руль направления с полотняной обшивкой (включая противовес)	35	21,78	764	—	—
Итого оперение		434	—	8870	—	—

Шасси

47	Колеса основного шасси	510	6,20	3160	—	—
48	Конструкция основного шасси	685	6,35	4340	—	—
49	Колесо хвостового шасси	25	19,10	476	—	—
50	Конструкция хвостового шасси	92	18,70	1720	—	—
Итого шасси		1312	—	9696	—	—

Управление самолетом

51	Штурвалы	38	3,74	142	—	—
52	Педали	27	3,36	91	—	—
53	Проводка управления по фюзеляжу	70	11,50	805	—	—
54	Проводка управления элеронами по крылу	50	9,25	462	—	—
55	Управление триммерами	7	12,00	84	—	—
56	Автопилот и другие агрегаты	69	4,30	296	—	—
Итого управление самолетом		261	—	1880	—	—

II. ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА**A. Установка двух средних двигателей**

57	Двигатели Райт „Циклон“ (2 шт.)	1191	3,70	4410	—	—
58	Масло в двигателях	20	3,85	77	—	—
59	Самопуски	44	4,10	180	—	—
60	Винты (D=3,53) с коками	432	3,00	1296	—	—

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
61	Моторамы	110	4,50	495	—	—
62	Выхлопной коллектор	70	4,90	343	—	—
63	Всасывающие патрубки	12	4,80	58	—	—
64	Агрегаты ТК	210	5,12	1075	—	—
65	Моторные гондолы и капоты	576	4,90	2814	—	—
66	Управление двигателями	24	6,50	156	—	—
	Итого	2689	—	10904	—	—

Б. Установка двух крайних двигателей

67	Двигатели Райт „Циклон“ (2 шт.)	1191	4,65	5545	—	—
68	Масло в двигателях	20	4,80	96	—	—
69	Самопуски	44	4,95	218	—	—
70	Винты ($D=3,53$) с коками	432	3,95	1701	—	—
71	Моторамы	110	5,45	600	—	—
72	Выхлопной коллектор	70	5,85	409	—	—
73	Всасывающие патрубки	12	5,75	69	—	—
74	Агрегаты ТК	210	5,07	1065	—	—
75	Моторные гондолы и капоты	445	5,50	2442	—	—
76	Управление двигателями	24	6,70	161	—	—
	Итого	2558	—	12306	—	—

В. Топливная система и маслосистема

77	Центропланные баки с протекторами (2 шт.)	245	8,05	1970	—	—
78	Консольные (передние) баки с протекторами (2 шт.)	480	7,82	3750	—	—
79	Консольные (задние) баки с протекторами (2 шт.)	480	8,91	4270	—	—
80	Трубопроводы, соединения и агрегаты топливной системы	344	7,10	2440	—	—
81	Маслобаки с протектором в средних гондолах	106	5,40	573	—	—
82	Маслобаки с протектором в крайних гондолах	106	6,05	640	—	—
83	Маслорадиаторы (4 шт.)	130	6,46	840	—	—

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
84	Трубопроводы маслосистемы	43	5,60	241	—	—
85	Масло в системе	25	6,10	152	—	—
	Итого	1959	—	14876	—	—
	Итого ВМГ	7206	—	38086	—	—

III. ОБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование

86	Станция связи SCR-287-A	*	—	—	—	—
87	Командная станция	*	—	—	—	—
88	Радиокомпас SCR-269-G	266	9,10	2420	—	—
89	Маркерная станция RC-43	*	—	—	—	—
90	Переговорное устройство RC-36	*	—	—	—	—
91	Аварийная станция SCR-578	—	—	—	—	—
92	Электрооборудование	480	5,30	2540	—	—
93	Аэронавигационное оборудование и приборы контроля работы двигателей	153	3,90	596	—	—
94	Антиобледенительное оборудование	133	6,80	904	—	—
95	Система управления подъемом шасси, тормозами, закрылками, люками	280	7,20	2016	—	—
96	Система кондиционирования воздуха	74	5,20	385	—	—
97	Аварийное оборудование (спасательные лодки)	47	7,80	366	—	—
98	Бытовое оборудование, отделка и пр.	184	4,00	736	—	—
99	Летный паек экипажа	213	5,50	1170	—	—
100	Личные вещи экипажа	130	6,00	780	—	—
	Итого оборудование	1960	—	11913	—	—

IV. ВООРУЖЕНИЕ И БРОНИРОВАНИЕ

101	Установка стрелкового вооружения (турели и пр.), бомбардировочное оборудование (кассеты, замки, прицелы и пр.), броня	1257	7,80	9800	—	—
102	Пулеметы 12,7 (2 шт.) нижние носовые	72	0,10	7	—	—

* Весовые данные отсутствуют.

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
103	Пулеметы 12,7 (2 шт.) передние боковые	72	1,15	83	—	—
104	Пулеметы 12,7 (2 шт.) верхняя турель	72	6,80	479	—	—
105	Пулеметы 12,7 (2 шт.) нижняя турель	72	11,85	857	—	—
106	Пулемет 12,7 (1 шт.) верхний	36	11,50	413	—	—
107	Пулеметы 12,7 (2 шт.) задние боковые	72	15,64	1126	—	—
108	Пулеметы 12,7 (2 шт.) кормовая турель	72	22,80	1640	—	—
Итого вооружение и бронирование		1725	—	14402	—	—

Сводка весов и моментов пустого самолета

Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
--------------	---------	--------	-----------	--------	-----------

I. ПЛАНЕР

Крыло	2695	—	21577	—	—
Фюзеляж	1587	—	15954	—	—
Оперение	434	—	8870	—	—
Шасси	1312	—	9696	—	—
Управление самолетом	261	—	1880	—	—
Итого	6289	—	57977	—	—

II. ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

Винтомоторная группа в средних гондолах	2689	—	10904	—	—
Винтомоторная группа в крайних гондолах	2558	—	12306	—	—
Топливная система и маслосистема	1959	—	56655	—	—
Итого	7206	—	38086	—	—

III. ОБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование	266	—	2420	—	—
Электрооборудование	480	—	2540	—	—
Аэронавигационное оборудование	153	—	596	—	—

Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
Антиобледенительное оборудование	133	—	904	—	—
Система управления агрегатами самолета . .	280	—	2016	—	—
Система кондиционирования воздуха	74	—	385	—	—
Аварийное оборудование	47	—	366	—	—
Бытовое оборудование	184	—	736	—	—
Летный паек	213	—	1170	—	—
Личные вещи экипажа	130	—	780	—	—
Итого	1960	—	11913	—	—

IV. ВООРУЖЕНИЕ И БРОНИРОВАНИЕ

Стрелковое вооружение	} 1725	—	14402	—	—
Бомбардировочное оборудование					
Бронирование					
Итого	1725	—	14402	—	—
Итого пустой самолет . .	17180	—	122378	—	—

$$x_T = \frac{122\,378}{17\,180} = 7,123 \text{ м};$$

$$\bar{x}_T = \frac{7,123 - 6,250}{4,510} \cdot 100 = 19,4\% \text{ САХ (шасси выпущено)}$$

Влияние уборки шасси $\Delta G_{ш}x_{ш} = +820 \text{ кгм}$.

Центровка самолета с убраным шасси (\bar{x}_T^{-1})

$$\bar{x}_T' = \bar{x}_T + \frac{\Delta G_{ш}x_{ш}}{0,01Gb_A} = 19,4 + \frac{820}{780} = 20,4\% \text{ САХ.}$$

Определение взлетной центровки самолета

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
НАГРУЗКА						
Экипаж						
109	Летчики с парашютами (2 человека)	180	4,25	766	—	—
110	Штурман с парашютом	90	2,00	180	—	—
111	Радист с парашютом	90	10,50	945	—	—
112	Бомбардир с парашютом	90	0,70	63	—	—
113	Стрелок с парашютом	90	22,30	2007	—	—
Итого		540	—	3961	—	—
Топливо и масло						
114	Топливо в центропланых баках	500	8,05	4025	—	—
115	Топливо в консольных баках	1500	8,00	12000	—	—
116	Масло в баках для средних двигателей	80	6,05	484	—	—
117	Масло в баках для крайних двигателей	80	6,45	516	—	—
Итого		2160	—	17025	—	—
Бомбы и боезапас						
118	Бомбы (и съемные замки)	1890	7,57	14312	—	—
119	Патроны носовых пулеметов	210	0,85	178	—	—
120	Патроны для верхней турели	130	6,50	845	—	—
121	Патроны для нижней турели	100	11,00	1100	—	—
122	Патроны для верхнего пулемета	55	11,00	610	—	—
123	Патроны для боковых пулеметов	55	13,72	755	—	—
124	Патроны для кормовой турели	130	22,50	2930	—	—
Итого		2570	—	20687	—	—
Итого нагрузка		5270	—	41673	—	—
Пустой самолет		17180	—	122378	—	—
Взлетный вес		22450	—	164051	—	—

$$x_T = \frac{164051}{22450} = 7,307 \text{ м};$$

$$\bar{x}_T = \frac{7,307 - 6,250}{4,510} \cdot 100 = 24,4\% \text{ САХ (шасси выпущено).}$$

Центровка самолета с убраннным шасси (\bar{x}'_T)

$$\bar{x}'_T = \bar{x}_T + \frac{\Delta G_{ш} x_{ш}}{0,01 G b_A} = 24,4 + \frac{820}{1015} = 25,2\% \text{ САХ.}$$

Определение посадочной центровки самолета

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
НАГРУЗКА						
1	Экипаж (6 человек)	540	—	3961	—	—
2	Топливо (10%)	200	8,00	1600	—	—
3	Масло (50%)	80	6,25	500	—	—
	Итого	820	—	6061	—	—
	Пустой самолет	17180	—	122378	—	—
	Итого	18000	—	128439	—	—

$$x_T = \frac{128439}{18000} = 7,135 \text{ м};$$

$$\bar{x}_T = \frac{7,135 - 6,250}{4,510} \cdot 100 = 19,5\% \text{ САХ (шасси выпущено);}$$

$$\bar{x}'_T = 19,5\% + \frac{820}{810} = 20,5\% \text{ САХ (шасси убрано).}$$

Определение предельно передней эксплуатационной центровки самолета

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
НАГРУЗКА						
1	Экипаж (6 человек)	540	—	3961	—	—
2	Топливо	200	8,00	1600	—	—
3	Масло	80	6,25	500	—	—
4	Патроны носовых пулеметов	210	0,85	178	—	—
5	Патроны верхней турели	130	6,50	845	—	—
	Итого	1160	—	7084	—	—
	Пустой самолет	17180	—	122378	—	—
	Итого	18340	—	129462	—	—

$$x_T = \frac{129462}{18340} = 7,058 \text{ м};$$

$$\bar{x}_T = \frac{7,058 - 6,250}{4,510} \cdot 100 = 17,8 \% \text{ САХ (шасси выпущено);}$$

$$\bar{x}'_T = 17,8 + \frac{820}{825} = 18,8 \% \text{ САХ (шасси убрано).}$$

Определение предельно задней эксплуатационной центровки самолета

№ по пор.	Наименование	G кг	x м	Gx кгм	y м	Gy кгм
НАГРУЗКА						
1	Экипаж (6 человек)	540	—	3961	—	—
2	Топливо	6750	8,00	54 100	—	—
3	Масло	160	—	1000	—	—
4	Бомбы	1890	—	14 312	—	—
5	Патроны для нижней турели	100	—	1100	—	—
6	Патроны для верхнего пулемета	55	—	610	—	—
7	Патроны для боковых пулеметов	55	—	755	—	—
8	Патроны для кормовой турели	130	—	2930	—	—
	Итого	9680	—	78 768	—	—
	Пустой самолет	17 180	—	122 378	—	—
	Итого	26 860	—	201 146	—	—

$$x_T = \frac{201146}{26860} = 7,488 \text{ м};$$

$$\bar{x}_T = \frac{7,488 - 6,250}{4,510} \cdot 100 = 27,5 \% \text{ САХ (шасси выпущено);}$$

$$\bar{x}'_T = 27,5 + \frac{820}{1000} = 28,3 \% \text{ САХ (шасси убрано).}$$

Варианты центровок

Варианты центровок	Вес самолета G <i>кг</i>	Центровка самолета x_T % САХ	
		шасси выпущено	шасси убрано
Центровка самолета при взлете	22 450	24,4%	25,2%
Центровка самолета на посадке	18 000	19,5%	20,5%
Предельно передняя эксплуатационная центровка	18 340	17,8%	—
Предельно задняя эксплуатационная центровка	26 860	—	28,3%
Центровка пустого самолета	17 180	19,4%	20,4%

4. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ПО РАБОЧИМ ЧЕРТЕЖАМ

Исходным материалом для расчета центровки самолета по рабочим чертежам, как следует уже из названия этого расчета, являются рабочие чертежи. С их помощью определяются чертежные веса деталей, т. е. веса, сосчитанные по точно установленным в рабочем чертеже размерам, и точное положение их центров тяжести.

Подсчет веса по чертежам — это очень большая и кропотливая работа. По вопросу ее организации существуют различные мнения. Одни считают, что этим должна заниматься группа расчетчиков из весовой бригады, «набившая руку» на подсчете весов. Достоинствами такой централизованной организации являются: более высокая точность в определении веса, минимальная затрата времени на эту работу, относительная легкость обнаружения ошибок и исправления подсчетов и, наконец, наилучший порядок в весовом хозяйстве. Другие считают, что подсчетом чертежного веса должен заниматься сам конструктор, а весовая бригада должна производить центровку по рабочим чертежам, не проверяя чертежного веса деталей.

Несмотря на некоторые достоинства первой системы, вторая является лучшей по следующим соображениям. Значение весовой характеристики для самолета известно. Самолет с относительно легким весом может спроектировать только та конструкторская организация, где ведется напряженная борьба за вес. Борьба же за вес есть в большинстве случаев «борьба за граммы», ибо на современном этапе невозможно или почти невозможно проводить одновременное облегчение деталей и агрегатов или экономить вес десятками или сотнями килограммов. Значительное облегчение в большинстве случаев есть результат большого количества мелких облегчений.

Следовательно, обеспечение наименьшего веса при той же прочности есть первостепенное условие рационального конструирования даже самых малых деталей.

Когда конструктор не занимается определением веса и, следовательно, не имеет достаточно полного представления о весе конструи-

руемых им деталей, ему труднее создавать наиболее легкие конструкции. Что касается точности в определении веса при работе по данной системе, она при наличии необходимой требовательности может быть достаточно высокой. Результаты подетального взвешивания являются хорошим контролем отношения конструктора к вопросам весовой характеристики деталей.

Если определением чертежного веса деталей занимается весовая бригада, то подсчет ведется на специальных, заранее заготовленных бланках. Образец хорошей формы бланка весовой спецификации, приведенный А. Г. Строгановым в его книге «Центровка самолета» (Оборонгиз, 1940), дан в табл. 3.

Если же определение веса деталей ведет конструктор, то расчет можно вести или на отдельных бланках спецификаций или на спецификации, имеющейся на чертеже. Лучше, если вес деталей проставляется непосредственно на чертеже, это упрощает работу отдела технического контроля при приемке и весовом контроле деталей и агрегатов. Для весовых журналов в этом случае комплект спецификации можно печатать отдельно.

Таблица 3

Весовая спецификация № _____
Наименование частей самолета

Наименование деталей	Подсчет веса деталей					Количество	№ детали	Общий вес в кг	Практический вес в кг (по взвешиванию)	Примечание
	Величина и наименование единицы	Толщина в мм	Материал	Вес единицы в г	Вес одной детали в кг					

Контроль:

Вес подсчитал:

По окончании исполнительного проектирования крыла, фюзеляжа или других частей самолета весовая бригада производит подбор всех спецификаций и чертежей и приступает к детальной центровке.

Наилучшей организацией работы весовой бригады следует считать такое положение, когда расчет центровки по рабочим чертежам производится параллельно с выпуском последних. В этом случае рабочие чертежи должны поступать на визу в весовую бригаду, где контролируется весовая рациональность агрегатов и

проверяется соответствие чертежного веса теоретическому. Одновременно с этим находят положение центров тяжести и заносят эти данные в центровочную ведомость.

Расчет центровки в таком случае заканчивается одновременно с изготовлением чертежей, что создает известную уверенность в том, что самолет будет выпущен с запроектированной центровкой.

При расчете центровки самолета по чертежам не следует допускать чрезмерной детализации и учитывать отдельно каждую, даже самую мелкую, деталь. Это увеличивает объем расчета, не увеличивая его точности. Степень детализации должна быть рациональной. В фюзеляже, например, шпангоуты следует центровать в собранном виде, в крыле — нервюры и т. п.

Данные детальной центровки крыла, силового набора, фюзеляжа, оперения и пр. к расчету центровки не прилагаются. Этот материал как исходный для статистики подбирается по ряду самолетов и обобщается. В результате его обработки положение центра тяжести крыла выражают в долях средней аэродинамической хорды, положение центра тяжести оперения — в долях средней геометрической хорды, положение центра тяжести фюзеляжа — в долях длины фюзеляжа. При сравнении полученных величин учитывается конструктивная и технологическая особенность частей самолета.

Полученные в результате такой обработки статистические зависимости служат надежным материалом при расчете центровок вновь проектируемых самолетов.

В расчет же центровки по рабочим чертежам включают веса и положения центров тяжести крупных узлов, агрегатов и частей самолета. Расчет ведут примерно в том же плане, как и в разобранном примере к расчету компоновочной центровки, но лишь более подробно.

Для определения координат центров тяжести относительно выбранного начала координат при работе с рабочими чертежами необходимо иметь центровочный чертеж. Прежде чем приступить к расчету данной центровки, следует тщательно проверить центровочный чертеж по исполнительным схемам и, в частности, разбивку шпангоутов по теоретическому чертежу фюзеляжа.

Центровка самолета по рабочим чертежам теоретически несложна, но практически чрезвычайно трудоемка. В процессе расчета, который может быть закончен лишь по окончании исполнительного проектирования, необходимо подобрать и просмотреть большое количество чертежей, теоретических и монтажных схем и прочего материала. Расчет этот требует тщательной кропотливой работы и затраты большого количества времени.

Отказаться от него, не производить этого расчета ни в коем случае нельзя. Не имея его, невозможно произвести расчет центровки по материалам детального взвешивания; при определении центровки различных модификаций данного самолета не будет надежных исходных данных и, наконец, весовая бригада не будет иметь статистики, уточняющей эскизные расчеты центровок последующих самолетов.

5. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ПО МАТЕРИАЛАМ ДЕТАЛЬНОГО ВЗВЕШИВАНИЯ

Первые расчеты центровки самолета, компоновочный и эскизный, производят по теоретическим весам, затем — по чертежным. Последний расчет, предшествующий экспериментальному определению центра тяжести самолета, производят по практическим весам.

С помощью практического веса, получаемого при взвешивании деталей и агрегатов, контролируют производство изделий, уточняют общий вес самолета и определяют причины расхождения фактического веса самолета с теоретическим, если оно обнаруживается.

Взвешивание деталей и агрегатов самолета в процессе производства осуществляется аппаратом ОТК при приемке или специальным персоналом. Обработку полученного материала ведет весовая группа. Сложность последней операции заключается в правильности классификации агрегата, т. е. в определении соответствия взвешиваемой детали ее чертежу. Необходимость в этом возникает в связи с тем, что агрегаты обычно взвешиваются в состоянии технологической готовности, что не всегда совпадает с их чертежной комплектацией, а именно: часть деталей, входящих в тот или иной агрегат, отсутствует, а детали, не входящие в его чертеж, могут быть уже установлены. Следовательно, чтобы получить приведенный вес агрегата, необходимо произвести некоторые вычисления.

Приведенным весом детали, агрегата, самолета, а также приведенной центровкой будем называть вес и центровку агрегата или самолета в состоянии их полной чертежной комплектности.

Приведенный вес деталей и агрегатов заносят в весовой журнал, куда вписывают: № чертежа, наименование детали, вес по чертежу, вес по взвешиванию и, в случае расхождения фактического веса с теоретическим, объясняют причину перетяжеления.

Разумеется, заполнение такого журнала должно происходить не в порядке поступления данных, а в определенной системе с учетом весовой классификации самолета. Подобный журнал удобно строить в последовательности весового расчета и расчета центровки. Это значительно упрощает расчет центровки по материалам детального взвешивания, который заключается главным образом в том, что в заранее заготовленные центровочные ведомости заносят полученные практические веса деталей из весового журнала. Координаты центров тяжести агрегатов при этом берут из центровки самолета по чертежам, лишь некоторые из них (для крыла, оперения, фюзеляжа и др.) уточняют в случае, если при взвешивании было проведено экспериментальное определение положения их центров тяжести.

Следовательно, данный расчет, наиболее простой из всех остальных, представляет собой простой пересчет, имеющий целью уточнить полетный вес и центровку самолета по материалам детального взвешивания.

Данный расчет должен быть закончен к моменту сдачи самолета на летные испытания, поскольку заводские летные испытания начинаются взвешиванием самолета.

Здесь уместно будет сделать несколько замечаний о понятии «весовой контроль», имеющем непосредственное отношение к рассматриваемому вопросу, поскольку перетяжеление отдельных агрегатов и перераспределение веса не может не оказывать влияния на центровку самолета.

Понятие «весовой контроль» допускает различные толкования. Одни полагают, что весовой контроль должен осуществляться только на производстве, другие — что только в конструкторском бюро. Мы полагаем, что каждое из этих утверждений в отдельности будет неверно. Контроль должен быть организован как в бюро, так и на производстве.

В конструкторском бюро бригады и конструкторы получают весовой лимит на конструируемые ими агрегаты и детали. Если вес изделия получается значительно выше заданного, необходимо искать новое конструктивное решение, облегчать агрегаты, переделывать чертежи. Следовательно, в конструкторском бюро может быть организован так называемый «активный весовой контроль». Может ли быть на производстве активный весовой контроль? Если по тем или иным причинам вес изготовленного агрегата превышает теоретический, что можно требовать от производства?

Организация так называемого «пассивного весового контроля», в смысле обязательного проведения взвешивания при опытном производстве должна безусловно существовать. Но всегда ли достаточно ограничиться констатацией расхождения практического веса с теоретическим и искать лишь объяснения подобным фактам? В отношении одних деталей приходится ограничиться этим, но в отношении многих других можно найти способы, чтобы теоретический вес был выдержан в установленных допусках (конечно, при условии, если теоретический вес точно определен). Например, на современных самолетах большое количество деталей изготавливается из литья. Известно, что допуски на литье довольно высокие. Но в случае, если эти допуски не выдержаны и фактически вес изделия превышает теоретический, деталь необходимо вернуть на доработку с целью облегчения ее. Следовательно, не только пассивный, но, в той или иной степени, и активный весовой контроль должен существовать на производстве.

В процессе эскизного и исполнительного проектирования, в процессе производства и испытания самолет, фигурально выражаясь, «живет», т. е. на нем происходят различные изменения — частичные перекомпоновки, изменение объема и уточнение веса готовых изделий, доработки различных систем и т. д. За всем этим инженер, производящий расчет центровки, обязан следить, оценивать влияние этих изменений на центровку, и, если они существенны, делать соответствующие пересчеты. Следовательно, расчет центровки в отличие от многих других расчетов также «живет» и изменяется. Если не следить за происходящими изменениями, то на каком-то этапе может обнаружиться значительное расхождение в весе и центровке между расчетными данными и фактически полученными на самолете и объяснить это расхождение будет нелегко.

6. ПОЛОЖЕНИЕ ЦЕНТРОВ ТЯЖЕСТИ ОТДЕЛЬНЫХ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА И АГРЕГАТОВ

Определение положения центров тяжести силовой установки, агрегатов оборудования, деталей брони, агрегатов стрелкового и бомбардировочного вооружения, а также частей нагрузки не вызывает затруднений. Для многих готовых изделий, в особенности имеющих большой вес, таких, например, как двигатели, центр тяжести проставляется в чертежах завода-поставщика. Готовые же изделия имеют значительный вес в общем балансе пустого самолета — их доля достигает $32 \div 35\%$ веса пустого самолета.

Наиболее сложным является определение положения центра тяжести частей планера, а именно: крыла, фюзеляжа, оперения и др. Сложность эта заключается в том, что они, имея относительно большой вес, имеют значительные размеры и весьма разнообразное распределение веса. Ошибка в определении положения центра тяжести, например, расчетных элементов фюзеляжа (каркаса с обшивкой) на $1 \div 2\%$ от длины фюзеляжа повлечет за собой ошибку в расчете центровки самолета на $0,5 \div 1,0\%$ САХ. То же можно сказать и про крыло.

В теоретических расчетах центровки самолета центры тяжести фюзеляжа, крыла и оперения нередко определяются по статистике для ранее построенных самолетов. Их положение выражается соответственно в процентах длины фюзеляжа, в долях аэродинамической хорды крыла и в долях средней геометрической хорды оперения. Сказанное подтверждает необходимость проверки статистических данных на каждом построенном самолете путем детальной центровки частей самолета в процессе выполнения расчета по рабочим чертежам.

При детальной центровке отдельных частей самолета необходимо учитывать вес покрытия (окраски), который на больших самолетах достигает значительной величины. Эти покрытия предохраняют поверхность самолета от воздействия атмосферных условий, а также применяются для камуфляжа. Положение центра тяжести покрытия совпадает с положением центра тяжести геометрической площади фюзеляжа, крыла, оперения.

Здесь следует предупредить о нередко встречающемся неправильном представлении о влиянии ошибок, допускаемых в определении положения центров тяжести частей самолета или агрегатов, на точность определения центровки самолета. Иногда полагают, что ошибка, например, в определении положения центра тяжести фюзеляжа особенно неприятна, будто бы по той причине, что центр тяжести его находится позади центра тяжести самолета. Считают также иногда, что ошибка в определении координаты центра тяжести агрегата, находящегося на большом расстоянии от центра тяжести самолета, будто бы опаснее, чем ошибка в определении координаты центра тяжести агрегата, расположенного вблизи от него.

Влияние подобных ошибок на точность определения центровки самолета ни в какой степени не зависит от положения центра

тяжести рассматриваемого агрегата относительно центра тяжести самолета. Величина погрешности в определении центровки для данного самолета зависит от веса агрегата и величины погрешности в определении координаты $x_{гр}$ и выражается уравнением

$$\Delta \bar{x}_r = \frac{G_{гр} dx_{гр}}{0,01 G b_A},$$

где $G_{гр}$ — вес части самолета или агрегата, центр тяжести которого определяется;

$dx_{гр}$ — погрешность в определении положения центра тяжести агрегата

$$dx_{гр} = x_{факт} - x_{теор.}$$

Крыло

В первых теоретических расчетах центровки самолета — прикидочных, компоновочных и эскизных — центр тяжести крыла обычно намечается с учетом данных статистики. Положение центра тяжести зависит от геометрической формы и конструктивной схемы крыла. Например, для нестреловидных двухлонжеронных трапецевидных крыльев центр тяжести находится в пределах $40 \div 45\%$ длины средней аэродинамической хорды; для кессонных крыльев с работающим носком центр тяжести лежит в пределах $38 \div 40\%$ той же хорды. Вообще же, для крыльев, применяемых в современной авиации, центр тяжести лежит в довольно больших пределах — от 38 до 48% средней аэродинамической хорды.

Указанное положение центра тяжести относится к весу собственно крыла. Если на крыле данного самолета имеются какие-либо не типичные для крыльев устройства, их вес следует учитывать отдельно. К таким устройствам можно отнести: узлы крепления подвесных баков, крепления размещаемого в крыле вооружения, усиления в отсеках двигателей, если двигатели установлены в крыле, окантовки вырезов и усиление в отсеке шасси, если колеса убираются в крыло, усиление в топливных отсеках и т. д.

В расчете центровки самолета по рабочим чертежам для нахождения центра тяжести крыла определяют положение центров тяжести всех его элементов, находят суммарные статические моменты, а затем, разделив их на полный вес крыла, получают искомые координаты центра тяжести. Определение центра тяжести крыла ведут по двум осям x и z .

Координата центра тяжести по оси y находится по чертежу крыла в двух проекциях. Хорда, в плоскости которой находится центр тяжести полукрыла, проектируется на проекцию крыла спереди и таким образом определяется координата центра тяжести y (фиг. 15).

Для упрощения расчета, координаты центров тяжести элементов конструкции крыла по оси x можно брать не относительно выбранного для центровки самолета начала координат, но относительно любого иного (см. фиг. 15). Полученные координаты центра

тяжести всего крыла затем пересчитываются на принятое ранее начало координат по формулам перехода.

Определяя положение центра тяжести крыла, его конструкцию следует разбивать на элементы в соответствии с принятой выше весовой классификацией, а именно: лонжероны, стрингеры, нервюры, обшивка, т. е. основные силовые элементы крыла, и затем — агрегаты механизации крыла и другие конструктивные элементы.

При нахождении центров тяжести отдельных узлов и агрегатов следует хорошо представлять себе необходимую степень точности. Для данного расчета не требуется предельно точного определения его положения. Например, положение центра тяжести нервюры можно принимать на ее оси, хотя в большинстве случаев его положение не совпадает с осью; но так как на самолетах тысячи и даже десятки тысяч различных деталей, то действует закон больших чисел, и подобные приближения не приводят к погрешности в расчете центровки самолета.

Координату центра тяжести крыла по оси z определяют тем же путем с предварительным нахождением координат и статических моментов всех элементов конструкции крыла. Но можно поступить и иначе.

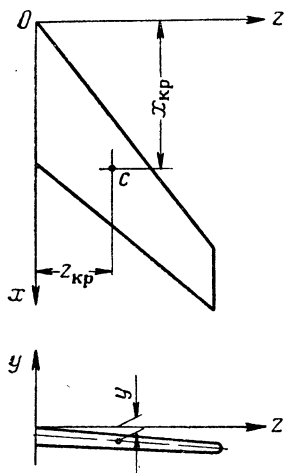
При детальной центровке крыла рекомендуется производить построение эпюры распределения веса крыла по размаху. Эта эпюра представляет большой интерес в отношении весовой характеристики крыла, облегчает нахождение точного положения его центра тяжести и совершенно необходима при некоторых других расчетах, например, при расчете крыла на флаттер.

Эпюр распределения веса крыла по размаху строят несколько. На первой из них выявляют изменение веса погонного метра крыла по размаху. Площадь этой эпюры представляет собой вес крыла, следовательно, центр тяжести крыла по оси z найдется как центр тяжести площади данной эпюры. Последний можно определить, сцентрировав на острие иглы фигуру, вырезанную из плотной бумаги.

На вторую эпюру наносят кривую изменения веса квадратного метра крыла по размаху. На третьей эпюре по вертикальной оси откладывается значение моментов $q_l x = \frac{Gx}{l}$. Площадь этой эпюры

представляет собой суммарный статический момент, а центр тяжести площади эпюры определяет положение центра тяжести крыла по оси x относительно того начала координат, которое было принято при подсчете моментов элементов конструкции крыла.

Построение первой из этих эпюр требует затраты большого



Фиг. 15. К определению положения центра тяжести крыла.

количества времени, построение двух последних эпюр производится с помощью первой довольно быстро.

При построении эпюры распределения веса погонного метра крыла по размаху можно находить суммарный вес элементов конструкции крыла на отдельных выбранных участках и откладывать на эпюре соответствующие отрезки кривой суммарного веса. Но можно вести построение другим путем, несколько упрощающим работу. Найдя вес погонного метра каждого элемента, например, листа обшивки, откладывать соответствующий отрезок, затем, при их соединении, получится кривая, соответствующая весу погонного метра обшивки. Аналогичны построения для стрингеров, лонжеронов и других элементов крыла. Кривая суммарного веса погонного метра получается путем сложения ординат всех построенных кривых. Этот способ проще тем, что не требует определения веса на ограниченных участках крыла.

Эпюра изменения веса квадратного метра крыла по размаху получается путем деления ординаты кривой суммарного веса погонного метра на длину хорды соответствующего участка крыла.

Эпюру статических моментов строят посредством нахождения статических моментов каждого элемента крыла относительно выбранного начала координат. Систему координат для этой цели удобно выбирать таким образом, чтобы ось x' была перпендикулярна оси жесткости крыла, которую в этом случае следует принять за ось z' . Полученные координаты центра тяжести крыла в этой системе легко пересчитать на координаты относительно выбранного начала при расчете центровки самолета.

Фюзеляж

Конструкция фюзеляжа разбивается на три основные подгруппы. К первой из них относятся расчетные элементы — стрингеры, лонжероны, обшивка и шпангоуты, представляющие собой основную конструкцию фюзеляжа; ко второй — вспомогательные элементы и к третьей — дополнительные устройства. Элементов конструкции двух последних групп, детальный перечень которых дан выше, в фюзеляжах различных самолетов насчитывается довольно большое количество. Вес и размеры каждого из них невелики и поэтому затруднений в определении положения их центров тяжести обычно не возникает и, следовательно, пояснений не требуется.

Основная конструкция фюзеляжа составляет $50 \div 60\%$ веса всего фюзеляжа или $4 \div 6\%$ полетного веса самолета. В первых теоретических расчетах положение ее центра тяжести определяется не путем детальной центровки, как в последующих расчетах, а с помощью статистических данных или графическим методом.

Последний сводится к определению центра тяжести площади соответствующих проекций или разверток.

Все, что будет сказано о нахождении положения центра тяжести фюзеляжа, в равной степени относится к определению положения центра тяжести лодки гидросамолета. Уместно, однако, заметить,

что относительный вес лодки в общем весовом балансе гидросамолета значительно больше веса фюзеляжа, и ошибка в определении положения ее центра тяжести повлечет за собой еще большую погрешность в определении центровки гидросамолета.

Положение центра тяжести основной конструкции фюзеляжа с помощью статистических данных находится из выражения

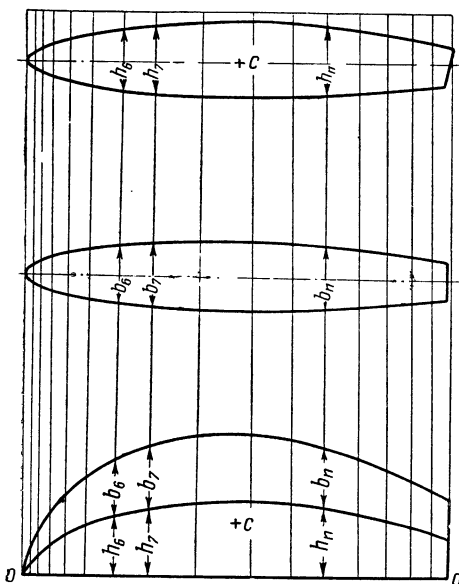
$$x_{\phi} = k_{\phi} l_{\phi},$$

где $k_{\phi} = \frac{x_{\phi}}{l_{\phi}}$ — для ранее построенных самолетов.

Величина коэффициента k_{ϕ} колеблется в небольших пределах, в зависимости от компоновочных и конструктивных особенностей фюзеляжа. Поэтому, определяя положение центра тяжести основной конструкции фюзеляжа этим путем, следует выбирать коэффициент k_{ϕ} по статистике однотипных фюзеляжей.

Положение центра тяжести основной конструкции фюзеляжа в первом приближении также может быть определено методом, предложенным инж. В. В. Савельевым *, который заключается в следующем. На общем виде, сбоку и в плане центрируемого фюзеляжа проводят целый ряд сечений (фиг. 16). Расстояния между сечениями могут быть самые разнообразные, и густота их должна зависеть от кривизны очертания рассматриваемой части фюзеляжа. Сечения должны проводиться в местах наиболее резкого изменения очертаний как в плане, так и сбоку.

На чертеже под проекциями фюзеляжа или лодки проводят горизонталь, до пересечения с



Фиг. 16. К определению положения центра тяжести фюзеляжа методом В. В. Савельева.

которой и следует проводить вертикальные линии выбранных сечений. По этим вертикалям, от точек их пересечения с горизонтальной осью, откладывают суммарные отрезки, равные высоте и ширине фюзеляжа (лодки) в каждом рассматриваемом сечении. Через полученные точки проводят плавную кривую.

Как сообщает автор рассматриваемого метода, «подсчет по целому ряду машин показал, что центр тяжести полученной пло-

* В. В. Савельев, Определение центра тяжести всего фюзеляжа или лодки в стадии эскизного проектирования, «Техника Воздушного Флота» № 4, 1939.

щади, ограниченной осью $O—O$ и верхней линией, лежит почти на одной вертикали с фактическим центром тяжести рассматриваемой части машины. Центр тяжести площади обычно получается смещенным на несколько сантиметров к хвосту машины по сравнению с фактическим центром тяжести, но вносить на это поправку при компоновке машины не следует».

Некоторые фюзеляжи имеют большие по размерам носовой и хвостовой коки с относительно легким весом. Пользуясь этим методом, следует исключать их из рассматриваемой площади фюзеляжа.

Метод В. В. Савельева основан на следующем положении: отношение периметра C поперечного сечения фюзеляжа к высоте H и ширине B лежит в узких пределах для большинства фюзеляжей и составляет по его подсчетам

$$k = \frac{C}{H+B} = 1,57 \div 1,62.$$

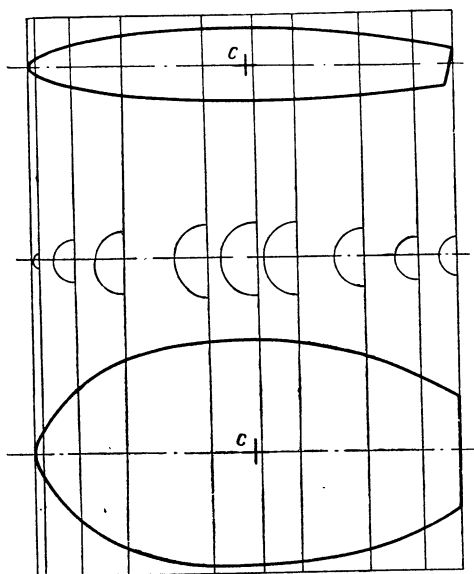
Для прямоугольного сечения или близкого к нему это отношение равно 2.

Пользуясь методом В. В. Савельева для определения центра тяжести фюзеляжа с контуром поперечного сечения, близким к прямоугольному или с сечением сложной конфигурации, можно построение вести не по сумме высоты и ширины, но откладывая по вертикалям длину полупериметра различных сечений. Так же следует поступать при определении центра тяжести фюзеляжей с резко переменной формой поперечных сечений по его длине.

Последнее построение потребует больше времени, но в отдельных случаях может оказаться более точным. Ведется оно следующим образом.

Под боковой проекцией фюзеляжа проводят горизонтальную линию — ось симметрии будущей развертки. На ней откладывают отрезок, равный длине рассматриваемого фюзеляжа (фиг. 17), затем проводят ряд вертикальных линий — гуще там, где больше кривизна очертания фюзеляжа. Вверх и вниз от горизонтальной линии по соответствующим вертикалям откладывают отрезки, равные половине длины внешнего обвода поперечных сечений фюзеляжа. Полученные точки соединяют плавной кривой.

Центр тяжести фюзеляжа в первом приближении можно считать



Фиг. 17. К определению положения центра тяжести фюзеляжа.

совпадающим с центром тяжести площади полученной развертки боковой поверхности фюзеляжа. Положение центра тяжести последней можно найти, сцентрировав на острие иглы фигуру развертки, вырезанную из плотной бумаги.

Известен еще и такой прием определения центра тяжести фюзеляжа: на ватмане вычерчивают в выбранном масштабе вид сбоку и в плане, вырезают эти проекции, складывают вместе и центруют на острие иглы. В. В. Савельев, проделав ряд опытов по определению центра тяжести фюзеляжей различными методами, пришел к выводу, что такой способ рекомендовать не следует, так как он дает наибольшую погрешность.

Описанными выше методами положение центра тяжести определяется только по длине фюзеляжа, т. е. по оси x . Его положение по высоте, т. е. по оси y , может быть достаточно точно определено на глаз.

Учитывая сложность точного определения положения центра тяжести фюзеляжа и большое влияние его на центровку самолета, следует проявлять известную осторожность при его определении. Это должно выражаться в определении положения центра тяжести различными способами с последующим сравнением полученных результатов и выбором наиболее вероятного из этих положений.

Для повышения точности расчета все эти методы следует применять при определении положения центра тяжести не всего фюзеляжа, а лишь его основной конструкции. Положение же центров тяжести вспомогательных элементов и дополнительных устройств — находить для каждого отдельно. Тогда положение центра тяжести всего фюзеляжа определится путем деления результирующего статического момента на полный вес фюзеляжа.

В расчете центровки самолета по чертежам положение центра тяжести основной конструкции фюзеляжа находят с помощью детальной теоретической центровки.

Сказанное выше о степени точности в определении положения центра тяжести отдельных агрегатов крыла в равной степени относится к фюзеляжу и другим частям самолета. Так, например, принято считать, что центр тяжести шпангоутов лежит на их оси, центр тяжести створок различных люков совпадает с центром тяжести их геометрической площади и т. п.

Для определения положения центра тяжести фюзеляжа можно построить эпюры распределения веса по его длине, аналогичные эпюрам распределения веса крыла по размаху. На этой эпюре отдельными кривыми могут быть показаны изменения веса всего фюзеляжа и его основной конструкции. Положение центра тяжести основной конструкции определится как центр тяжести эпюры, ограниченной осями и соответствующей кривой. Таким же путем определяется и центр тяжести всего фюзеляжа.

Оперение

В первых теоретических расчетах центровки самолета положение центров тяжести горизонтального и вертикального оперения

определяют в соответствии с данными обработки материалов для ранее построенных самолетов, причем положение центра тяжести на оперении фиксируется различно. Можно, например, аналогично крылу выражать его положение в долях средней геометрической хорды.

Иногда центр тяжести горизонтального оперения считают расположенным на оси заднего лонжерона стабилизатора. Но центр тяжести может оказаться несколько смещенным в ту или иную сторону в зависимости от формы оперения в плане.

Центр тяжести можно находить и не для всего оперения сразу, а отдельно для стабилизатора и для руля высоты. Поскольку рули обычно имеют стопроцентную весовую компенсацию, их центр тяжести лежит на оси вращения. Положение центра тяжести стабилизатора принимают в центре тяжести его геометрической площади.

Положение центра тяжести нестреловидного вертикального оперения по горизонтали совпадает с осью заднего лонжерона киля, а по вертикали — лежит на уровне центра тяжести его площади. С вертикальным оперением поступают так же, как с горизонтальным, т. е. находят центр тяжести для киля и для руля поворота отдельно. Центр тяжести руля поворота тоже лежит на оси вращения, а за центр тяжести киля принимают центр тяжести его геометрической площади.

Следует, однако, заметить, что подобный способ определения центра тяжести стабилизатора и киля является недостаточно надежным, особенно для стреловидного оперения.

Горизонтальное стреловидное оперение нередко крепится на киле, в средней или в верхней его части. Тогда расположение горизонтального оперения влияет на положение центра тяжести киля.

Из этого следует, что для точного определения центра тяжести горизонтального и вертикального оперения необходимо иметь соответствующую статистику.

При расчете центровки самолета по рабочим чертежам производят детальную центровку оперения, причем положение центра тяжести вертикального оперения определяют по двум координатам (x и y), а горизонтального оперения — только по продольной оси. Его координата по вертикальной оси находится на глаз по чертежу на боковой проекции.

Следует иметь в виду, что оперение — наиболее удаленная от центра тяжести часть самолета и ошибки в определении его веса оказывают большое влияние на точность вычисления центровки самолета. Поэтому оперение после его изготовления тщательно взвешивается в собранном виде и производится балансировка рулей.

Посадочные устройства и управление самолетом

Современные самолеты имеют убирающееся шасси. Поэтому центр тяжести последнего находят для двух его положений — для выпущенного и убранного.

Нахождение центров тяжести колес и отдельных элементов конструкции шасси пояснений не требует. В эскизном расчете центровок они определяются по общему виду посадочных устройств, в расчете детальной центровки — непосредственно по чертежам.

К управлению самолетом по принятой выше классификации относится управление рулями, элеронами и триммерами. Наиболее тяжелые агрегаты этой системы — штурвалы и педали — находятся в кабине экипажа. Нахождение центров тяжести этих агрегатов, а также различных качалок, валов и механизмов затруднений не вызывает.

Положения центров тяжести проводок управления в крыле и по фюзеляжу, имеющих значительную длину, в компоновочном и эскизном расчетах центровки находятся на глаз. В расчете по чертежам центр тяжести проводки определяется центровкой составляющих ее элементов.

Силовая установка

Вес силовой установки, включая топливную систему, составляет значительную часть от веса самолета. Перечень агрегатов и систем, относящихся к этой группе, приведен в первом разделе настоящей главы.

Центры тяжести наиболее тяжелых агрегатов силовой установки — двигателей и винтов — берут из формуляров и описаний и наносят на центровочный чертеж с помощью установочных чертежей. Учитывая значительный вес двигателей, размер от начала координат до его центра тяжести следует проставлять на центровочном чертеже.

Определение положений центров тяжести капотов, подmotorных рам или узлов крепления, выхлопной и всасывающей систем, систем охлаждения, смазки и запуска и системы управления подробных пояснений не требует. Следует лишь заметить, что агрегаты различных систем необходимо детально центровать: в первых расчетах — по общим видам силовой установки, при центровке по чертежам — по монтажным схемам. Различные проводки в общем составляют немалый вес, к определению их центра тяжести также следует относиться внимательно. Если на самолете установлен двигатель с жидкостным охлаждением, то жидкость, относящуюся к весу пустого самолета, следует центровать в соответствии с ее размещением в системе охлаждения, т. е. отдельно жидкость в двигателе, в радиаторе, в расширительном бачке, в трубопроводе и т. д. Это в равной степени относится и к системе смазки поршневых двигателей.

Приборы силовой установки обычно размещаются на приборных досках в кабинах экипажа. В первых расчетах вес их обычно объединяют в группы с общим центром тяжести.

Топливная система является одной из наиболее тяжелых систем. Вес этой подгруппы составляется из весов баков, арматуры и трубопроводов. Каждый бак надо центровать отдельно. В центровоч-

ной ведомости рядом с наименованием или порядковым номером бака следует указывать его емкость в литрах. На больших самолетах баки часто размещаются в крыле и в фюзеляже. Поэтому следует подразделять их на отдельные группы или указывать их местоположение. Топливопровод следует подразделять и центровать по участкам. Определение положения центров тяжести баков обычно затруднений не вызывает, однако следует иметь в виду, что одной боковой проекции бака для этой цели недостаточно.

Оборудование

Оборудование современных самолетов весьма разнообразно, а общий его вес достигает значительной величины. Каждая система насчитывает большое количество достаточно весомых агрегатов. Поэтому, чтобы не допустить ошибок и не упустить какие-либо из агрегатов, группировать оборудование рекомендуется по системам, а не по его местонахождению. В прошлом, когда самолеты не были до такой степени оснащены различной аппаратурой, было удобно центровать оборудование, группируя его по кабинам, независимо от того, к какой системе оно принадлежало. Для современных самолетов, как нам кажется, этот метод неприемлем.

Разбивка различных систем на подгруппы приводилась выше, при рассмотрении вопроса весовой классификации.

Положения центров тяжести отдельных агрегатов оборудования легко определяются по их габаритным чертежам. Все же центровка оборудования современных, особенно средних и тяжелых самолетов,— одна из наиболее кропотливых частей расчета самолета. Большое внимание следует уделять комплектации систем. Центровать следует каждый агрегат, каждый аппарат системы в отдельности. Объединение их допустимо лишь в расчетах первого приближения, когда размещение их на самолете еще не намечено.

Некоторую трудность представляет определение положения центра тяжести различных проводов — радиоожгутов, электропроводов, трубопроводов высотной системы, системы обогрева, кислородной системы, воздушно-гидравлической системы и пр. Суммарный вес их достаточно велик.

В компоновочном и эскизном расчетах центровки самолетов эти проводки группируются с соответствующими системами и разбиваются на участки примерно равной интенсивности. Это облегчает определение положения центров тяжести. При расчете центровки по чертежам их следует центровать по монтажным схемам.

Детали крепления оборудования также относятся к соответствующим системам, но вес их лучше выделять отдельно.

По группе оборудования, как и по другим группам, полезно подбирать статистику по ряду самолетов. Она помогает определять вес проводок и конструкции крепления аппаратуры на вновь проектируемых самолетах. Вес аппаратуры, как известно, дается в соответствующей документации.

Вооружение

Как следует из приведенной классификации, к весу пустого самолета относятся: по бомбардировочному вооружению — все агрегаты, с помощью которых происходит подъем, крепление и сбрасывание бомб, а также оптические прицелы; по стрелковому вооружению — вес турелей, башен, узлов крепления неподвижных установок, патронных ящиков, рукавов, отводов, механизмов управления подвижным оружием, пушек и других агрегатов, имеющих непосредственное отношение к установке стрелкового вооружения на самолете, за исключением боеприпасов, вес которых относится к весу нагрузки.

Все наиболее характерные варианты бомбовой нагрузки должны быть отражены в расчете центровок самолета в виде отдельной таблицы.

Вес различных установочных агрегатов, необходимых для подвески только некоторых калибров бомб и не устанавливаемых на самолете при иной загрузке, следует относить к весу нагрузки, в подгруппе «служебная нагрузка».

Положение центров тяжести бомб и пушек указывается в их чертежах и координируется относительно выбранного начала координат с помощью установочных чертежей. Центр тяжести боеприпасов находится в центре тяжести площади боковой проекции патронных ящиков. За центр тяжести огневой точки берется ось вращения башни или турели. По высоте положение центров тяжести намечается на глаз. Нахождение центров тяжести остальных агрегатов пояснений не требует.

Экипаж

Вес членов экипажа принимается вместе с парашютом и при-) вязными ремнями. Центр тяжести сидящего человека находится у пряжки поясного ремня, для лежачего положения — в районе грудной клетки. Момент от экипажа следует подсчитывать для двух вариантов: для расположения экипажа в походном и в боевом положениях.

Топливо

Появление реактивной техники, кроме прочих изменений, повлекло за собой появление относительно тонких крыльев, не допускающих размещения в них относительно большого веса топлива. В результате на современных самолетах баки с топливом размещаются главным образом в фюзеляже, иногда со значительным разносом от центра тяжести самолета и занимают там относительно большой объем. При этом, по условиям общей компоновки, объемы баков часто получаются не равными между собой и имеют довольно сложную форму. Вследствие этого положение центра тяжести топлива по продольной оси изменяется с изменением его веса, что вынуждает производить построение графиков изменения центровки самолета в полете, приведенных на фиг. 12 и 13. Все это заставляет

очень внимательно относиться к определению положения центра тяжести топлива, тем более, что вес его в общем весовом балансе самолета относительно большой и, следовательно, велико его влияние на центровку самолета.

Центр тяжести топлива при полной заправке баков находят по рабочим чертежам баков и заносят в расчет центровки.

При решении различных задач нередко приходится определять положение центра тяжести топлива не при полной заправке баков, а при самом различном запасе топлива. Такими задачами, например, могут быть:

1) Определение предельно передней и предельно задней центровок самолета.

2) Расчет центровок самолета при вылете с различным запасом топлива.

3) Расчет центровок самолета с учетом аварийных случаев и возможного поражения баков.

4) При расчете силовых элементов фюзеляжа от местных нагрузок, в данном случае от веса топлива, приходится определять не только положение его центра тяжести, но и вес топлива в каждом из сообщающихся баков в отдельности и его уровень.

Эти и другие задачи просто решаются с помощью номограммы, приведенной на фиг. 18.

Предположим, что у тяжелого самолета имеется большое количество баков, которые разбиты на группы. Одна из таких групп в три бака изображена на рассматриваемой номограмме. При расчете центровки самолета нет необходимости каждый раз определять положение центра тяжести топлива в каждом из баков, проще построить кривую изменения положения центра тяжести в группе баков и ею в дальнейшем пользоваться.

На фиг. 18 построена номограмма, с помощью которой можно определить (при заданном весе топлива в группе баков) следующие величины:

1) уровень топлива в группе баков и в отдельных баках;

2) положение центра тяжести топлива в группе баков по осям x и y ;

3) вес топлива в каждом из баков данной группы;

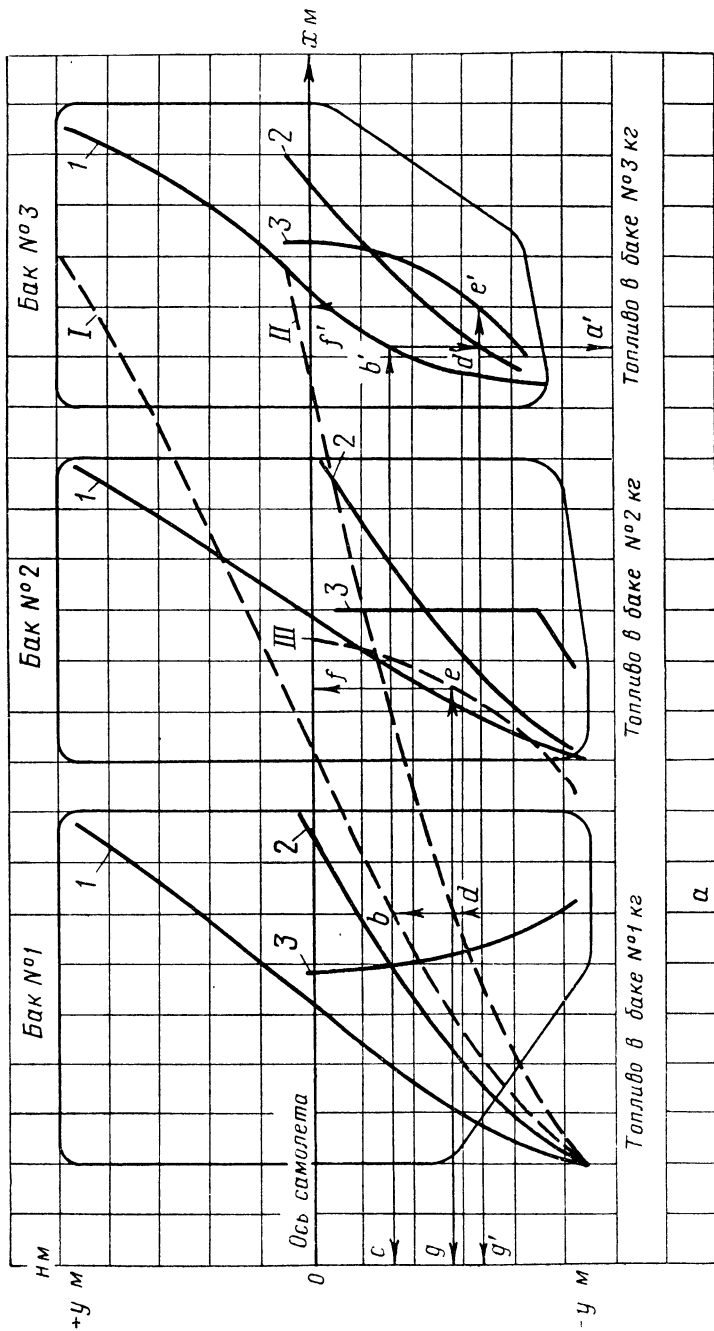
4) координаты центра тяжести топлива в каждом из баков по осям x и y .

С этой целью строят ряд кривых, вначале для каждого бака, а затем суммарные для групп. Для построения кривых проводят следующие вычисления:

1) объем баков разбивают горизонтальными прямыми на отсеки;

2) определяют вес и положение центра тяжести топлива в каждом из отсеков;

3) последовательным суммированием весов и моментов топлива в отсеках, начиная снизу, определяют координаты центров тяжести увеличивающегося запаса топлива, наносят точки в выбранной системе координат и соединяют их плавными кривыми.



Фиг. 18. Номограмма для определения уровня, веса и положения центра тяжести топлива в баках.

Для указанных вычислений необходимо иметь чертеж баков с сечениями, вычерченный строго в масштабе. На номограмму контуры баков наносят для наглядности.

Строя номограмму, выбирают три горизонтальных оси: ось координат центров тяжести x (в метрах); ось, по которой откладывают вес топлива в каждом из баков в $л$ или $кг$, и ось суммарного веса топлива в группе баков. По вертикальной оси откладывают координаты центров тяжести и высоту уровня в метрах.

Построение кривых номограммы ведут в следующем порядке.

Вначале строят кривые I изменения высоты уровня топлива при изменении его веса в каждом из баков

$$H_{\delta} = f(G_{\tau, \delta}),$$

затем кривую I , представляющую собой изменение уровня при изменении веса топлива в группе баков

$$H_{гр} = f(G_{\tau, гр}).$$

Далее строят кривые 2 для каждого бака и кривую II для группы баков, которые в дальнейшем являются вспомогательными для данной номограммы. Они служат для перехода с кривой I на кривую 3 и представляют собой изменение координаты y центра тяжести от изменения веса топлива

$$y = f(G_{\tau}).$$

Кривые 3 для каждого бака и кривая III для группы баков есть как бы след перемещения центра тяжести топлива при его выгорании; следовательно, по ним определяются координаты центра тяжести топлива x и y .

Порядок пользования номограммой следующий.

Известен вес топлива, залитого в группу баков. Необходимо найти: уровень топлива в группе и в баках; вес топлива в каждом баке; координаты центров тяжести суммарного веса топлива и для каждого из баков.

Из точки a на нижней горизонтальной оси, соответствующей заданному весу топлива в группе баков, проводим вертикаль до пересечения с кривой I в точке b . Затем проводим горизонталь $b-c$, которая пересекается в точках b' с кривыми I для каждого бака. В точке c прочтем высоту уровня для заданного веса топлива. Опустив вертикали из точек b' на среднюю горизонтальную шкалу, в точках a' найдем вес топлива в каждом отдельном баке.

Из точки d пересечения вертикали $a-b$ с кривой II проводим горизонталь до пересечения с кривой III в точке e . Из точки e проводим вертикаль до пересечения с осью x в точке f , которая и определяет положение центра тяжести топлива в группе баков по продольной оси. Проведя из той же точки e горизонталь до оси y , найдем координату центра тяжести для топлива по высоте (в точке g).

Координаты центра тяжести топлива, находящегося в каждом баке, определяются путем проведения вертикали из точки b' на кривой 1 (как показано на схеме для бака № 3) до пересечения с кривой 2 в точке d' . Из точки d' проводится горизонталь до пересечения с кривой 3 в точке e' . Горизонталь и вертикаль, проведенные из точки e' до пересечения с осями x и y , определяют координаты центра тяжести топлива в каждом отдельном баке (точки g' и f').

Для расчета центровок самолета следует пользоваться суммарными кривыми, построенными для группы баков. Вес топлива в каждом баке и координаты его центра тяжести необходимы для расчета элементов конструкции фюзеляжа и при решении некоторых других задач.

Построение подобной номограммы не занимает много времени, но заметно упрощает вычисления статических моментов для различных запасов топлива.

7. О ТОЧНОСТИ РАСЧЕТОВ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Расчет центровки нельзя отнести к числу наиболее сложных расчетов самолета, но он имеет много особенностей, одна из которых состоит в том, что точность его, в большей степени чем точность других расчетов, зависит от опыта инженера.

Знание точности любых расчетов имеет большое значение, знание точности весового расчета и расчета центровки приобретает наибольший интерес в связи с тем, что основной метод этих расчетов — статистический метод — не является достаточно надежным. Значение же правильного выбора центровки для самолета, как следует из сказанного выше, трудно переоценить.

Требования к точности расчетов центровок достаточно высоки на всех этапах проектирования самолета, однако наибольшая точность требуется как раз тогда, когда располагают наименьшим количеством данных и наименее точными исходными данными, а именно — в период эскизного проектирования, когда в результате расчета центровки находят правильное взаимное расположение крыла и фюзеляжа и остальных частей самолета. Следовательно, к расчету центровки именно в этот период следует относиться с повышенной требовательностью.

Компоновочный и эскизные расчеты центровок должны подвергаться обязательной проверке другим лицом. Проверка расчетов центровки по чертежам и по детальному взвешиванию слишком трудоемка, она требует времени лишь немногим меньше, чем сам расчет, необходимость же в ней не столь велика. Поэтому можно ограничиться лишь проверкой статических моментов и анализом изменений веса и центровки, вызванных конструктивными изменениями или перераспределением веса агрегатов.

Говоря о точности расчета, не представляется возможным привести какие-либо установившиеся нормы или требования к величине допустимой погрешности. Отсутствие их следует объяснить слож-

ностью вопроса и необходимостью обобщения большого статистического материала. Все же, исходя из личного опыта, анализа возможных ошибок при экспериментальном определении положения центра тяжести, проведенного инж. А. Г. Строгановым¹, и других материалов, попытаемся сделать некоторые выводы о допустимой величине ошибок, при которой расчет центровок может считаться удовлетворительным.

Как известно, точность расчета центровки самолета находится в прямой зависимости от точности весового расчета. Следовательно, целесообразно рассматривать эти расчеты параллельно.

Располагая проверенной методикой расчета, достаточно большой и тщательно обработанной статистикой, учитывая конструктивные и технологические особенности данного самолета, можно еще на стадии эскизного проектирования произвести весовой расчет самолета с точностью до $\pm 1 \div 2\%$ от фактического веса пустого самолета, а расчет центровки — с точностью до $\pm 1 \div 2\%$ САХ.

Точность расчета по рабочим чертежам может быть более высокой и достигать в весовом расчете $\pm 0,5 \div 1\%$ от фактического веса пустого самолета; в расчете центровок $\pm 0,5 \div 1\%$ САХ.

Определение веса и центровки экспериментальным путем можно провести со следующей точностью: вес самолета до $\pm 0,2\%$ от фактического веса пустого самолета; центровку самолета — до $\pm 0,25 \div \pm 0,3\%$ САХ. Указанная точность справедлива для взвешивания самолета в трех положениях. При нахождении центра тяжести по взвешиванию самолета в одном положении точность может быть несколько меньшей, равной $\pm 0,5\%$ САХ.

Эксплуатационные методы расчета центровки самолета позволяют произвести расчеты с практически достаточной точностью.

Приведенные данные о допустимых пределах расхождения фактического веса и центровки с расчетами в известной степени могут служить руководством при определении центровки самолета как в процессах эскизного и исполнительного проектирования, так и при определении положения центра тяжести по результатам взвешивания.

В заключение следует сделать несколько практических замечаний о подсчете веса, определении координат центра тяжести и вычислении статических моментов агрегатов и частей самолета. Иногда, стремясь достичь наибольшей точности в определении центровки самолета, координаты центров тяжести замеряют с точностью до 1 мм, моменты подсчитывают на арифмометре с точностью до нескольких знаков после запятой. Это совершенно излишне. Почти весь расчет центровки можно вести с помощью логарифмической линейки. Лишь при определении координат центра тяжести самолета путем деления результирующего статического момента на общий вес самолета следует пользоваться арифмометром. Для подсчета же статических моментов всех агрегатов точность, даваемая логарифмической линейкой, вполне достаточна.

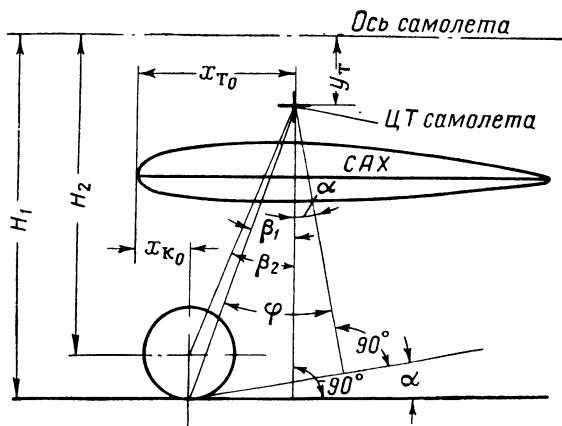
¹ А. Г. Строганов, Центровка самолета, Оборонгиз, 1940, стр. 50.

Вес грузов следует принимать с точностью до 1 кг и лишь очень легкие грузы — с точностью до 0,1 кг. Координаты центров тяжести замерять в метрах с точностью до 0,01; миллиметры следует отбрасывать. Статические моменты, следовательно, измеряются в килограммометрах с точностью до 1 кгм и лишь для малых грузов — до 0,1 кгм. В сводные таблицы вес и моменты вписываются в целых числах.

При вычислении моментов необходимо следить за порядком чисел. Наиболее часто встречающиеся ошибки и в то же время самые неприятные — это ошибки в количестве знаков. Поэтому во избежание ошибок подсчет моментов во всех расчетах должен проверять другой расчетчик.

8. УГЛЫ ВЫНОСА ШАССИ И ЗАПАС УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ

Одним из главных факторов, определяющих компоновку шасси на самолете, является положение центра тяжести. Это в большей или меньшей степени относится ко всем известным схемам шасси. Так, для шасси с хвостовым колесом (фиг. 19) главным парамет-



Фиг. 19. Углы выноса шасси с хвостовым колесом.

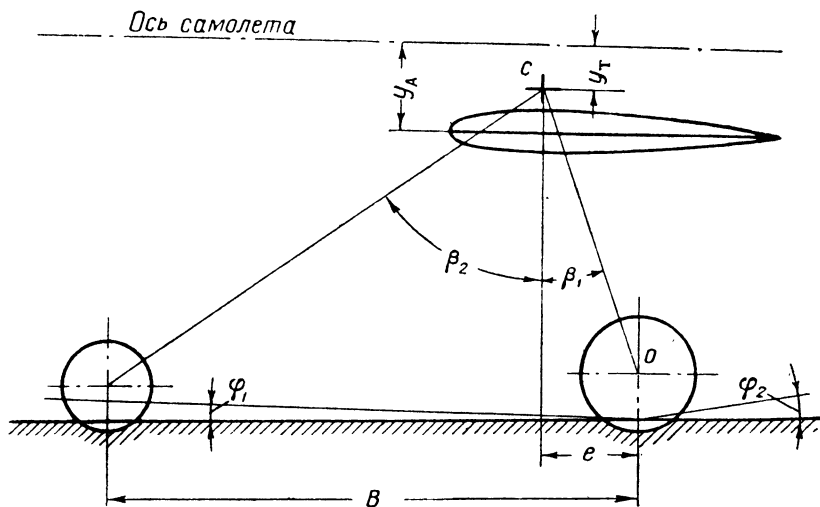
ром является противокапотажный угол, для шасси с носовым колесом (фиг. 20) — угол выноса колес главного шасси и величина нагрузки на носовое шасси.

Выполнение одного из требований, предъявляемых к шасси, — обеспечение свободного и устойчивого передвижения самолета на земле при разбеге, пробеге и рулежке — также зависит от расположения колес главного шасси относительно центра тяжести самолета.

В связи с непосредственной зависимостью установки шасси от положения центра тяжести самолета, а также в связи с необходимостью определения запаса устойчивости самолета на земле

инженерам, производящим расчет центровки, часто приходится производить подсчет некоторых параметров шасси. Таблица этих вычислений со схемой посадочных устройств прикладывается к расчету центровки самолета.

При компоновке посадочных устройств по схеме с хвостовым колесом главное шасси помещают впереди центра тяжести самолета, третью опору располагают под хвостовой частью фюзеляжа и вся система шасси носит название шасси с хвостовым колесом. Если же главные колеса располагают позади центра тяжести, то третью опору устанавливают под носовой частью фюзеляжа



Фиг. 20. Углы выноса шасси с носовым колесом.

ляжа и вся система шасси носит название шасси с носовым колесом.

Параметры шасси с хвостовым колесом, связанные с положением центра тяжести самолета, следующие: противокапотажный угол и угол выноса шасси.

Противокапотажный угол — это угол между вертикалью и линией, соединяющей центр тяжести самолета с точкой приложения реакции земли. Рассматривается он при горизонтальном положении оси самолета, соответствующем скоростной посадке на два колеса. Точкой приложения реакции земли при тормозных колесах считают точку касания земли и пневматика (угол β_1 , фиг. 19), при нетормозных колесах — ось колеса (угол β_2). Противокапотажные углы (β_1 и β_2) определяются по схеме (см. фиг. 19) с помощью уравнений

$$\operatorname{tg} \beta_1 = \frac{x_{T0} - x_{K0}}{H_1 - y_T};$$

$$\operatorname{tg} \beta_2 = \frac{x_T - x_{K0}}{H_2 - y_T}.$$

При вычислении размера H_2 высоту амортизационной стойки шасси следует брать с учетом стояночной усадки; при вычислении размера H_1 , кроме того, следует учитывать величину стояночного обжатия пневматика.

Угол выноса шасси φ — угол между прямой, соединяющей центр тяжести самолета с точкой касания колеса земли, и вертикалью при стоянке самолета на трех точках. Угол выноса шасси равен сумме противокапотажного угла и угла стоянки самолета и составляет обычно

$$\varphi = \alpha + \beta_1 = 27 \div 31^\circ,$$

где α — угол стоянки самолета, т. е. угол между продольной осью самолета на стоянке и горизонталью. Он обычно составляет $11 \div 14^\circ$.

Параметры шасси с носовым колесом — колея и база — выбираются в зависимости от положения центра тяжести самолета.

Колея шасси — расстояние между колесами главного шасси определяется углом 2γ . Угол γ образуется между вертикалью, опущенной из центра тяжести самолета, и линией, соединяющей центр тяжести самолета и точку касания земли пневматиком, при стояночной усадке амортизатора и стояночном обжатии пневматика.

База шасси (B) — расстояние между осями колес носового и главного шасси — определяется углами β_1 и β_2 , т. е. углами между линиями, проведенными из центра тяжести самолета через оси колес, и вертикалью, проходящей через центр тяжести самолета.

Для современных самолетов значение этих углов лежит в пределах:

$$\beta_1 = 10 \div 25^\circ; \quad \beta_2 = 50 \div 65^\circ; \quad \beta_1 + \beta_2 = 80 \div 90^\circ.$$

Кроме того, величина базы характеризуется отношением ее длины к длине самолета $\frac{B}{L}$ (значение этого отношения колеблется в пределах $0,25 \div 0,35$), а также величиной нагрузки на носовое шасси, которую можно выразить отношением $\frac{e}{B}$ (см. фиг. 20).

При вычислении углов β_1 и β_2 , величины $\bar{e} = \frac{e}{B}$ и др. следует высоту носового и главного шасси принимать с учетом стояночной усадки амортизатора и обжатия пневматика.

Самолет, имеющий шасси с носовым колесом, обладает устойчивостью на стоянке и при движении по земле, если его центр тяжести при любом положении самолета остается впереди вертикальной плоскости, проведенной через линию главных колес. Если же центр тяжести лежит в этой плоскости или находится на небольшом расстоянии от нее, такой самолет будет неустойчив при взлете, посадке или рулежке и хвостовая часть фюзеляжа может опуститься до земли.

Запас устойчивости самолета на земле характеризуется минимально допустимым значением угла β_2 , но его можно выразить и

в процентах средней аэродинамической хорды крыла. Тогда он будет представлять собой разность между нейтральной и предельно задней центровками самолета. Нейтральной центровкой самолета на земле в этом случае будет центровка колеса главного шасси самолета. Определять ее надлежит при следующих условиях:

1) нагрузка на носовое шасси равна нулю, так как центр тяжести самолета находится в вертикальной плоскости, проходящей через линию главных колес;

2) ввиду отсутствия нагрузки на носовое шасси, высоту его ноги следует принимать без усадки амортизатора и обжатия пневматика.

Нейтральную центровку самолета (\bar{x}_n) на земле и запас устойчивости ($\Delta\bar{x}_{z,y}$) нетрудно просчитать по схеме, приведенной на фиг. 20, с помощью уравнений:

$$\bar{x}_n = \bar{x}_T + \frac{e - r \operatorname{tg} \varphi_1}{b_A} \cdot 100;$$

$$\Delta\bar{x}_{z,y} = \bar{x}_n - \bar{x}_T,$$

где r — расстояние от центра тяжести самолета до оси колеса главного шасси;

φ_1 — угол между горизонтальной прямой и осью самолета при его положении на земле с учетом указанных выше условий.

При взвешивании самолета величину нейтральной центровки можно определить, установив его в положение, при котором нагрузка на весы, находящиеся под колесом носового шасси, будет равна нулю.

Глава III

ВЕСОВАЯ КОМПОНОВКА И ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

1. ВЕСОВАЯ КОМПОНОВКА

Основная особенность расчета центровки самолета в стадии эскизного проектирования состоит в неразрывной его связи с самим процессом компоновки. Именно поэтому авторы многочисленных трудов по проектированию самолета рассматривают проблемы компоновки одновременно с центровкой самолета.

Посвящая настоящий раздел изучению отдельных, наиболее интересных и вместе с тем наиболее сложных вопросов расчета центровки самолета в этот период, мы также вынуждены коснуться некоторых положений компоновки самолета.

Компоновка самолета — это нахождение такого взаимного расположения частей самолета, агрегатов, экипажа и нагрузки, которая удовлетворяет:

- а) аэродинамическим, тактическим и эксплуатационным требованиям;
- б) техническим условиям на установку агрегатов;
- в) выбору рациональных силовых схем и
- г) определенному положению центра тяжести самолета относительно средней аэродинамической хорды крыла.

Последнее условие в нашем далеко не полном перечислении ни в коем случае не является последним по своему значению. Выполнение всех условий в равной степени необходимо для получения хороших летно-тактических и эксплуатационных данных самолета.

С созданием реактивных двигателей, вызвавших подлинную техническую революцию в современном самолетостроении, появилось немало трудностей в компоновке самолета и обеспечении его устойчивости в полете.

К таким затруднениям, в первую очередь, следует отнести проблему размещения шасси и весьма большого запаса топлива. Это обстоятельство усложняется малой относительной толщиной профилей крыльев, применяемых на самолетах с большой скоростью полета. Вопрос размещения топлива поэтому следует разрешать в самом начале компоновки самолета, выделяя для этого необхо-

димый объем. Общий центр тяжести топлива должен находиться вблизи центра тяжести самолета. В противном случае, по мере выгорания топлива будет происходить значительное перемещение центра тяжести самолета.

У одномоторных самолетов, где двигатели устанавливаются в фюзеляже, эта задача усложняется еще и тем обстоятельством, что, кроме места для топлива, в фюзеляже необходимо выделить пространство для прокладки воздухозаборников к реактивным двигателям.

Расположение реактивных двигателей у одномоторных самолетов в средней части фюзеляжа, а у многомоторных — под крылом, с относительно малым выносом от центра тяжести самолета, составляет из условий центровки значительно удлинить носовую часть фюзеляжа. Эта характерная особенность реактивного самолета вызывает некоторое увеличение веса фюзеляжа и, что не менее важно, создает значительный дестабилизирующий момент. Последнее, в свою очередь, вызывает необходимость увеличения площади вертикального оперения для обеспечения путевой устойчивости. Поэтому другой характерной особенностью реактивного самолета является относительно большая площадь вертикального оперения.

Первое теоретическое определение положения центра тяжести идет по компоновочному чертежу и общему виду самолета в трех проекциях. Компоновочный чертеж — основная часть предварительного проекта — представляет собой общий вид самолета сбоку с размещением экипажа, оборудования, топлива и увязкой силовых элементов конструкции.

При первой компоновке центр тяжести намечают заранее, исходя из общих соображений устойчивости, и относительно этого положения производят ориентировочное размещение основных частей самолета, оборудования и грузов и затем путем расчета находят фактическое положение его центра тяжести. Только в редких случаях, даже при большом опыте лиц, ведущих компоновку, полученная центровка может сразу совпасть с намеченной вначале. В большинстве случаев фактический центр тяжести не совпадает с намеченным. Чтобы получить приемлемую центровку, приходится делать компоновку несколько раз и столько же раз делать предварительные подсчеты, увязывая размещение отдельных частей и грузов с требуемым положением центра тяжести самолета путем последовательного приближения.

В периоде проектирования встречаются схемы самолетов, которые трудно центруются или даже совсем не центруются. В этом случае имеется в виду не только трудность нахождения компоновки, обеспечивающей требуемое положение центра тяжести пустого и груженого самолета. Эта задача с большим или меньшим трудом обычно решается. Главная сложность состоит в получении заданного диапазона центровок, в уменьшении влияния на центровку грузов, расходуемых или сбрасываемых в полете.

Последняя задача имеет два решения. Необходимо либо найти такую компоновку, которая позволяла бы сузить диапазон экс-

плуатационных центровок, либо увеличить диапазон допустимых центровок самолета. Последнее достигается изменением оперения таким образом, чтобы повысилась устойчивость самолета при задних центровках или облегчилась посадка при передних центровках. Некоторое увеличение диапазона допустимых центровок возможно также осуществить, как мы увидим ниже, установкой контргрузов в системе управления рулем высоты.

В период компоновки, когда рассматривают различные варианты расположения частей самолета, размещения агрегатов оборудования, топлива и полезной нагрузки, следует одновременно с этим вести и расчет центровки самолета. Но даже и в том случае, когда это выполняется, фактическое положение центра тяжести окончательно скомпонованного самолета не всегда соответствует требованиям устойчивости.

Для изменения центровки самолета в этот период проектирования в распоряжении конструктора имеется много различных способов. Назовем основные и наиболее эффективные из них:

- 1) перемещение агрегатов;
- 2) перемещение винтомоторной группы или силовой установки;
- 3) удлинение носовой или хвостовой части фюзеляжа с перемещением находящихся там агрегатов;
- 4) перемещение крыла;
- 5) изменение угла стреловидности крыла в плане;
- 6) увеличение площади крыла.

Для значительного изменения центровки пользоваться одним каким-либо способом не всегда целесообразно, так как это может привести к частичной перекомпоновке самолета.

Например, значительное смещение крыла на самолетах, у которых топливные баки расположены в фюзеляже, вызовет большие изменения. Вследствие этого выгоднее применять два или несколько способов изменения центровки одновременно.

Расчет изменения центровки самолета посредством первых трех из перечисленных способов не представляет сложности и ведется по формуле

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{G_{TP} \Delta x}{0,01 G b_A}. \quad (16)$$

Наиболее эффективными являются последние три способа, но расчет изменения центровки в этих случаях несколько сложнее, чем в первых трех. Кроме того, в процессе компоновки самолета, когда отыскивают наиболее рациональные размеры частей самолета и наивыгоднейшее размещение агрегатов, часто претерпевают изменения первоначально выбранные основные размеры. Инженеру, ведущему расчет центровки самолета, поэтому необходимо уметь определять влияние на центровку изменения таких параметров самолета, как площадь и стреловидность крыла, длина фюзеляжа и др. Следовательно, методика подобных расчетов приобретает значительный практический интерес и поэтому заслуживает подробного рассмотрения.

2. ИЗМЕНЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ВЗАИМНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА

При разработке компоновочного чертежа первого приближения конструктор по опыту или в результате предварительной центровки намечает взаимное расположение крыла и фюзеляжа и затем размещает главные и второстепенные (для центровки самолета) грузы. При этом грузы, особенно тяжелые, вес которых в полете изменяется, обычно компонуются вблизи предполагаемого положения центра тяжести самолета, с тем чтобы «разбежка» центровок в полете была наименьшей. Остальные грузы, как например: силовая установка, оборудование и вооружение, размещаются в соответствии с аэродинамическими, техническими и эксплуатационными требованиями.

В результате расчета компоновочной центровки часто оказывается, что предварительно выбранное положение крыла не обеспечивает необходимого взаимного расположения центра тяжести самолета и средней аэродинамической хорды. Если в этом случае требуемую центровку не удастся получить путем перемещения грузов, т. е. частичной перекомпоновкой, то прибегают к наиболее радикальному средству, заключающемуся в сдвиге вперед или назад всего крыла с размещенными на нем агрегатами.

Перемещение крыла по различным причинам приходится иногда производить и на более позднем этапе проектирования самолета. Такими причинами, например, могут быть дальнейшие уточнения компоновочного расчета центровки или требований устойчивости, установка дополнительного оборудования или вооружения, увеличение числа пассажирских мест на транспортных самолетах и др.

Перемещение крыла на самолетах с поршневыми двигателями почти ничем не ограничивалось. Лишь на одномоторных самолетах перемещению крыла вперед препятствовали двигатели, так как при компоновке обычно выбиралось наиболее переднее положение крыла, определяемое минимальным расстоянием от переднего лонжерона до двигателя.

На самолетах с реактивными двигателями произвести перемещение крыла без перекомпоновки возможно лишь в небольших пределах. Значительному смещению могут препятствовать топливные баки и бомбовые отсеки, размещаемые обычно на предельно близком расстоянии от центра тяжести самолета. Одновременное смещение баков и отсеков, имеющих относительно большой вес, значительно уменьшает эффект сдвига крыла.

Значительной перекомпоновки самолета при этом иногда удается избежать некоторым увеличением длины фюзеляжа, но величина изменения центровки, вызываемая смещением крыла при этом уменьшается.

Применение рассматриваемого способа исправления центровки для пассажирских самолетов как с поршневыми, так и с реактивными двигателями, не вызывает больших затруднений. Однако при сдвиге всего крыла может нарушиться увязка силовых элементов и произойти утяжеление их. При определении величины перемещения

крыла следует согласовывать окончательное положение лонжеронов крыла, проходящих в фюзеляже, с размещением пассажиров, поскольку лонжероны целесообразно стыковать с теми шпангоутами, которые «не режутся» окнами, а положение окон относительно пассажирских кресел вполне определено.

Передняя центровка самолета исправляется смещением крыла вперед, задняя — смещением его назад. При сдвиге крыла вперед центр тяжести самолета перемещается относительно начала координат в том же направлении вследствие перемещения веса крыла и агрегатов, расположенных на нем. Центровка же самолета вследствие перемещения средней аэродинамической хорды становится при этом более задней. Следовательно, полное изменение центровки самолета при перемещении крыла будет выражаться как

$$\bar{\Delta x}_T = \Delta \bar{x}_{T1} - \Delta \bar{x}_{T2}, \quad (17)$$

где $\bar{\Delta x}_T$ — полное изменение центровки самолета;

$\Delta \bar{x}_{T1}$ — изменение центровки самолета от перемещения средней аэродинамической хорды крыла;

$\Delta \bar{x}_{T2}$ — изменение центровки самолета, вызванное перемещением веса крыла и агрегатов, расположенных на нем.

Величина изменений $\Delta \bar{x}_{T1}$ и $\Delta \bar{x}_{T2}$ определяется из уравнений

$$\Delta \bar{x}_{T1} = \frac{\Delta x_b}{0,01b_A};$$

$$\Delta \bar{x}_{T2} = \frac{(G_{кр+арг} + G_{гр})\Delta x_b}{0,01Gb_A},$$

где Δx_b — величина перемещения крыла;

$G_{кр+арг}$ — вес крыла и агрегатов, расположенных на нем;

$G_{гр}$ — вес различных агрегатов, находящихся в фюзеляже, но перемещаемых вместе с крылом;

G — вес самолета, соответствующий рассматриваемой центровке.

Подставив в выражение (17) значения $\Delta \bar{x}_{T1}$ и $\Delta \bar{x}_{T2}$ из этих уравнений и проведя преобразования, получим уравнение для определения величины изменения центровки при смещении крыла на заданную величину

$$\bar{\Delta x}_T = \frac{\Delta x_b}{0,01b_A} \left(1 - \frac{G_{кр+арг} + G_{гр}}{G} \right). \quad (18)$$

Окончательное уравнение для определения величины перемещения крыла с целью изменения центровки самолета на заданную величину будет иметь вид

$$\Delta x_b = \frac{0,01Gb_A \bar{\Delta x}_T}{G - G_{кр+арг} - G_{гр}}. \quad (19)$$

При подборе центровки самолета в распоряжении конструктора, как указывалось, имеются два основных способа получения необходимого взаимного расположения центра тяжести самолета и средней аэродинамической хорды крыла — это размещение агрегатов и грузов на самолете и подбор положения крыла по продольной оси фюзеляжа. Каким же из этих способов следует воспользоваться для изменения центровки, если первоначальная компоновка не привела к желаемым результатам?

Для того чтобы ответить на этот вопрос, необходимо рассмотреть характер влияния на центровку тех и других изменений на самолете.

Из уравнения (16) следует, что величина изменения центровки самолета $\Delta \bar{x}_T$ от перемещения на нем грузов тем больше, чем меньше вес самолета G . Следовательно, при перекомпоновке оборудования взлетная центровка изменяется на меньшую величину, чем посадочная.

Из уравнения (18) следует вывод, противоположный сделанному, а именно: при сдвиге крыла изменение центровки $\Delta \bar{x}_T$ тем больше, чем больше вес самолета G , и наоборот. Следовательно, при перемещении крыла взлетная центровка изменяется на большую величину, чем посадочная.

В практике проектирования возможны случаи, когда посадочная центровка самолета удовлетворяет требованиям необходимого запаса рулей или же нуждается в незначительном исправлении, в то время как взлетная центровка не удовлетворяет требованиям устойчивости. Лучший способ исправления такого положения это перемещение объемов, отведенных для топлива. Если же сделать это не удастся, следует воспользоваться способом перемещения крыла с одновременным перемещением оборудования таким образом, чтобы взлетная центровка изменилась, а посадочная осталась без изменения. Это вполне возможно осуществить, поскольку:

1) при перемещении крыла

$$\Delta \bar{x}'_{взл} > \Delta \bar{x}'_{пос};$$

2) при перемещении оборудования

$$\Delta \bar{x}''_{взл} < \Delta \bar{x}''_{пос}.$$

Следовательно, необходимо подобрать такие перемещения крыла и оборудования, чтобы

$$\Delta \bar{x}'_{пос} = - \Delta \bar{x}''_{пос};$$

тогда полное изменение взлетной центровки будет

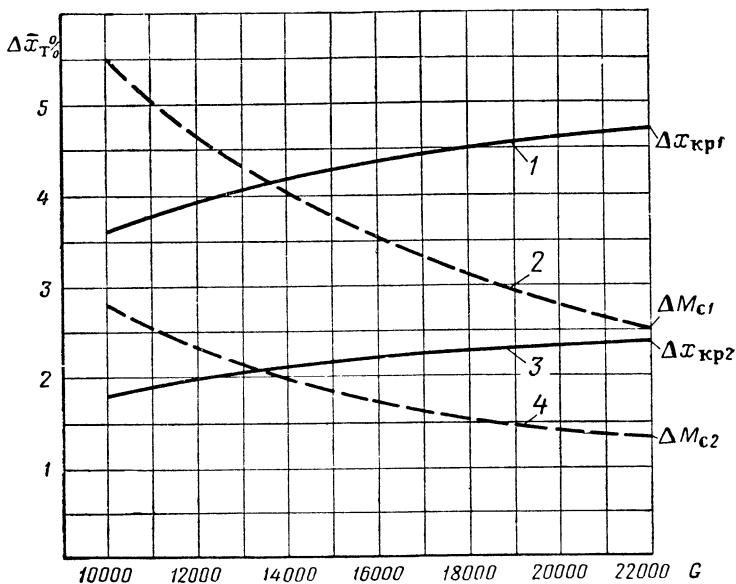
$$\Delta \bar{x}'_{взл} = \Delta \bar{x}'_{взл} - \Delta \bar{x}''_{взл}.$$

Посадочная центровка при этом останется без изменения.

Сказанное позволяет сделать следующий вывод: если необходимо посадочную центровку самолета изменить на большую величину

ну, чем взлетную, следует пользоваться способом перемещения агрегатов; если же взлетная центровка требует более значительного изменения, чем посадочная, следует воспользоваться способом перемещения крыла.

Следовательно, характерной особенностью метода изменения центровки посредством перемещения крыла является наибольшее изменение центровки самолета при наибольшем его весе. Это наглядно показано на графике (фиг. 21), где нанесены кривые 1 и 3



Фиг. 21. Изменение центровки при различном весе самолета вследствие перемещения крыла (кривые 1 и 3) и грузов (кривые 2 и 4).

изменения центровки для различных полетных весов самолета, вызываемого перемещением крыла на величину

$$\Delta x_{кр1} \text{ и } \Delta x_{кр2}; (\Delta x_{кр1} > \Delta x_{кр2}).$$

Для сравнения там же приведены кривые 2 и 4 изменения центровки при изменении статического момента самолета на величину $\Delta M_{с1}$ и $\Delta M_{с2}$; ($\Delta M_{с1} > \Delta M_{с2}$), причем изменение момента ΔM_c может быть вызвано перемещением груза $G_{гр}$ на величину $\Delta x_{гр}$ или установкой его позади центра тяжести самолета на расстоянии $x_{с.гр}$.

Сравнение кривых 1 и 3 с кривыми 2 и 4 показывает, что влияющие смещения крыла на центровку при различном весе самолета противоположно влиянию смещения груза.

При сравнении кривой 1 с кривой 3 легко заметить, что чем больше величина перемещения крыла, тем больше относительная величина изменения центровки для различного веса самолета, о чем свидетельствует больший угол наклона кривой 1, причем кривые по мере увеличения веса самолета расходятся.

Кривые 2 и 4 также имеют различный угол наклона и меньший наклон имеет кривая, соответствующая меньшему изменению момента ΔM_c . Эти кривые по мере увеличения веса самолета, наоборот, сближаются.

Таким образом, способ исправления центровки самолета путем перемещения крыла, являясь наиболее эффективным средством, обладает интересной, указанной выше особенностью, которой иногда удобно воспользоваться.

На последующих стадиях проектирования, когда различные конструктивные изменения вызывают смещение центра тяжести самолета, также прибегают к этому средству, если не находится других, более простых.

3. ИЗМЕНЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ПРИ ИЗМЕНЕНИИ СТРЕЛОВИДНОСТИ КРЫЛА В ПЛАНЕ

Аэродинамические данные стреловидных крыльев, кроме прочих параметров, зависят также и от величины угла χ , образуемого передней кромкой с вертикальной плоскостью, перпендикулярной плоскости симметрии самолета.

До появления реактивных самолетов со стреловидными крыльями, угол стреловидности крыла в плане в начальной стадии проектирования назначался по статистике, а затем уточнялся при определении центра тяжести самолета. Величина угла χ при большой стреловидности крыла зависит от заданных летных данных, а поэтому в процессе проектирования возможны изменения значения этого угла в соответствии с указанными требованиями.

Изменение угла стреловидности крыла в плане значительно изменяет центровку самолета, причем изменение центровки тем сильнее (при одном и том же изменении угла χ), чем больше величина исходного угла стреловидности. Этим средством в небольших пределах можно пользоваться в период эскизного проектирования с целью изменения центровки самолета, если первоначальная компоновка не приводит к желаемым результатам.

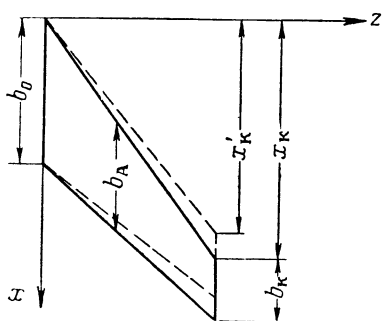
Для исправления передней центровки угол стреловидности крыла в плане уменьшают путем смещения концов крыла вперед. Корневая хорда крыла при этом остается на месте, а средняя аэродинамическая хорда, не изменяя своей величины, перемещается вперед относительно первоначального положения (фиг. 22). В результате центровка становится более задней.

Для исправления задней центровки поступают наоборот — увеличивают стреловидность передней кромки крыла в плане (фиг. 23).

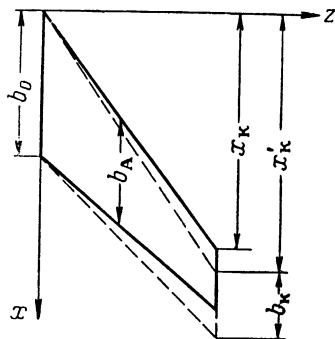
Изменение центровки на большую величину требует значительного изменения угла стреловидности. Значительному изменению могут препятствовать аэродинамические или компоновочные соображения. Например, при увеличении угла стреловидности крыла уменьшается расстояние между лонжеронами, чего нельзя допустить при уборке колес шасси в крыло и т. п. Следовательно, если для получения требуемой центровки самолета изменение угла стре-

ловидности крыла в возможных пределах оказывается недостаточным, то следует искать дополнительных к этому средств исправления. Такими средствами могут быть: одновременное небольшое смещение всего крыла или перемещение агрегатов оборудования и т. п.

Наибольшее изменение центровки самолета достигается поворотом всего крыла относительно носка корневой хорды, но при конструктивном решении этой задачи часто возникают большие затруднения. Поэтому иногда производят поворот лишь отъемной части крыла относительно носка хорды разьема или какой-либо другой точки на этой хорде. Выбор точки зависит от периода проектирования или постройки самолета. Такими точками на хорде разьема



Фиг. 22. Поворот крыла для исправления передней центровки самолета.



Фиг. 23. Поворот крыла для исправления задней центровки самолета.

ма, например, могут оказаться стыковые узлы переднего или заднего лонжеронов крыла. Поскольку все эти случаи представляют практический интерес, рассмотрим каждый из них отдельно в следующей последовательности:

- а) изменение центровки самолета при повороте крыла относительно носка корневой хорды;
- б) изменение центровки самолета при повороте крыла относительно произвольной точки на его плоскости;
- в) изменение центровки самолета при повороте отъемной части крыла относительно носка хорды разьема.

а) Изменение центровки самолета при повороте крыла относительно носка корневой хорды

При изменении стреловидности крыла в плане центровка самолета изменяется в одном направлении, а центр тяжести самолета смещается в противоположном направлении. Например, при повороте крыла назад (относительно направления полета) центр тяжести крыла, а следовательно, и центр тяжести самолета смещаются назад, а центровка становится более передней. Это происходит вследствие

того, что центр тяжести самолета перемещается на значительно меньшую величину по сравнению со сдвигом средней аэродинамической хорды.

Величина средней аэродинамической хорды при этом остается постоянной. Следовательно, полное изменение центровки самолета при повороте крыла определится аналогично случаю сдвига крыла как разность двух изменений:

$$\Delta \bar{x}_T = \Delta \bar{x}_{T1} - \Delta \bar{x}_{T2}, \quad (17)$$

где $\Delta \bar{x}_{T2}$ — изменение центровки самолета вследствие смещения центра тяжести крыла и расположенных на нем грузов, центр тяжести которых совпадает или почти совпадает с центром тяжести крыла.

Влияние на центровку самолета перемещения грузов, центры тяжести которых значительно удалены (по оси z) от центра тяжести крыла, следует определять дополнительно. Необходимость в этом особенно велика, если грузы имеют значительный вес, как, например, баки в отъемной части крыла, подвесные баки на концах крыльев и т. д.

Значения $\Delta \bar{x}_{T1}$ и $\Delta \bar{x}_{T2}$ определяются следующими уравнениями:

$$\Delta \bar{x}_{T1} = \frac{\Delta x_A}{0,01 b_A};$$

$$\Delta \bar{x}_{T2} = \frac{G_{кр+агр} \Delta x_A}{0,01 G b_A}.$$

Заменив в этих выражениях величину Δx_A через Δx_k по формуле (9) и подставив в уравнение (17), получим

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 \Delta x_k}{0,01 b_A} - \frac{G_{кр+агр} k_2 \Delta x_k}{0,01 G b_A}.$$

Проведя преобразования, получим формулу для определения изменения центровки самолета при изменении угла стреловидности всего крыла в плане:

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 \Delta x_k}{0,01 b_A} \left(1 - \frac{G_{кр+агр}}{G} \right), \quad (20)$$

где $G_{кр+агр}$ — вес крыла и агрегатов, расположенных на крыле, центр тяжести которых совпадает или почти совпадает с центром тяжести крыла;

G — вес самолета, соответствующий рассматриваемому варианту центровки;

Δx_k — изменение расстояния от носка концевой хорды до линии, перпендикулярной плоскости симметрии самолета и проходящей через носок корневой хорды.

Изменение координаты носка средней аэродинамической хорды определится уравнением

$$\Delta x_A = \frac{0,01Gb_A\Delta\bar{x}_T}{G - G_{кр+агр}}. \quad (21)$$

При исправлении передней или задней центровки методом изменения угла стреловидности крыла в плане приходится решать задачу, противоположную разобранный выше, т. е. определять величину изменения угла стреловидности $\Delta\chi$ для изменения центровки самолета на заданную величину:

$$\Delta\chi = \chi_n - \chi_{исх},$$

где χ_n — новый угол стреловидности по передней кромке крыла;
 $\chi_{исх}$ — исходный угол стреловидности по передней кромке крыла.

Последнее уравнение имеет две неизвестных величины $\Delta\chi$ и χ_n , одно из них определится по формуле

$$\operatorname{tg} \chi_n = \frac{2}{lk_2} \left(x_A + \frac{0,01Gb_A\Delta\bar{x}_T}{G - G_{кр+агр}} \right), \quad (22)$$

где x_A — координата носка средней аэродинамической хорды крыла относительно носка хорды, лежащей в плоскости симметрии самолета, до изменения угла стреловидности крыла.

Задача нахождения величины изменения угла стреловидности крыла в плане для изменения центровки самолета на заданную величину, аналитическое решение которой показано выше, может быть решена и графически. При этом последний метод решения требует затраты значительно меньшего времени, чем аналитический. Правда, графическое решение этой задачи несколько усложняется тем, что поворот крыла приходится производить не на угол, соответствующий необходимому изменению центровки самолета Δx_T , а на больший угол, смещающий среднюю аэродинамическую хорду на такую величину Δx_A , которая изменит центровку на $\Delta x_{T1} = \Delta x_T + \Delta x_{T2}$. Величина Δx_{T2} учитывает смещение центра тяжести самолета, вызываемое перемещением веса крыла и агрегатов, расположенных на нем, и зависит, следовательно, от веса крыла с агрегатами, веса самолета и от изменения величины x_A .

Все же графическое решение вносит заметное упрощение. Ведется оно без каких-либо вычислений, с помощью графика и номограммы. При этом необходимо лишь знать значения следующих параметров крыла: исходного угла стреловидности крыла в плане χ , удлинения λ и сужения крыла η , причем совершенно очевидно, что за исходный угол стреловидности можно принимать как угол стреловидности по линии фокусов, так и его значение по передней кромке крыла. Новый же угол стреловидности χ_n будет соответствовать углу, принятому за исходный.

Предлагаемое ниже графическое решение рассматриваемой задачи, так же как и изложенное выше аналитическое решение, справедливо для поворота крыла относительно точки пересечения его передней кромки с плоскостью, проходящей через ось симметрии самолета (см. фиг. 22 и 23). Задача нахождения величины изменения центровки самолета при повороте крыла относительно любой точки на его плоскости значительно сложнее. Она будет разобрана ниже.

Порядок определения величины изменения угла стреловидности для исправления передней или задней центровки с помощью номограммы рассмотрим на следующем примере.

Предположим, что у самолета с параметрами крыла $\eta=2,2$; $\lambda=4$ и $\chi=45^\circ$ необходимо исправить переднюю центровку на величину $\Delta x_{T1} = +3\%$ САХ.

Следовательно, угол стреловидности крыла необходимо уменьшить, для чего концевую хорду переместить вперед относительно ее исходного положения (см. фиг. 22).

Определение ведем в следующем порядке:

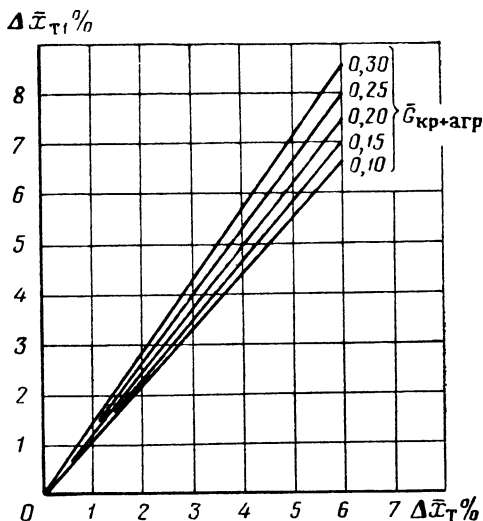
1) По графику (фиг. 24) определяем величину изменения центровки $\Delta x_{T1}/\bar{G}$, учитывая перемещение центра тяжести крыла и агрегатов, расположенных на нем. Значение величины Δx_{T1} , как следует из сказанного выше, по абсолютному своему значению всегда будет несколько больше заданной величины изменения центровки. Для определения Δx_{T1} достаточно знать относительный вес крыла и агрегатов, который найдем из уравнения

$$\bar{G}_{кр+агр} = \frac{G_{кр+агр}}{G}$$

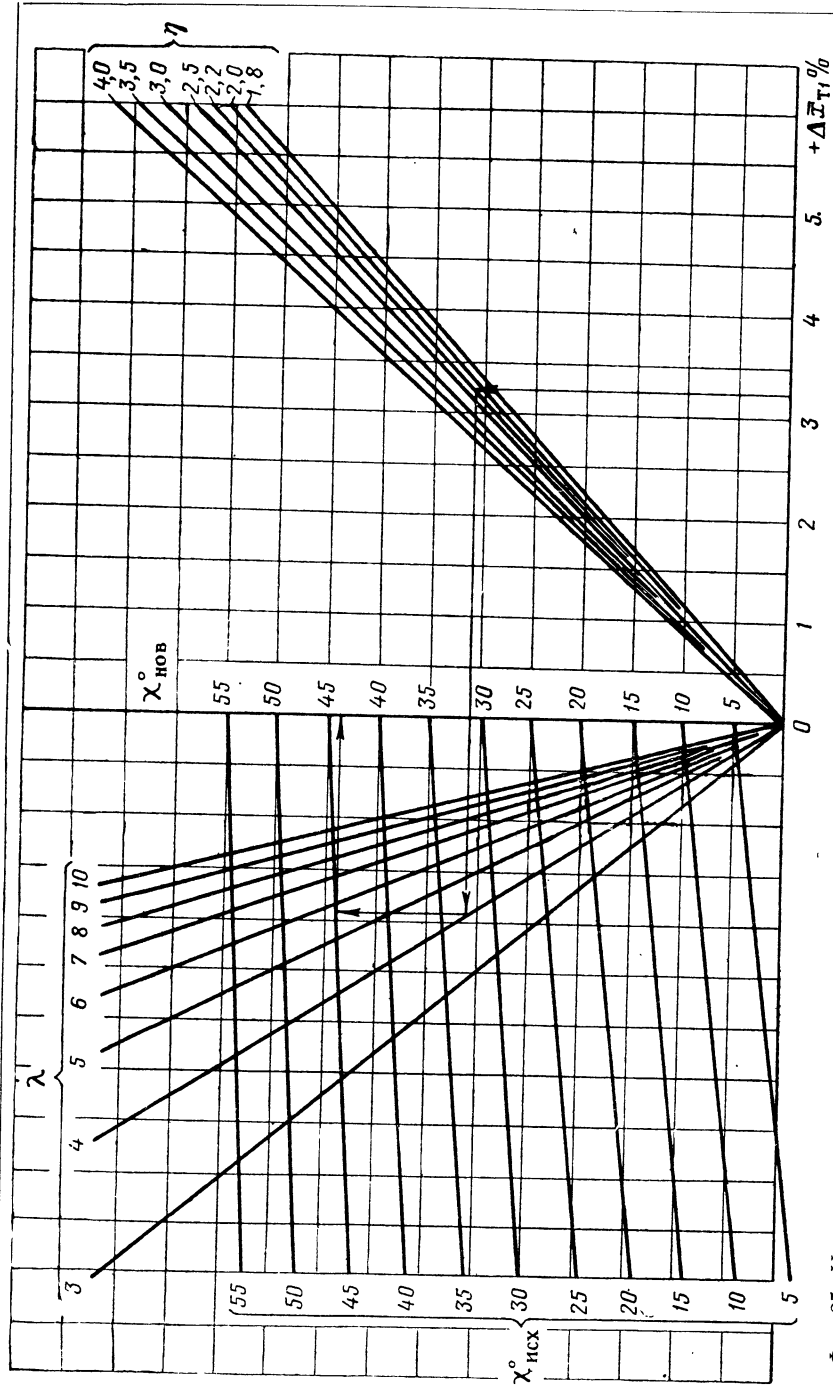
Здесь учитывается вес только тех расположенных на крыле агрегатов, центр тяжести которых совпадает или почти совпадает с центром тяжести крыла.

Примем для рассматриваемого самолета $\bar{G}_{кр+агр}=0,1$. По вспомогательному графику (см. фиг. 24) находим $\Delta x_{T1}=3,3\%$ САХ.

2) На номограмме (фиг. 25) из точки на горизонтальной шкале, соответствующей найденному значению $\Delta x_{T1}=3,3\%$, проводим вертикаль до пересечения с наклонной прямой $\eta=2,2$. Из точки пере-



Фиг. 24. К определению изменения угла стреловидности крыла в плане для изменения центровки самолета.



Фиг. 25. Номограмма для определения величины изменения угла стреловидности крыла в плане при исправлении передней центровки самолета.

сечения проводим горизонталь до встречи с прямой, соответствующей значению $\lambda=4$. Из полученной точки пересечения проводим вертикальную линию до пересечения с прямой $\chi=45^\circ$. Проведя горизонталь из последней точки пересечения до встречи с вертикальной осью, найдем новое значение $\chi_n=43^\circ 30'$.

Следовательно, для исправления передней центровки самолета с принятыми параметрами крыла на $+3\%$ САХ необходимо уменьшить угол стреловидности на $1^\circ 30'$.

Уменьшение и увеличение угла стреловидности на одну и ту же величину вызывает различное по абсолютному значению изменение центровки самолета. Следовательно, определять по одной номограмме как увеличение, так и уменьшение угла стреловидности не представляется возможным. Поэтому потребовалось построить две номограммы: для положительных ($+\Delta\chi_{т1}$) и для отрицательных ($-\Delta\chi_{т1}$) значений величины изменения центровки.

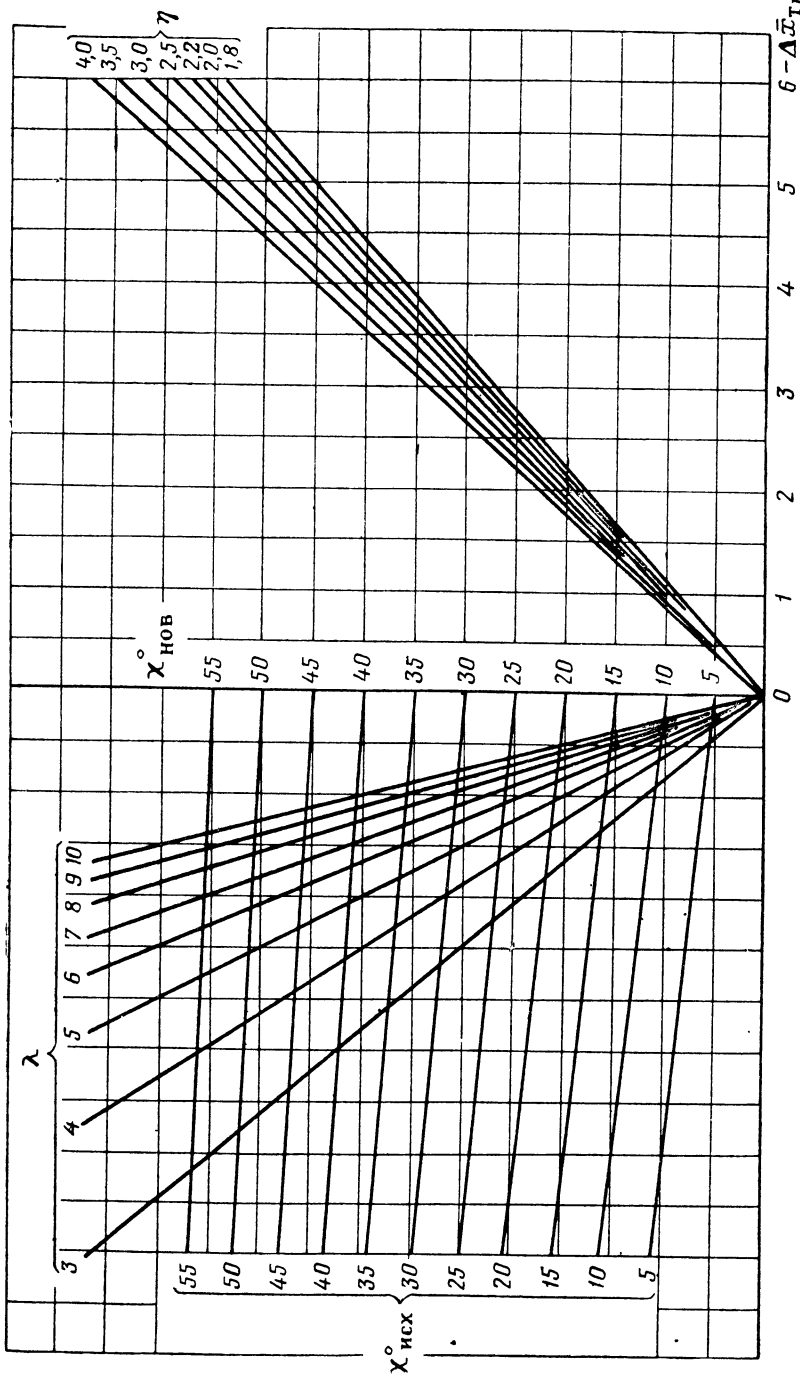
С помощью первой из них (см. фиг. 25) находятся величины углов поворота крыла для исправления передней центровки; с помощью второй (фиг. 26) — величины углов поворота крыла для исправления задней центровки самолета.

Определение как отрицательных, так и положительных значений величины $\Delta\chi_{т1}$ можно вести по одному и тому же графику (см. фиг. 24). При этом положительным значениям $+\Delta\chi_{т}$ соответствуют положительные значения $+\Delta\chi_{т1}$ и, наоборот, отрицательным $-\Delta\chi_{т}$ — отрицательные $-\Delta\chi_{т1}$.

Номограммой для определения величины изменения угла стреловидности крыла в плане можно пользоваться для самолетов, имеющих крылья с самыми разнообразными параметрами. С этой целью при построении принят широкий диапазон их значений. Шкала величин $\Delta\chi_{т}$ позволяет определять изменение угла стреловидности для исправления центровки самолета в пределах от $+6\%$ до -6% САХ. Если требуется изменить центровку самолета на большую величину, то и в этом случае можно воспользоваться данной номограммой, производя определение в два приема.

Например, для самолета с крылом, имеющим угол стреловидности $\chi=35^\circ$, необходимо исправить центровку на 8% . В этом случае следует поступать так: по исходному значению угла стреловидности $\chi=35^\circ$ найти новый угол χ_n' для изменения центровки на 4% , а затем, принимая уже за исходный угол χ_n' , найти значение нового угла стреловидности χ_n для изменения центровки еще на 4% . Найденное значение угла и будет окончательным значением угла стреловидности, изменяющим центровку на 8% САХ.

При этом следует предупредить от возможной ошибки: ни в коем случае нельзя за исходное значение угла стреловидности дважды принимать один и тот же угол, в нашем случае 35° , поскольку для изменения центровки самолета на одну и ту же величину при различных значениях угла стреловидности χ° поворот крыла приходится производить на различный угол.



Фиг. 26. Номограмма для определения величины изменения угла стреловидности крыла в плане при исправлении задней центровки самолета.

Рассмотрим вывод уравнений кривых для построения графика и номограммы.

1) Для построения графика (см. фиг. 24), являющегося вспомогательным при решении данной задачи, пользуемся уравнением

$$\Delta \bar{x}_{\tau 1} = \Delta \bar{x}_{\tau} + \frac{G_{\text{кр}+\text{арр}} \Delta x_A}{0,01 G b_A}. \quad (23)$$

Величину смещения средней аэродинамической хорды при изменении угла стреловидности выразим через изменение центровки самолета

$$\Delta \bar{x}_A = \frac{\Delta \bar{x}_{\tau} b_A}{100}.$$

Подставим в уравнение (23) принятое обозначение величины относительного веса и значение Δx_A из последнего уравнения и, проведя необходимые преобразования, получим уравнение пучка прямых, проходящих через начало координат (см. фиг. 24),

$$\Delta \bar{x}_{\tau 1} = \frac{\Delta \bar{x}_{\tau}}{1 - \bar{G}_{\text{кр}+\text{арр}}}. \quad (24)$$

2) Уравнение для построения номограммы, по которой определяется новый угол стреловидности в зависимости от удлинения λ , сужения η и исходной стреловидности крыла, выводится следующим образом. Изменение центровки самолета при смещении средней аэродинамической хорды выражается, как известно, уравнением

$$\Delta \bar{x}_{\tau} = \frac{\Delta x_A}{0,01 b_A}$$

или

$$\Delta \bar{x}_{\tau} = \frac{k_2 (x_k - x'_k)}{k_1 \frac{S}{l}} 100,$$

что следует из уравнений (9).

Здесь x_k и x'_k — значения x на конце соответственно для крыла с исходным и новым значением угла стреловидности.

Выразив x_k и x'_k через тангенс угла стреловидности, а размах l через удлинение λ и преобразовав, получим уравнение

$$\Delta \bar{x}_{\tau} = \frac{k_2 \lambda (\text{tg } \chi - \text{tg } \chi_n)}{2k_1} 100,$$

откуда

$$\lambda (\text{tg } \chi^\circ - \text{tg } \chi_n) = \frac{k_1 \Delta \bar{x}_{\tau}}{50 k_2}. \quad (25)$$

Для построения номограммы выражение (25) подразделяем на три отдельных уравнения:

$$A = \frac{k_1 \bar{\Delta x_T}}{50k_2};$$

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

$$\operatorname{tg} \chi - B = \operatorname{tg} \chi_n.$$

Эти уравнения представляют собой три семейства кривых, причем последнее из них написано для определения величины изменения угла стреловидности крыла в плане с целью исправления передней центровки самолета (см. фиг. 25). Для номограммы, позволяющей решить задачу исправления задней центровки, последнее уравнение будет иметь вид

$$\operatorname{tg} \chi + B = \operatorname{tg} \chi_n.$$

Для исправления центровки самолета с точностью до 0,1% САХ значение нового угла стреловидности необходимо снять с номограммы с точностью до 5'. Следовательно, для практических целей номограммы, приведенные на фиг. 25 и 26, необходимо вычертить с таким расчетом, чтобы масштаб шкалы углов стреловидности соответствовал 1 мм — 10'. Масштаб для величин A и B можно выбирать произвольно, а после построения их следует удалить. Просчет кривых по приведенным выше формулам удобно вести в следующих таблицах (см. табл. 4 и 5):

Таблица 4

η	k_1	k_2	$\frac{k_1}{50k_2}$	$A = \frac{k_1}{50k_2} \bar{\Delta x_T}$		
				$\bar{\Delta x_T} = 2\%$	$\bar{\Delta x_T} = 4\%$	$\bar{\Delta x_T} = 6\%$

По этой таблице просчитываются координаты семейства кривых с параметром η .

Таблица 5

λ	$B = \frac{A}{\lambda}$					
	$A_1 =$	$A_2 =$	$A_3 =$	$A_4 =$	$A_5 =$	$A_6 =$

По этой таблице просчитываются координаты кривых с параметром λ .

Значения величины A для табл. 5 берутся произвольно в пределах значений, полученных в табл. 4.

Т а б л и ц а 6

χ	$\text{tg } \chi$	$\text{tg } \chi_n = \text{tg } \chi - B$					χ_n					
		$B_1 =$	$B_2 =$	$B_3 =$	$B_4 =$	$B_5 =$	$B_1 =$	$B_2 =$	$B_3 =$	$B_4 =$	$B_5 =$	

Значения величины B для табл. 6 берутся произвольно в пределах значений, полученных в табл. 5.

Как уже отмечалось, описанные выше аналитическое и графическое решения задачи исправления центровки самолета способом изменения стреловидности крыла не учитывают влияние на центровку самолета перемещения грузов, центр тяжести которых значительно удален по оси z от центра тяжести крыла. Попытка учесть это влияние в рассмотренном графическом решении не привела к хорошим результатам, поэтому его рекомендуется определять с помощью следующего уравнения:

$$\Delta \bar{x}_{T2} = \sum \frac{G_{\text{арп}} z (\text{tg } \chi_n - \text{tg } \chi)}{0,01 G b_A}. \quad (26)$$

б) Изменение центровки самолета при повороте крыла относительно произвольной точки на его плоскости

Выше мы рассмотрели метод изменения центровки самолета посредством поворота крыла относительно носка хорды, лежащей в плоскости симметрии самолета. Поворот крыла относительно этой точки не всегда является наилучшим в отношении компоновки самолета, особенно в тот период, когда взаимное расположение частей самолета и агрегатов, расположенных в крыле и фюзеляже, уже определилось. В таком случае производят поворот крыла относительно какой-либо точки, лежащей на оси его разьема, например, относительно носка хорды или стыкового узла переднего или заднего лонжеронов.

Если ось разьема находится на некотором расстоянии от борта фюзеляжа по оси z , то определение величины угла поворота отъемной части крыла для изменения центровки самолета на заданную величину не представляет затруднений, поскольку в этом случае крыло уже не остается прямолинейным.

Задача, решение которой мы рассмотрим в настоящем разделе, состоит в определении угла поворота крыла относительно любой

точки на его плоскости с целью изменения центровки самолета при условии, что крыло остается прямолинейным и фактические габариты его не изменяются. Такой случай в практике вполне возможен — это, например, поворот крыла относительно оси стыкового узла на переднем или заднем лонжероне крыла, ось разъема которого проходит по борту фюзеляжа. При этом крыло сохраняет прямолинейность, так как при определении средней аэродинамической хорды принято брать полную площадь, полученную продолжением контуров крыла до оси симметрии самолета. Полная площадь крыла при этом несколько изменяется, причем изменение происходит, главным образом, за счет площади подфюзеляжной части.

Решение этой задачи, кроме практического значения, представляет и известный теоретический интерес.

Вследствие увеличения угла стреловидности крыла в плане, т. е. поворота его относительно носка корневой хорды, происходит, как известно, значительное изменение центровки. Это изменение тем больше (при повороте на один и тот же угол), чем больше угол стреловидности крыла. В рассматриваемом случае поворота крыла относительно произвольной точки на его плоскости картина может оказаться противоположной.

Если на двух крыльях с малой и большой стреловидностью взять точки O_1 с координатами x_1, z_1 и относительно них произвести поворот крыла на один и тот же угол $\Delta\chi^\circ$, то окажется, что изменение центровки будет тем больше, чем меньше угол стреловидности крыла, т. е. в этом случае наблюдается противоположное влияние исходного угла стреловидности на величину изменения центровки самолета. Кроме того, поворот крыла относительно некоторых точек может привести к противоположному результату также и в отношении знака величины изменения центровки самолета. При повороте крыла назад относительно носка хорды, лежащей в плоскости симметрии самолета, как известно, центровка становится более передней. В нашем случае она может или совсем не измениться или стать даже более задней. Это зависит от величины угла стреловидности крыла χ° и от координат x_1, z_1 точки, относительно которой производят поворот крыла данным способом.

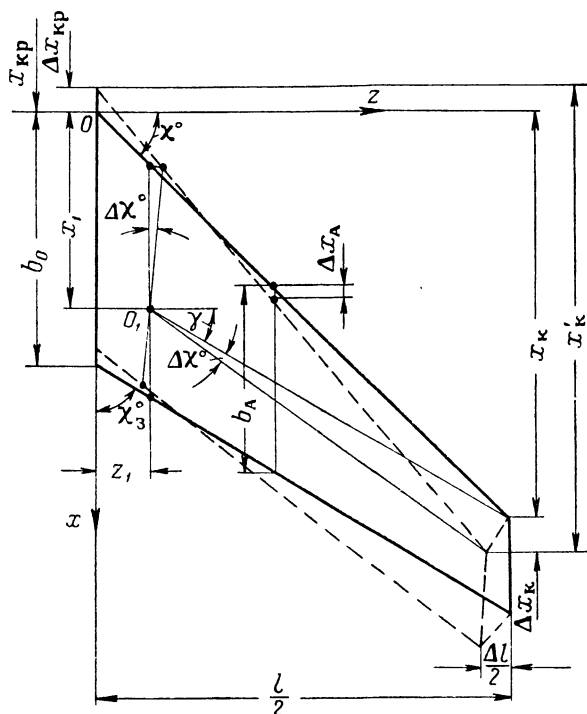
Явления эти можно объяснить следующим: во-первых, изменение площади по передней кромке крыла, как мы увидим ниже, смещает центровку самолета по абсолютному значению на значительно большую величину, чем изменение площади по хвостовой кромке; во-вторых, с увеличением координат x_1, z_1 точка пересечения передней кромки для двух положений крыла перемещается к концу крыла по размаху и в каком-то положении достигает носка средней аэродинамической хорды. Положение это соответствует нулевому изменению центровки самолета при любом изменении угла стреловидности крыла в плане.

Предположим, что у крыла, изображенного на фиг. 27, изменили угол стреловидности на величину $\Delta\chi$, причем поворот произвели относительно произвольной точки O_1 с координатами x_1, z_1 .

В рассматриваемом случае изменяется не только величина x_R ,

но, как видно из чертежа, и установочный размер крыла $x_{кр}$, т. е. расстояние от принятого ранее начала координат до носка хорды крыла по оси симметрии самолета, на величину $\Delta x_{кр}$. Кроме того, изменяются размах крыла l и хорды b_0 и b_k .

Чтобы не усложнять решения задачи, найдем изменение центровки самолета последовательно: вначале от изменения величин x_k и $x_{кр}$, а затем от изменения величины средней аэродинамической



Фиг. 27. Поворот крыла в плане относительно произвольной точки на его плоскости.

хорды и лишь в конце оценим влияние на центровку самолета перемещения центра тяжести крыла при его повороте.

Изменение центровки самолета от изменения x_k при повороте крыла в общем виде выражается уравнением

$$\Delta \bar{x}_{T1} = \frac{x_b - x'_b}{0,01b_A}, \quad (27)$$

где x_b и x'_b — координаты носка средней аэродинамической хорды относительно старого начала координат соответственно для крыла до и после изменения угла стреловидности.

Как известно, $x_b = x_{кр} + k_2 x_k$,

$$x'_b = x_{кр} - \Delta x_{кр} + k_2(x_k + \Delta x_k).$$

Подставив значения x_b и x'_b из двух последних уравнений в уравнение (27) и производя необходимые преобразования, получим

$$\Delta \bar{x}_{\tau 1} = \frac{\Delta x_{кр} - k_2 \Delta x_k}{0,01 b_A}. \quad (28)$$

Выше указывалось, что увеличение угла стреловидности рассматриваемым способом в отдельном случае может привести к более передней центровке, а не к более задней. Как видно из последнего уравнения, это может произойти при условии, если $\Delta x_{кр} > k_2 \Delta x_k$; тогда величина $\Delta \bar{x}_{\tau 1}$ окажется не отрицательной, а положительной.

В уравнении (28) известными являются величины k_2 и b_A и неизвестными $\Delta x_{кр}$ и Δx_k . Значение их можно найти, решив следующие уравнения:

$$\Delta x_k = 2 \sqrt{\left(\frac{l}{2} - z_1\right)^2 + \left(\frac{l}{2} \operatorname{tg} \chi - x_1\right)^2} \sin \frac{\Delta \chi}{2} \cos \left(\gamma + \frac{\Delta \chi}{2}\right), \quad (29)$$

где χ — угол стреловидности по передней кромке крыла. Если известен угол стреловидности по линии фокусов χ_{ϕ} , то угол χ может быть определен по номограмме, приведенной на фиг. 9; угол γ определится из уравнения

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{l \operatorname{tg} \chi - 2x_1}{l - 2z_1}.$$

Второе неизвестное в уравнении (28) определится как

$$\Delta x_{кр} = 0,5(l - \Delta l) \operatorname{tg}(\chi + \Delta \chi) - \Delta x_k - \frac{l}{2} \operatorname{tg} \chi,$$

где

$$\Delta l = \Delta x_k \frac{\sin\left(\gamma + \frac{\Delta \chi}{2}\right)}{\cos\left(\gamma + \frac{\Delta \chi}{2}\right)}.$$

Из последних четырех уравнений наиболее сложным является уравнение (29). Если не преследовать цели точного решения задачи, то величину Δx_k можно определить по следующей приближенной формуле:

$$\Delta x_k = (l - 2z_1) \sin \frac{\Delta \chi}{2}.$$

Подставив значения $\Delta x_{кр}$ и Δx_k в это уравнение, найдем величину изменения центровки самолета $\Delta \bar{x}_{\tau 1}$ от изменения координат носка средней аэродинамической хорды.

Изменение центровки самолета от изменения величины средней аэродинамической хорды можно найти, определив предварительно

корневую и концевую хорды крыла и его полную площадь из следующих уравнений:

концевую хорду — из уравнения

$$b'_k = b_k \frac{\cos \chi_{з.к}}{\cos (\chi_{з.к} + \Delta\chi)};$$

корневую хорду — из уравнения

$$b'_0 = x'_k + b'_k - 0,5(l - \Delta l) \operatorname{tg} (\chi_{з.к} + \Delta\chi),$$

где $\chi_{з.к}$ — угол стреловидности по задней кромке крыла.

Новые площадь крыла, сужение и средняя аэродинамическая хорда определяются следующим образом:

$$S' = \frac{b'_0 + b'_k}{2} l'; \quad \eta' = \frac{b'_0}{b'_k}; \quad b'_A = k'_1 \frac{S'}{l'};$$

изменение центровки самолета от изменения величины средней аэродинамической хорды определится из уравнения

$$\Delta \bar{x}_{T2} = \bar{x}_T \left(\frac{b_A}{b'_A} - 1 \right).$$

Изменение центровки самолета $\Delta \bar{x}_{T3}$ от перемещения центра тяжести крыла выражается уравнением:

$$\Delta \bar{x}_{T3} = \frac{G_{кр+гр} \Delta x_A}{0,01 G b_A}.$$

Следовательно, общее изменение центровки самолета при повороте крыла относительно любой точки на его плоскости будет равно алгебраической сумме всех изменений

$$\Delta \bar{x}_T = \Delta \bar{x}_{T1} + \Delta \bar{x}_{T2} + \Delta \bar{x}_{T3}.$$

в) Изменение центровки самолета при повороте отъемной части крыла относительно носка хорды разъема

Для исправления центровки самолета на известную величину $\Delta \bar{x}_T$ иногда по конструктивным соображениям производят поворот не всего крыла, а лишь его отъемной части. Угол стреловидности центроплана в этом случае не изменяется. Для практического решения подобной задачи достаточно определить величину смещения носка концевой хорды крыла Δx_k .

При этом совершенно очевидно, что для изменения центровки самолета на одну и ту же величину поворот отъемной части крыла приходится производить на значительно больший угол, чем поворот всего крыла относительно носка корневой хорды.

Формула (11) для нашего случая (фиг. 28) будет иметь следующий вид:

$$x_A = \frac{k'_2 x S_1 + x S_2 + k''_2 S_2 (x_k - x)}{S};$$

преобразовав, получим

$$x_A = \frac{k_2'' x_k S_2 + x (k_2' S_1 + S_2 - k_2'' S_2)}{S}.$$

Решим это уравнение относительно x_k ; тогда получим

$$x_k = \frac{S}{k_2'' S_2} \left[x_A - \frac{x}{S} (k_2' S_1 + S_2 - k_2'' S_2) \right].$$

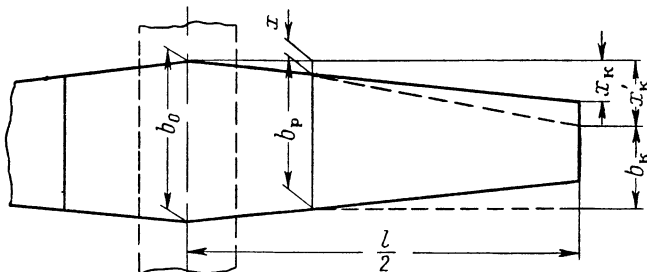
Продифференцировав это уравнение, получим

$$\Delta x_k = \frac{S}{k_2'' S_2} \Delta x_A.$$

Подставив в полученное уравнение значение величины Δx_A из уравнения (21), получим

$$\Delta x_k = \frac{0,01 G b_A \Delta \bar{x}_T S}{k_2'' S_2 (G - G'_{кр+агр})}. \quad (30)$$

где $G'_{кр+агр}$ — вес отъемной части крыла и расположенных в ней агрегатов, центр тяжести которых совпадает по оси z с центром тяжести этой части крыла.



Фиг. 28. Изменение стреловидности отъемной части крыла.

Влияние на центровку самолета перемещения грузов, центр тяжести которых не совпадает с центром тяжести поворачиваемой части крыла, можно определить по формуле (26).

Формула (30) справедлива для случая поворота отъемной части крыла относительно носка хорды, лежащей в плоскости оси разбега. Изменение центровки при повороте относительно любой другой точки на этой хорде следует определять аналогично решению, рассмотренному выше.

4. ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ПЛОЩАДИ КРЫЛА НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

Выбор основных размеров самолета и в особенности главного и определяющего из них — площади крыла — можно произвести при знании веса самолета. Вес же самолета зависит от его размеров. Поэтому рациональные параметры самолета находятся в ре-

зультате изысканий, заключающихся в изменении в обе стороны площади, удлинения, относительной толщины крыла и т. д., принятых при эскизном проекте, с учетом изменения размеров, сопротивления и веса всего самолета. Таким образом, наивыгоднейшее значение площади крыла находится в результате всестороннего исследования методом последовательного приближения. Вследствие этого первоначально выбранный размер крыла в процессе дальнейшего проектирования нередко изменяется, что не может, в свою очередь, не повлиять на величину центровки самолета.

Небольшие изменения площади и формы крыла в плане по различным причинам могут производиться и на последующих этапах проектирования самолета. Но даже и небольшие изменения часто вызывают значительное смещение средней аэродинамической хорды крыла. Влиянием изменения площади крыла на центровку самолета можно в известных пределах пользоваться как достаточно эффективным средством для ее исправления.

При изменении площади крыла задача инженера состоит в определении величины изменения центровки и в нахождении простейших средств для сохранения ее в необходимом для данного самолета диапазоне. В случае же исправления центровки этим методом, приходится решать противоположную задачу, т. е. находить величину изменения площади для исправления центровки на известную величину. Изыскание простейших методов решения последней задачи и является темой настоящего раздела.

Способы увеличения площади крыла разнообразны. Для изучения влияния этих изменений на центровку самолета подразделим их на три основных разновидности:

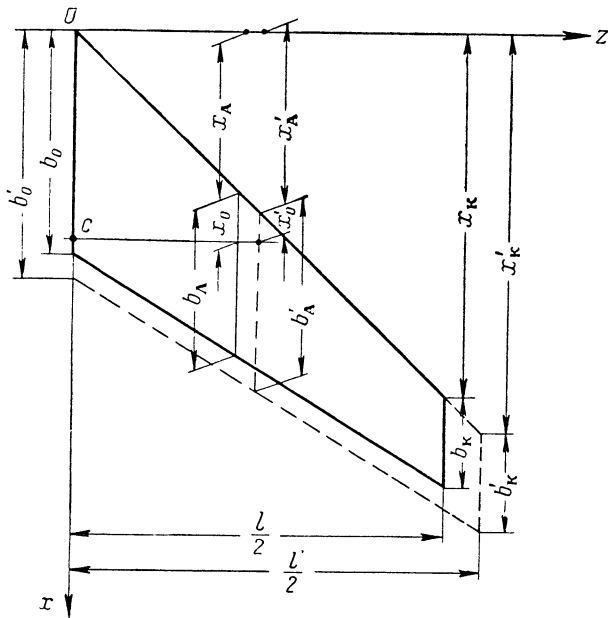
- 1) изменение площади крыла при сохранении его основных параметров — угла стреловидности χ , удлинения λ и сужения η ;
- 2) изменение площади крыла по передней или задней кромкам крыла;
- 3) изменение площади концевой части крыла.

Каждый из этих случаев имеет свои особенности, следовательно, формулы для определения изменения центровки самолета будут различными.

1) Изменение центровки самолета при изменении площади крыла с сохранением его основных параметров

Увеличение или уменьшение площади крыла при сохранении его основных параметров — стреловидности χ , удлинения λ и сужения η — вызывает изменение величины средней аэродинамической хорды крыла и координат ее носка, что изменяет, в свою очередь, центровку самолета.

Для вывода уравнения, определяющего величину изменения центровки, возьмем трапецевидное стреловидное крыло (фиг. 29) самолета, центр тяжести которого имеет координату x_0 . Аэродинамическая хорда этого крыла до изменения площади S равна b_A ; координата ее носка — x_A . Для крыла с увеличенной площадью эти величины соответственно обозначены — b'_A и x'_A .



Фиг. 29. Изменение площади крыла при сохранении его основных параметров.

Поскольку величина смещения центра тяжести самолета при рассматриваемом изменении невелика, его можно пренебречь, тогда получим

$$x_A + x_0 = x'_A + x'_0;$$

координаты x_0 и x'_0 могут быть выражены через величину центровки

$$x_0 = \frac{\bar{x}_T b_A}{100},$$

тогда

$$x_A - x'_A = \frac{\bar{x}'_T b'_A}{100} - \frac{\bar{x}_T b_A}{100}.$$

Разделив обе части уравнения на величину b'_A и решив его относительно \bar{x}'_T , получим уравнение, определяющее центровку самолета с увеличенным крылом

$$\bar{x}'_T = \frac{x_A - x'_A}{b'_A} 100 + \frac{\bar{x}_T b_A}{b'_A}.$$

Заменим значение новой центровки через величину ее изменения

$$\bar{x}_T + \Delta \bar{x}_T = \frac{x_A - x'_A}{b'_A} 100 + \frac{\bar{x}_T b_A}{b'_A};$$

решив это уравнение относительно $\Delta \bar{x}_T$, получим окончательное уравнение, позволяющее определять изменение центровки самолета при изменении площади крыла

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{x_A - x'_A}{b'_A} \cdot 100 + \bar{x}_T \left(\frac{b_A}{b'_A} - 1 \right). \quad (31)$$

Написанное уравнение справедливо для определения величины изменения центровки самолета при самых различных изменениях площади крыла. Для случая, когда при этом сохраняются неизменными его основные параметры — λ ; η ; χ , можно вывести уравнение, выражающее изменение центровки самолета непосредственно через изменение площади его крыла. Для этого в выражение (31) подставим значения b'_A ; b_A ; x'_A ; x_A из уравнений (9) и, проведя необходимые преобразования, получим

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 l' \operatorname{tg} \chi (l - l')}{0,02 k_1 S'} + \frac{\bar{x}_T (S l' - S' l)}{S' l};$$

далее,

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 \lambda \operatorname{tg} \chi (V \sqrt{S} - V \sqrt{S'})}{0,02 k_1 \sqrt{S'}} + \bar{x}_T \left(\sqrt{\frac{S}{S'}} - 1 \right), \quad (32)$$

где χ — угол стреловидности по передней кромке крыла;
 S и S' — площадь крыла соответственно до и после изменения.

Обозначим часть выражения, зависящую от параметров крыла χ ; η и λ , через A

$$A = \frac{k_2 \lambda \operatorname{tg} \chi}{0,02 k_1}.$$

После преобразования получим следующее окончательное уравнение для определения величины изменения центровки самолета:

$$\Delta \bar{x}_T = \left(\sqrt{\frac{S}{S'}} - 1 \right) (A + \bar{x}_T). \quad (33)$$

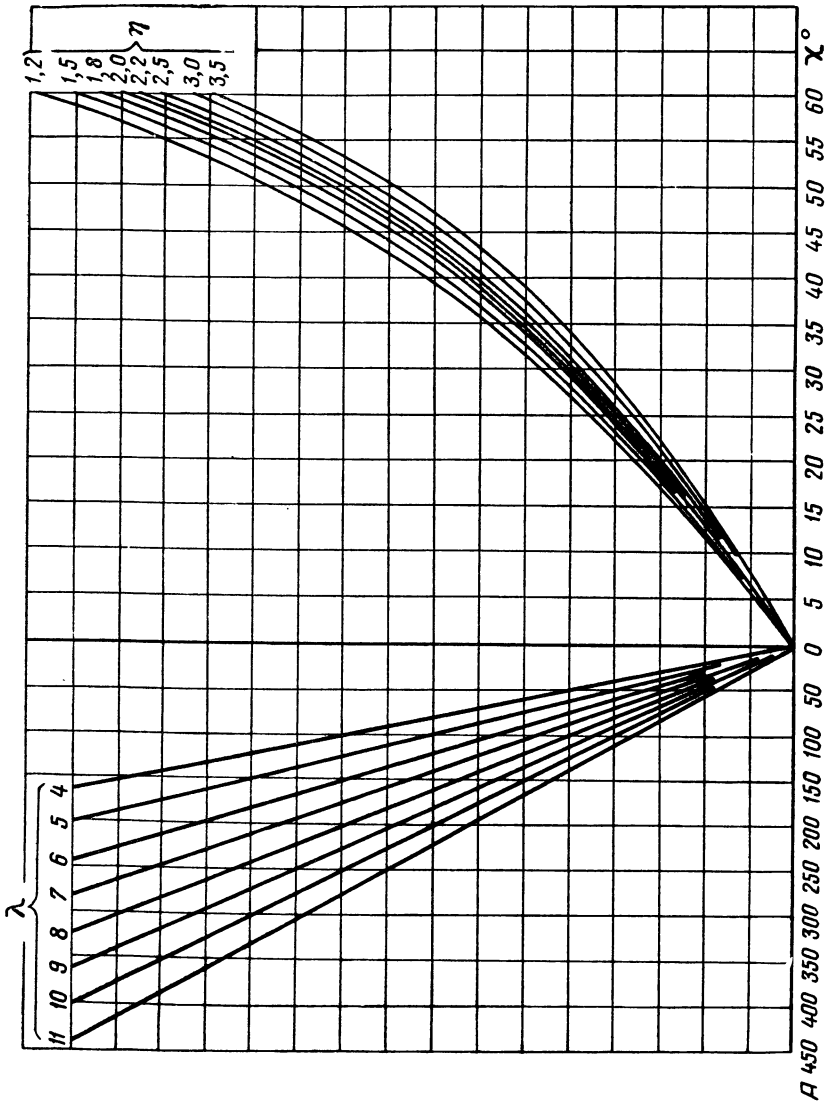
В этом уравнении величина A есть функция трех переменных:

$$A = f(\chi; \lambda; \eta).$$

Но для решения рассматриваемой задачи она является постоянной величиной для каждого данного самолета. Значение ее легко определяется по номограмме, приведенной на фиг. 30. Последняя построена путем разделения уравнения, определяющего значения A , на два с таким расчетом, чтобы первое из них являлось уравнением пучка кривых $B = f(\chi)$ с параметром η , а второе $A = f(B)$ с параметром λ . Эти уравнения имеют вид

$$\frac{k_2 \operatorname{tg} \chi}{0,02 k_1} = B;$$

$$A = B \lambda.$$



Фиг. 30. Номограмма для определения величины Λ , входящей в уравнение (33).

Перестраивать настоящую номограмму не следует; можно пользоваться номограммой, приведенной на фиг. 30; масштаб ее таков, что позволяет получить значение величины A с точностью, достаточной для первого приближения. Схема определения величины A по номограмме проста: из точки на горизонтальной шкале, соответствующей значению угла стреловидности χ , проводится вертикаль до пересечения с кривой, соответствующей значению η для данного крыла; из точки пересечения проводится горизонталь до встречи с кривой, соответствующей удлинению крыла λ . Из второй точки пересечения опускается вертикаль на горизонтальную шкалу, где и находится значение величины A . Подставляя полученное значение A в формулу (33), находим изменение центровки самолета от изменения площади крыла.

Следует, однако, иметь в виду, что изменение площади крыла часто влечет за собой изменение некоторых других размеров самолета. Так, например, при значительном увеличении площади крыла может появиться необходимость в увеличении площади оперения, а происходящее при этом увеличение средней аэродинамической хорды вызывает увеличение плеча горизонтального оперения $l_{г.о}$ и, следовательно, увеличение длины хвостовой части фюзеляжа. Подобное увеличение площади крыла изменяет центровку самолета, делая ее более передней, а все остальные перечисленные изменения перемещают центр тяжести самолета назад. Влияние этих изменений на центровку самолета относительно невелико, но его все же следует учитывать при решении вопроса о восстановлении необходимой для самолета центровки.

Для выяснения характера и величины изменения центровки самолета вследствие изменения площади крыла рассмотрим следующий пример.

Предположим, что в процессе компоновки самолета первоначально выбранный размер крыла $S=120 \text{ м}^2$ оказался недостаточным и его увеличили на 10%. Необходимо определить, на какую величину следует сдвинуть крыло, чтобы сохранить центровку. Значения остальных параметров самолета следующие: $\chi_{\phi}=35^\circ$; $\lambda=6$; $\eta=2,5$; $\bar{x}_r=30\%$; $b_A=4,76$. Относительный вес крыла с грузами, расположенными на нем, составляет 18% G .

По номограмме, приведенной на фиг. 9, по известному значению угла стреловидности крыла в плане $\chi_{\phi}=35^\circ$ находим угол стреловидности по передней кромке

$$\chi=37^\circ 30';$$

затем по номограмме, приведенной на фиг. 30, находим значение величины A для данного самолета

$$A=93;$$

по формуле (33) вычисляем величину изменения центровки самолета

$$\Delta \bar{x}_r = \left(\sqrt{\frac{120}{132}} - 1 \right) (93 + 30) = -5,6\% \text{ САХ.}$$

Уравнение (19), определяющее величину необходимого смещения крыла при изменении центровки самолета для нашего случая, будет иметь вид:

$$\Delta x_b = \frac{0,01 \Delta \bar{x} b'_A}{1 - \bar{G}_{кр+арр}}, \quad (34)$$

где

$$b'_A = b_A \sqrt{\frac{S'}{S}}; \quad (35)$$

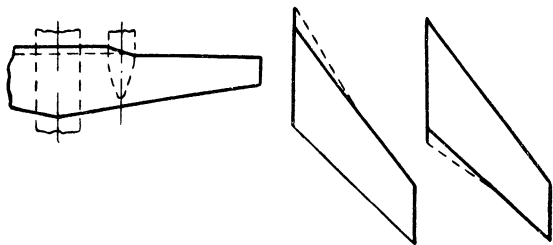
$$b_A = 4,760 \sqrt{\frac{132}{120}} = 4,980 \text{ м};$$

$$\Delta x_b = -\frac{0,01 \cdot 5,6 \cdot 4,980}{1 - 0,18} = -0,350 \text{ м}.$$

Таким образом, решив три простейших уравнения, мы определили величину изменения центровки самолета при увеличении площади крыла и размер необходимого перемещения его для сохранения центровки. Из решения задачи следует: при изменении площади крыла происходит заметное изменение центровки самолета, что требует значительного смещения крыла.

2) Изменение центровки самолета вследствие увеличения площади крыла по передней или задней кромкам крыла

Выше мы рассмотрели влияние на центровку самолета изменения площади крыла при сохранении постоянными таких его параметров, как стреловидность, удлинение и сужение. В практике проектирования нередко изменяют площадь крыла, не сохраняя



Фиг. 31. Разновидности изменения площади крыла.

при этом перечисленных выше параметров. Иногда, исходя из аэродинамических или иных требований, производят увеличение площади лишь хвостовой части принятого крыла для изменения, например, площади закрылков или только концевой части крыла — для увеличения размаха элеронов. В другом случае по различным конструктивным или компоновочным соображениям увеличивают носовую часть крыла для размещения там каких-либо агрегатов.

Подобные изменения, в общем виде показанные на фиг. 31, могут быть весьма разнообразны, причем увеличение площади крыла

по передней или задней его кромкам может производиться как на всем размахе, так и на части его. Однако следует иметь в виду, что это увеличение необходимо рассматривать не только как увеличение его несущей части, т. е. фактический прирост его площади, но как увеличение полной площади крыла, включая и подфюзеляжную часть (также и в том случае, когда часть прибавляемой площади, закрытая фюзеляжем, а иногда и двигателями, представляет собой значительную долю от общего увеличения). Следовательно, и в этом случае при определении величины средней аэродинамической хорды и координат ее носка следует брать полную измененную площадь крыла, полученную продолжением его контуров до оси симметрии самолета.

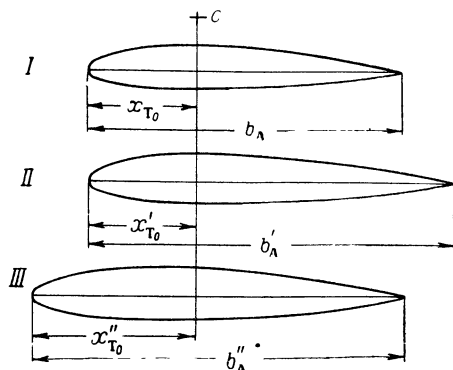
Абсолютное изменение центровки самолета при увеличении площади крыла на одну и ту же величину по передней и задней кромкам или на конце крыла отнюдь не одинаково. Оно не одинаково даже при симметричном расположении добавляемой площади.

Рассмотрим вначале изменение центровки самолета вследствие увеличения площади по носовой и хвостовой частям крыла.

Влияние увеличения площади концевой части крыла на центровку самолета как случай, наиболее интересный для нашего расчета, рассмотрим отдельно.

На фиг. 32 изображены дужки трех крыльев: первая из них соответствует крылу, выбранному для данного самолета, вторая — крылу с увеличенной площадью хвостовой части, а третья — крылу с увеличенной площадью носовой части. Из этой схемы совершенно очевидно, что абсолютное изменение центровки от увеличения площади крыла в первом случае (II) менее значительно, чем во втором (III), поскольку в последнем случае изменяется не только величина средней аэродинамической хорды b''_A , но и координата центра тяжести самолета относительно носка этой хорды x''_{T_0} . Влияние изменения этих двух величин на центровку самолета противоположно, а именно: с увеличением b_A центровка самолета становится более передней, а с увеличением x_{T_0} — более задней. При этом изменение величины x_{T_0} оказывает на центровку значительно большее влияние, чем изменение средней аэродинамической хорды.

Величина изменения центровки самолета при изменении площади хвостовой части крыла определится из уравнения (31), а в слу-



Фиг. 32. Изменение средней аэродинамической хорды при изменении площади крыла.

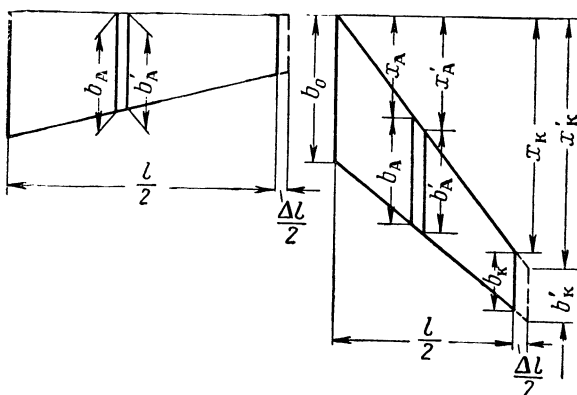
чае увеличения носовой его части — из следующего уравнения, вывод которого аналогичен выводу уравнения (31):

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{x_A + \Delta x_{кр} - x'_A}{b'_A} 100 + \bar{x}_T \left(\frac{b_A}{b'_A} - 1 \right). \quad (36)$$

Уравнения (31) и (36) справедливы для случаев увеличения площади крыла по передней и задней его кромкам как по всему размаху, так и на части размаха.

3) Изменение центровки самолета при изменении площади концевой части крыла

Увеличение или уменьшение площади концевой части крыла изменяет его размах и, следовательно, удлинение. Изменение центровки самолета при изменении площади крыла на одну и ту же ве-



Фиг. 33. Увеличение площади концевой части крыла.

личину зависит от основных его параметров — удлинения, сужения и стреловидности. Но в данном случае последний параметр является главным и определяющим характер и величину изменения центровки самолета.

Увеличение площади концевой части нестреловидного крыла, у которого значение угла стреловидности по передней кромке равно нулю или близко к этому, изменяет центровку незначительно, причем она становится при этом более задней. У крыльев с углом стреловидности $\chi = 35^\circ$ и больше, напротив, центровка самолета при подобном увеличении крыла изменяется значительно и становится более передней.

Чтобы убедиться в этом, рассмотрим два крыла: одно с $\chi = 0^\circ$, другое с $\chi = 35^\circ$ (фиг. 33). Увеличим площадь крыла по размаху на величину ΔS . Так как для первого крыла координата носка сред-

ней аэродинамической хорды $x_A=0$, то изменение центровки самолета определится из уравнения

$$\Delta \bar{x}_T = \bar{x}_T \left(\frac{b'_A}{b_A} - 1 \right).$$

Отсюда следует, что центровка самолета при увеличении площади такого крыла окажется более задней, поскольку

$$b'_A < b_A.$$

Вполне очевидно, что изменение это будет незначительным, так как при небольшом увеличении размаха величина b_A изменяется мало.

Во втором случае, когда $\chi \neq 0^\circ$, изменение центровки самолета выразится уравнением (31), так как здесь изменяется не только величина b_A , но и координата ее носка x_A , причем, влияние изменения последней значительно сильнее. Как видно из схемы (см. фиг. 33),

$$x'_A > x_A.$$

Следовательно, центровка самолета при увеличении площади концевой части стреловидного крыла становится более передней. Этот вывод позволяет рассматривать подобное изменение площади как средство для исправления задней центровки самолета в случаях, если других более простых средств не окажется.

Увеличение площади крыла по размаху является эффективным средством увеличения устойчивости самолета, так как при этом не только центровка самолета становится более передней, но одновременно нейтральная центровка становится более задней. В результате происходит заметное увеличение запаса устойчивости. Сказанное справедливо для стреловидных крыльев, у которых сужение больше, чем $1,7 \div 1,8$. Для крыльев с сужением, меньшим 1,7, влияние подобного увеличения площади крыла на изменение устойчивости самолета значительно меньше. Происходит это вследствие того, что нейтральная центровка самолетов с крыльями малого сужения будет перемещаться не назад, как в предыдущем случае, а вперед и тем уменьшать запас устойчивости.

Если по различным конструктивным причинам происходит изменение площади концевой части крыла на известную величину ΔS , то определение изменения центровки самолета не представляет труда. Оно легко находится по формуле (31). Если же площадь концевой части крыла увеличивают с целью исправления задней центровки самолета на величину Δx , и, следовательно, требуется определить величину необходимого изменения площади крыла ΔS , то задача несколько усложняется.

При изменении площади концевой части крыла изменяется также и размах. Таким образом, появляются две переменных величины. Попытаемся вывести уравнение, выражающее изменение центровки самолета через изменение размаха крыла. Зная величину последнего, нетрудно будет определить его новую площадь.

Для этого возьмем уравнение (31) и преобразуем его, подставив значения b_A и x_A для исходного и нового крыльев из формул (9),

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 x_k - k_2' x_k'}{k_1 \frac{S'}{l'}} 100 + \bar{x}_T \left(\frac{k_1 \frac{S}{l}}{k_1' \frac{S'}{l'}} - 1 \right),$$

где k_1' ; k_2' ; S' ; l' — величины для крыла с увеличенной площадью.

Произведем следующие подстановки:

$$S' = S + \Delta S; \quad l' = l + \Delta l; \quad x_k = l \operatorname{tg} \chi;$$

получим

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 l \operatorname{tg} \chi - k_2' l \operatorname{tg} \chi - k_2' \Delta l \operatorname{tg} \chi}{2k_1 \frac{S + \Delta S}{l + \Delta l}} 100 + \bar{x}_T \left(\frac{k_1 S}{lk_1' \frac{S + \Delta S}{l + \Delta l}} - 1 \right).$$

Проведя преобразования, будем иметь

$$50 \operatorname{tg} \chi [k_2 l - k_2' (l + \Delta l)] + \frac{\bar{x}_T k_1}{\lambda} - k_1' \frac{S + \Delta S}{l + \Delta l} (\bar{x}_T + \Delta \bar{x}_T) = 0.$$

Для решения уравнения в общем виде необходимо абсолютные величины заменить относительными; поэтому разделим все члены уравнения на l

$$50 \lambda \operatorname{tg} \chi (1 + \Delta \bar{l}) [k_2 - k_2' (1 + \Delta \bar{l})] + \bar{x}_T k_1 (1 + \Delta \bar{l}) = k_1' (1 + \Delta \bar{S}) (\bar{x}_T + \Delta \bar{x}_T),$$

где

$$\Delta \bar{l} = \frac{\Delta l}{l}; \quad \Delta \bar{S} = \frac{\Delta S}{S}.$$

Решим это уравнение относительно $\Delta \bar{x}_T$

$$\Delta \bar{x}_T = (1 + \Delta \bar{l}) \frac{50 \lambda \operatorname{tg} \chi [k_2 - k_2' (1 + \Delta \bar{l})] + k_1 \bar{x}_T}{k_1' (1 + \Delta \bar{S})} - \bar{x}_T.$$

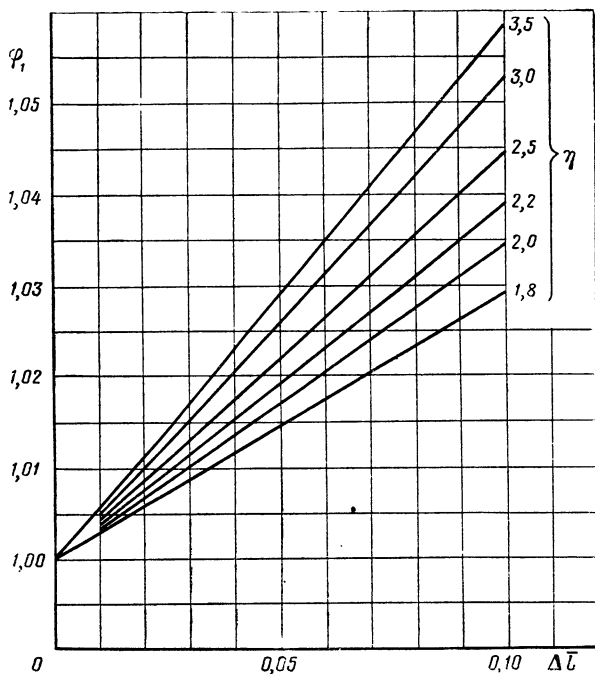
В полученном уравнении две переменных величины, выражающих изменение площади концевой части крыла $\Delta \bar{l}$ и $\Delta \bar{S}$. Последнюю из них заменим через $\Delta \bar{l}$, для чего нетрудно вывести следующее уравнение:

$$\Delta \bar{S} = \frac{\Delta \bar{l}}{\eta - 1} [2 - \Delta \bar{l} (\eta - 1)]. \quad (37)$$

Произведем подстановку

$$\Delta \bar{x}_T = (1 + \Delta \bar{l}) \frac{50 \lambda \operatorname{tg} \chi [k_2 - k_2' (1 + \Delta \bar{l})] + k_1 \bar{x}_T}{k_1' \left\{ 1 + \frac{\Delta \bar{l}}{\eta + 1} [2 - \Delta \bar{l} (\eta - 1)] \right\}} - \bar{x}_T. \quad (38)$$

Получилось одно уравнение с двумя неизвестными; первое из них — относительная величина изменения размаха крыла $\Delta \bar{l}$, второе — новое сужение крыла выраженное в уравнении через коэффициенты k_1' и k_2' .



Фиг. 34. График для определения коэффициента φ_1 , входящего в уравнение (40).

Следовательно, это уравнение решения не имеет. Но для определения величины нового сужения η' можно воспользоваться следующей формулой:

$$\eta' = \frac{\eta}{1 - \Delta \bar{l}(\eta - 1)}. \quad (39)$$

Из полученной таким образом системы двух уравнений можно найти значения неизвестных $\Delta \bar{l}$ и η' , но решение это очень громоздко, так как зависимость величин k_1' и k_2' от сужения η' довольно сложная. Поэтому задачу решим несколько иначе. Уравнение (38) напишем в следующем виде:

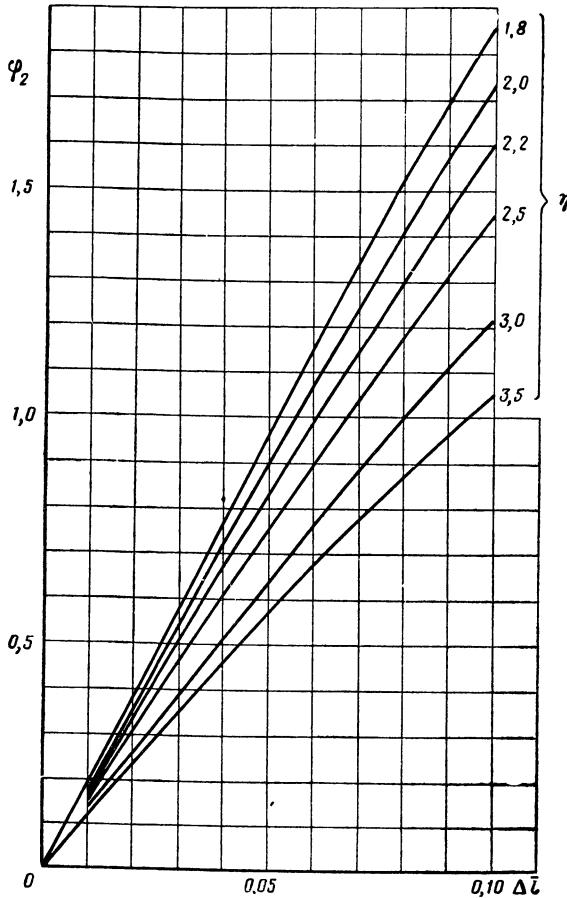
$$\Delta \bar{x}_r = \frac{1 + \Delta \bar{l}}{1 + \frac{\Delta \bar{l}}{\eta + 1} [2 - \Delta \bar{l}(\eta - 1)]} \left\{ 50 \lambda \operatorname{tg} \chi \left[\frac{k_2}{k_1'} - \frac{k_2'}{k_1} (1 + \Delta \bar{l}) + \frac{k_1}{k_1'} \bar{x}_r \right] - \bar{x}_r \right\}$$

и введем обозначения:

$$\varphi_1 = \frac{1 + \Delta \bar{l}}{1 + \frac{\Delta \bar{l}}{\eta + 1} [2 - \Delta \bar{l}(\eta - 1)]};$$

$$\varphi_2 = 50 \left[\frac{k_2}{k_1} - \frac{k_2'}{k_1'} (1 - \Delta \bar{l}) \right].$$

Кроме того, с помощью уравнения (39) и графика, приведенного на фиг. 5, легко убедиться, что отношение величин k_2 и k_1' для



Фиг. 35. График для определения коэффициента φ_2 , входящего в уравнение (40).

различных значений η лежит в очень узком интервале и поэтому можно принять среднее из них, а именно:

$$\frac{k_1'}{k_1} = 0,99.$$

Тогда наше уравнение примет следующий окончательный вид:

$$\Delta \bar{x}_T = \varphi_1 (0,99 \bar{x}_T - \varphi_2 \lambda \operatorname{tg} \chi) - \bar{x}_T. \quad (40)$$

Решение этого уравнения не вызывает никаких затруднений. Значения величин φ_1 и φ_2 легко определяются по графикам, приведенным на фиг. 34 и 35.

Таким образом, с помощью уравнения (40) и графиков можно найти изменение центровки, если известна величина изменения площади крыла, и наоборот, — найти величину необходимого изменения площади крыла для исправления задней центровки самолета. При этом первая задача решается прямым путем, а вторая — методом последовательного приближения. Следует, однако, помнить, что для крыльев с малой стреловидностью средство исправления центровки самолета с помощью увеличения площади крыла по размаху мало эффективно, а для крыльев со стреловидностью $\chi=0^\circ$ или близкой к нулю оно оказывает, как мы убедились выше, обратное влияние, т. е. перемещает центровку самолета не вперед, а назад.

5. ВЛИЯНИЕ УДЛИНЕНИЯ И СУЖЕНИЯ КРЫЛА НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

Выше мы рассмотрели влияние изменения площади и стреловидности крыла в плане на центровку самолета. Нам осталось выяснить влияние на центровку остальных его параметров, а именно сужения и удлинения.

Изменение относительной толщины профиля крыла влияет на центровку самолета лишь постольку, поскольку оно значительно изменяет вес крыла. Изменение же центровки самолета при этом невелико по той причине, что центр тяжести крыла обычно находится на небольшом расстоянии от центра тяжести самолета.

При изменении удлинения или сужения крыла центровка самолета изменяется вследствие изменения величины средней аэродинамической хорды и координат ее носка, причем в первом случае происходит несколько большее смещение, чем во втором. Объясняется это тем, что наиболее сильным фактором, влияющим на центровку самолета, является координата носка средней хорды x_A . Последняя при изменении удлинения изменяется более резко.

Длина фюзеляжа непосредственно зависит от величины средней аэродинамической хорды, так как плечо горизонтального оперения выбирается кратным ее длине и, следовательно, зависит от удлинения и сужения крыла. Определить в общем виде влияние увеличения длины фюзеляжа на центровку самолета не представляется возможным по многим причинам и необходимости большой в этом нет, так как оно относительно мало. Нахождение его в каждом частном случае не вызывает затруднений.

Рассмотрим последовательно влияние удлинения и сужения крыла на центровку самолета. Вначале найдем зависимость центровки от удлинения. Для этого возьмем уравнение (31) и подставим в него значения b_A и x_A из формул (9), имея при этом в виду, что сужение, площадь крыла и угол стреловидности в данном случае есть величины постоянные, т. е.

$$\eta = \text{const}; \quad S = \text{const}; \quad \chi = \text{const}.$$

Тогда получим следующее уравнение:

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 x_K - k_2 x'_K}{k_1 \frac{S}{l'}} 100 + \bar{x}_T \left(\frac{k_1 \frac{S}{l}}{k_1 \frac{S}{l'}} - 1 \right).$$

Здесь величины со штрихом относятся к крылу с измененным удлинением.

Подставим значения x_K из уравнения $x_K = \frac{l}{2} \operatorname{tg} \chi$ и преобразуем

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 \operatorname{tg} \chi (l - l') l'}{2 k_1 S} 100 + \bar{x}_T \left(\frac{l'}{l} - 1 \right).$$

Выражение $\frac{l'}{S}$ заменим через $\frac{\lambda'}{l'}$ и проведем упрощения

$$\Delta \bar{x}_T = 50 \frac{k_2}{k_1} \lambda' \operatorname{tg} \chi \left(\frac{l}{l'} - 1 \right) + \bar{x}_T \left(\frac{l'}{l} - 1 \right).$$

Заменяя размах через удлинение, получим уравнение в окончательном виде:

$$\Delta \bar{x}_T = 50 \frac{k_2}{k_1} \lambda' \operatorname{tg} \chi \left(\sqrt{\frac{\lambda}{\lambda'}} - 1 \right) + \bar{x}_T \left(\sqrt{\frac{\lambda'}{\lambda}} - 1 \right). \quad (41)$$

Это уравнение представляет собой пучок кривых

$$\Delta \bar{x}_T = f(\lambda),$$

проходящих через начало координат, с параметрами: χ ; η ; \bar{x}_T . Для выяснения зависимости центровки самолета от удлинения крыла выберем произвольные значения этих параметров: $\chi = 0^\circ$; $\lambda = 4$; $\eta = 2$ и исходную центровку самолета $\bar{x}_T = 30\%$ САХ.

Изменяя λ в пределах от 4 до 8, просчитаем и построим кривую 1 (фиг. 36):

$$\bar{x}'_T = f(\lambda);$$

где

$$\bar{x}'_T = \bar{x}_T + \Delta \bar{x}_T.$$

Полученная кривая показывает, что с увеличением удлинения крыла с нулевой стреловидностью центровка самолета резко смещается назад. Сохранится ли подобная зависимость для самолетов с крыльями, имеющими большую стреловидность? Чтобы ответить на этот вопрос, построим несколько кривых для различных значений угла χ , сохраняя остальные параметры неизменными: кривую 2 — для $\chi = 5^\circ$; кривую 3 — для $\chi = 15^\circ$; кривую 6 — для $\chi = 35^\circ$.

Сравнение этих кривых позволяет сделать следующий вывод: не только величина, но и характер изменения центровки при увеличении или уменьшении удлинения зависит от величины угла стрело-

видности крыла в плане, причем у стреловидных крыльев увеличение удлинения вызывает резкое смещение центровки вперед.

В уравнении (41) параметр сужения η выражен в виде отношения $\frac{k_2}{k_1}$. По графику, приведенному на фиг. 5, видно, что с увеличением сужения отношение этих величин уменьшается, так как k_1 при этом возрастает, а k_2 уменьшается. Следовательно, изменение центровки при изменении удлинения зависит от величины сужения исходного крыла.

Чтобы найти эту зависимость, просчитаем и построим кривую 5. Кривизна ее показывает, что у крыльев с большим сужением центровка самолета при изменении удлинения изменяется менее резко.

При построении кривых за исходное удлинение мы принимали $\lambda_{исх}=4$, полагая, что изменение центровки не зависит от величины последнего. Чтобы убедиться в этом, построим кривую 4 с параметрами $\chi=35^\circ$, $\eta=2$ и $\lambda_{исх}=6$. Полученная кривая имеет такую же кривизну, как и кривая 6, что подтверждает наше предположение.

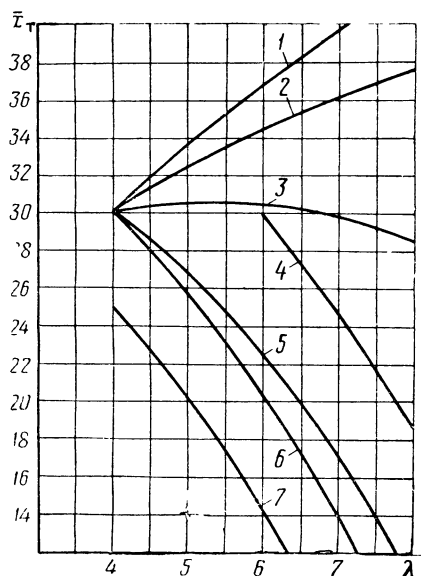
В рассматриваемое уравнение (41), кроме перечисленных, входит величина исходной центровки самолета \bar{x}_T , но, как видно из графика (кривая 7 на фиг. 36), она почти не изменяет наклона кривой, но смещает ее вниз или вверх.

Рассмотрим теперь зависимость центровки самолета от сужения крыла; при этом поступим аналогично предыдущему случаю. Возьмем уравнение (31) и подставим в него значения b_λ и x_λ из формул (9). Но в этом случае неизменными будут несколько иные величины, а именно:

$$\lambda = \text{const}; \quad S = \text{const}; \quad \chi = \text{const}.$$

В результате получим следующее уравнение:

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{k_2 x_K - k_2' x_K}{k_1' \frac{S}{l}} 100 + \bar{x}_T \left(\frac{k_1 \frac{S}{l}}{k_1' \frac{S}{l}} - 1 \right).$$



Фиг. 36. Изменение центровки самолета при изменении удлинения крыльев с различными параметрами. Кривая 6—для крыла с параметрами: $\chi=35^\circ$; $\eta=2$; $\lambda=4$ и $x_T=30\%$; 1—при $\chi=0^\circ$; 2—при $\chi=5^\circ$; 3—при $\chi=15^\circ$; 4—для $\lambda=6$; 5—при $\eta=3,5$; 7—при $x_T=25\%$.

(Остальные параметры без изменения).

Здесь величины со штрихом относятся к крылу с измененным сужением.

Проведем необходимые преобразования:

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{x_{\kappa} l (k_2 - k_2')}{k_1' S} 100 + \bar{x}_T \left(\frac{k_1 - k_1'}{k_1} \right).$$

Выразив абсолютные величины x_{κ} ; l и S через относительные λ и $\text{tg } \chi$ и проведя упрощения, получим окончательное уравнение

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{1}{k_1'} [50 \lambda \text{tg } \chi (k_2 - k_2') + \bar{x}_T (k_1 - k_1')]. \quad (42)$$

Это выражение представляет собой уравнение семейства кривых, проходящих через начало координат

$$\Delta \bar{x}_T = f(\eta).$$

Для определения величины изменения центровки самолета при изменении сужения зададимся произвольными значениями параметров его крыла и исходной центровкой.

Пусть они будут:

$$\chi = 35^\circ; \quad \lambda = 4; \quad \eta = 3; \quad \bar{x}_T = 40\% \text{ САХ.}$$

Найдем по графику (см. фиг. 5) значения k_1 и k_2 , соответствующие $\eta = 3$, и, подставив все эти величины в уравнение (42), получим зависимость:

$$\Delta \bar{x}_T = f(k_1'; k_2').$$

Далее, изменяя величину сужения от 3 до 7 и находя по тому же графику k_1 и k_2 , решим уравнение для нескольких новых значений сужения η . В результате получим соответствующие величины изменения центровки самолета. Суммируя их с исходной центровкой, найдем ряд точек с координатами x_T и η , соединив которые, получим кривую (фиг. 37 для $\chi = 35^\circ$), выражающую зависимость

$$\bar{x}_T' = f(\eta).$$

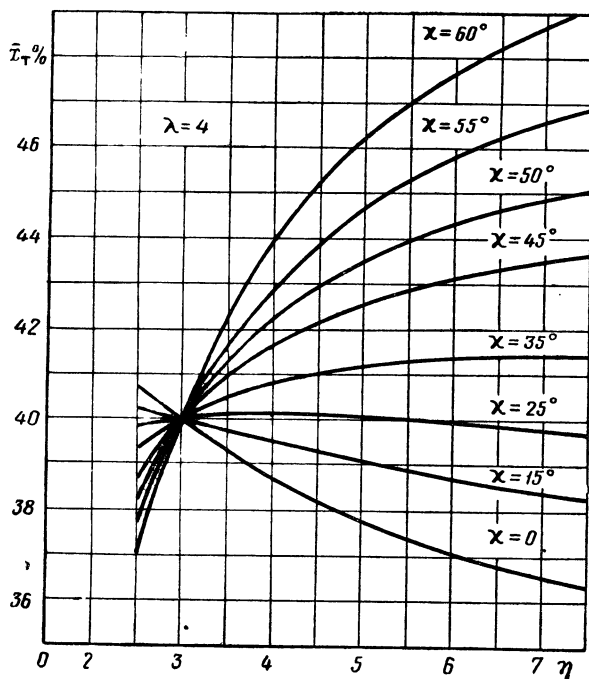
Наклон этой кривой показывает, что с увеличением сужения крыла центровка самолета становится более задней. Этот вывод справедлив для крыла со стреловидностью 35° и $\lambda = 4$.

На крыльях с различными удлинениями и стреловидностью одно и то же изменение сужения вызывает различное изменение центровки самолета. Чтобы убедиться в этом, на том же графике (см. фиг. 37) нанесен ряд кривых, полученных для различных значений параметра χ° .

Построенные кривые показывают, что угол стреловидности крыла влияет не только на величину изменения центровки (при

одном и том же изменении сужения), но и на характер изменения последней. Так, для нестреловидных крыльев и для крыльев с малыми значениями угла χ центровка становится не более задней, а более передней.

Таким образом, выяснено влияние на центровку самолета изменения сужения на крыльях с различной стреловидностью. Для выяснения того же влияния на крыльях с различным удлинением построены кривые (фиг. 38) для значения $\lambda=2$.

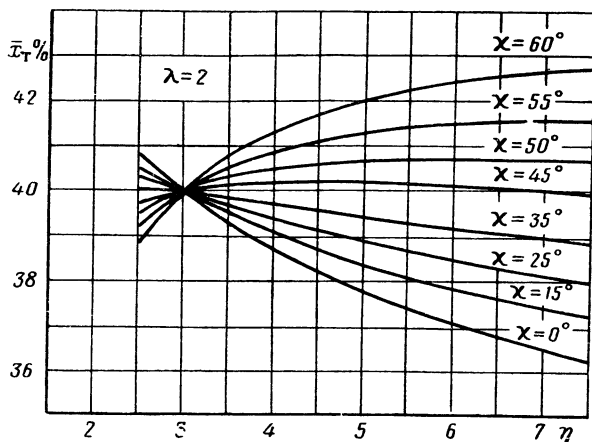


Фиг. 37. Изменение центровки самолета при изменении сужения крыла с различной стреловидностью ($\lambda=4$).

Сравнение двух графиков (фиг. 37 и 38) позволяет сделать следующий вывод: чем больше удлинение крыла, тем больше влияние сужения на центровку самолета.

Оба семейства кривых построены для самолета с исходной центровкой 40% САХ. Если принять иное значение центровки, кривые переместятся соответственно вверх или вниз, не изменяя своей кривизны. То же можно сказать о величине исходного значения сужения. При расчете принято $\eta=3$. Если принять иное значение η , кривые переместятся вправо или влево, также не изменяя своей кривизны.

В заключение следует заметить, что в уравнениях (41) и (42), а также при построении кривых значения угла стреловидности χ принимались по передней кромке крыла. Если же здесь учитывать угол стреловидности по линии $\frac{1}{4}$ хорды, то уравнения окажутся



Фиг. 38. Изменение центровки самолета при изменении сужения крыла с различной стреловидностью ($\lambda = 2$).

более сложными. Необходимости же в этом нет, так как зависимость между этими углами нам известна (см. фиг. 9).

* * *

Проведенный в настоящей главе анализ влияния различных параметров крыла и взаимного расположения частей самолета на центровку позволяет сделать следующие выводы.

1) Наиболее эффективным средством при подборе центровки для самолета является перемещение крыла по длине фюзеляжа. При этом изменение центровки тем больше, чем меньше вес агрегатов, перемещаемых одновременно с крылом. Этот способ широко используется в период компоновки самолета для изменения центровки, причем для исправления передней центровки крыло перемещают вперед, для исправления задней — назад.

2) Изменение угла стреловидности крыла в плане также является достаточно эффективным средством для изменения центровки самолета. Наибольшее изменение центровки достигается при повороте крыла относительно носка корневой хорды, или наоборот, для исправления центровки на заданную величину требуется наименьшее изменение угла стреловидности крыла, если поворот производить относительно указанной точки. При этом, чем больше стреловидность крыла, тем меньше требуется угол поворота для изменения центровки самолета на одну и ту же величину. При

исправлении передней центровки угол стреловидности уменьшают, при исправлении задней центровки — увеличивают.

3) Влияние изменения площади крыла на центровку самолета не всегда одинаково. Наибольшее изменение центровки вызывает увеличение площади крыла по передней кромке, а у стреловидных крыльев — также и концевой части.

4) Удлинение и сужение крыла выбираются с учетом аэродинамических требований и сколько-нибудь значительное их изменение с целью исправления центровки обычно не допускается. Изменение же их в небольших, допустимых, пределах не вызывает значительного изменения центровки самолета и, следовательно, не может рассматриваться как средство для исправления последней. Если и пользоваться этим в совокупности с другими, более эффективными средствами для подбора центровки трудно компокуемых схем самолета, то следует проявлять известную осторожность, так как при изменении сужения может произойти заметное смещение нейтральной центровки и уменьшение запаса устойчивости.

Следовательно, изменением в возможных пределах формы крыла в плане и его установочного размера можно подобрать необходимую центровку для любой схемы самолета. При этом лучшим способом значительного исправления центровки самолета в стадии эскизного проектирования следует считать одновременное небольшое изменение нескольких параметров крыла. Это прежде всего относится к самолетам со стреловидными крыльями.

Глава IV

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСА И ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

В период испытания и эксплуатации самолета необходимо иметь точные сведения относительно его веса и центровки. С этой целью по завершении производства теоретические расчеты проверяют экспериментально. Следовательно, первым пунктом программы испытания любого самолета должно быть взвешивание и определение положения его центра тяжести. То же самое следует производить после ремонта или значительных доработок.

Взвешивание самолета в различных положениях для определения центра тяжести по результатам взвешивания не является сложной задачей. Тем не менее для получения точных результатов и предотвращения повреждений самолета необходимо заранее продумать все мероприятия и провести тщательную подготовку к взвешиванию. В этой подготовке, кроме инженеров-весовиков, должен принимать активное участие ведущий инженер самолета, особенно в отношении определения состояния самолета и комплектности установленного оборудования.

1. ПОДГОТОВКА К ВЗВЕШИВАНИЮ САМОЛЕТА

При взвешивании самолета с целью экспериментального определения его центра тяжести должны выполняться определенные технические условия. Производить взвешивание на открытом месте недопустимо, так как ветер, оказывая давление на крылья и оперение, может вызвать перераспределение нагрузки на весы, что внесет погрешность в определение центра тяжести самолета. Кроме того, резкий порыв ветра может опрокинуть самолет в момент, когда он устанавливается в положение, при котором его центр тяжести находится (или почти находится) над осью колес главного шасси. Следовательно, взвешивание самолета следует проводить в ангаре или цехе, при этом ворота должны быть закрыты. Прямой горизонтальный пол ангара значительно облегчает работу.

Весы необходимой грузоподъемности должны быть проверены контрольными грузами и, если необходимо, отрегулированы. Обычно эта работа входит в круг обязанностей лиц, ответственных за состояние весового инвентаря на заводе. Должны быть подготов-

лены и проверены также всевозможные приспособления для подъема носовой или хвостовой части фюзеляжа и всякого рода подкладки и подставки.

Зная вес и положение центра тяжести самолета по теоретическим расчетам, можно заранее определить нагрузку на колеса носового (или хвостового) и главного шасси и по этим данным проверить прочность козелков и пригодность весов и подъемных сооружений по их грузоподъемности. Кроме того, следует заранее вычислить возможные углы наклона оси самолета при изменении его положения в процессе взвешивания. Если угол между крайними положениями окажется меньше $10 \div 12^\circ$, следует заготовить подставки под колеса главного шасси, на которые и установить самолет, как показано на фиг. 39, схема 4.

При изменении угла наклона самолета под колеса главного шасси необходимо ставить колодки, препятствующие его перемещению. При подъеме носовой части следует ставить под хвостовую часть, а при подъеме хвостовой части — под носовую часть, козелок, предохраняющий самолет от опрокидывания, которое вполне возможно, так как приближение центра тяжести к главным опорам создает неустойчивое равновесие. Однако эти предохранительные козелки не должны касаться поверхности самолета в момент его взвешивания.

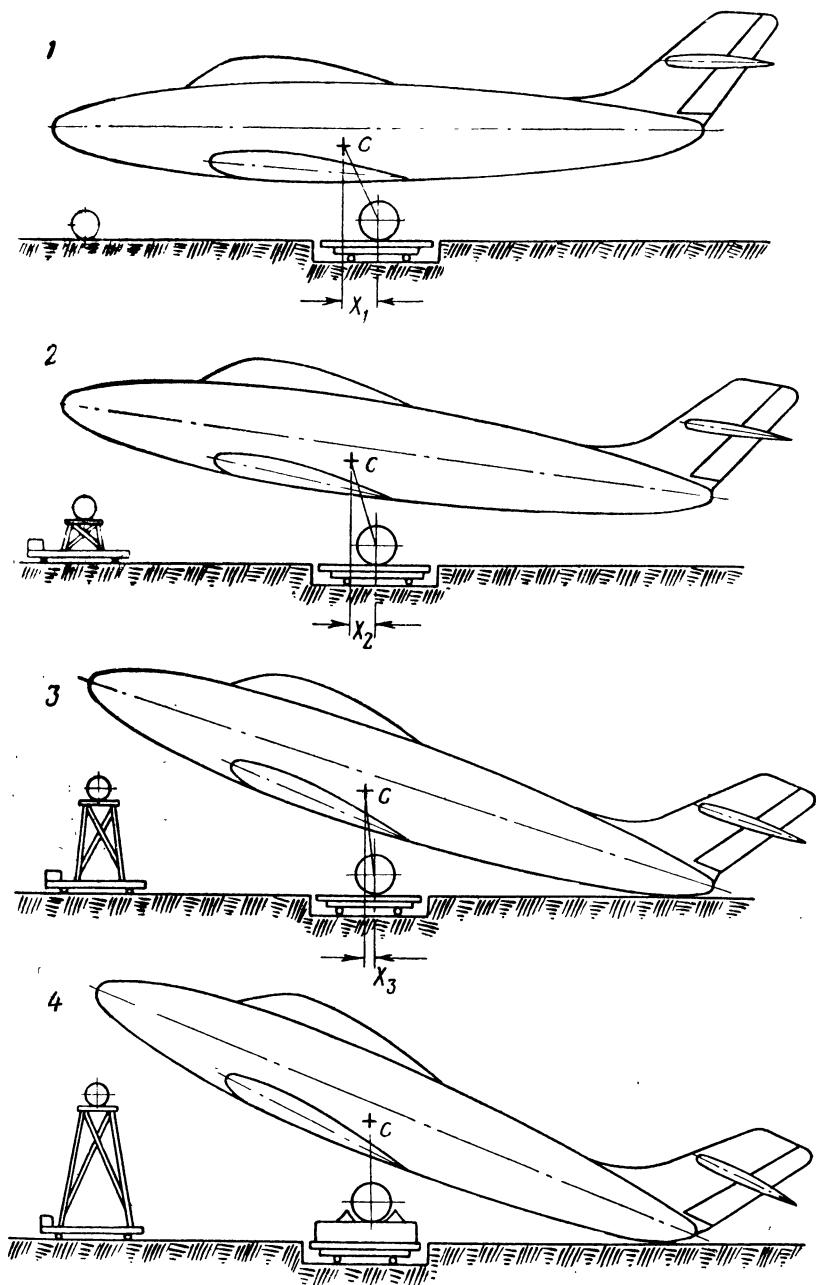
Для обмеров самолета в процессе взвешивания пользуются нивелиром, отвесами и рулеткой — весь этот и другой инструмент должен быть подготовлен и проверен. Центр осей колес главного шасси необходимо соединить хорошо натянутым тонким шпагатом, — он необходим при проведении ряда замеров.

Чтобы исключить даже малейшее изменение длины стойки шасси при изменении наклона самолета и этим предотвратить его смещение относительно оси колес, амортизаторы шасси должны быть заклинены. Невыполнение этого условия приведет к неверному определению положения центра тяжести самолета, а учесть влияние сокращения амортизационной стойки очень трудно.

Инж. А. Г. Строганов провел специальное исследование с целью выяснения влияния деформации амортизационной стойки на положение центра тяжести самолета и пришел к выводу, что ошибки в определении координат по этой причине значительно превосходят предельно допускаемые ошибки.

Избежать этого можно путем повышения первоначального давления в цилиндрах амортизаторов шасси примерно на $15 \div 20\%$ или заклиниванием амортизации. Чаще пользуются вторым способом. Выполняется он так: берут две деревянных бобышки, или два профиля, или патрубок, распиленный на две части по образующей, с длиной, равной свободной части поршня, и закрепляют их проволокой на поршне амортизатора.

Перед взвешиванием самолет подвергают тщательному осмотру с целью установить наличие полного комплекта оборудования, жидкости в различных системах и всех агрегатов, относящихся к



Фиг. 39. Положение самолета в процессе взвешивания.

весу пустого самолета. Иногда при этом составляются два списка: первый — перечень оборудования, находящегося на самолете, и второй — перечень отсутствующего оборудования. Мы рекомендовали бы поступать иначе. Современные самолеты имеют большое количество различного оборудования, поэтому следует заранее составить ведомость с перечнем всех агрегатов и в соответствующих графах этой ведомости делать отметки о наличии их или отсутствии. Чтобы не производить впоследствии расчета, так называемого приведенного веса и приведенной центровки (т. е. веса и центровки самолета с полным комплектом оборудования), отсутствующие агрегаты можно компенсировать заранее заготовленными грузами равного веса, устанавливая их на место отсутствующего оборудования.

Кроме того, следует составить весовой перечень различных временных установок и проводов, находящихся иногда на самолете в испытательных целях, и там же указать положение их центра тяжести. К этим перечням надо проявлять достаточное внимание. Наличие в них ошибок может привести к расхождению центровок при сравнении теоретической центровки с центровкой, полученной экспериментальным путем.

Не следует ограничиваться только внутренним осмотром. Следует также произвести наружный осмотр — удалить всевозможные стремянки, чехлы, заглушки, закрыть все люки и двери. Если самолет был под дождем или снегом, его следует протереть. Площадь крыльев, фюзеляжа и оперения больших самолетов достаточно велика и влага, находящаяся на их поверхности, может иметь значительный вес. После того как будут выполнены все перечисленные выше работы, можно приступать к взвешиванию самолета.

Подготовка к взвешиванию и взвешивание самолета должны производиться ведущим инженером лётно-испытательной станции и инженером конструкторского бюро, производившим центровку этого самолета в периоды его проектирования и постройки. Результаты взвешивания и обмеров заносят в протокол, который подписывают указанные выше лица.

2. ВЗВЕШИВАНИЕ И ОБМЕР САМОЛЕТА

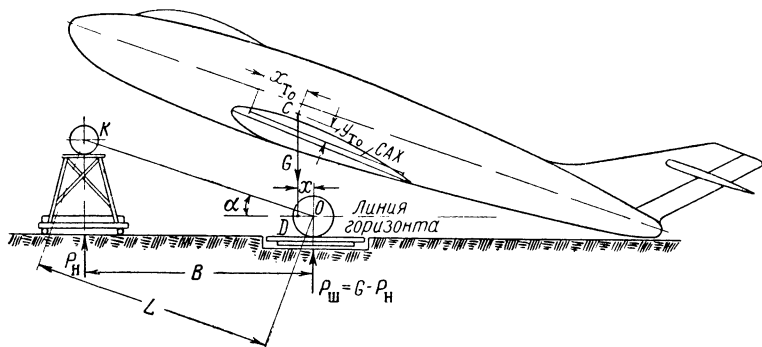
Центром тяжести твердого тела, как известно, называется точка, через которую при любом положении тела проходит равнодействующая сил тяжести. Следовательно, для нахождения центра тяжести самолета надо найти линии действия равнодействующей сил тяжести минимум для трех различных положений самолета, на пересечении которых будет находиться его центр тяжести. На этом основан графический метод определения центра тяжести самолета по результатам взвешивания.

Силы, действующие на самолет при взвешивании, изображены на фиг. 40.

Часто при взвешивании не ограничиваются тремя положениями и производят четвертое — контрольное взвешивание на тот случай,

если при одном из замеров была допущена ошибка. Дополнительно затраченное на это время ничтожно, а уверенность в надежности проведенной работы значительно увеличивается.

Самолет взвешивают в одном или двух вариантах: пустой самолет и с нагрузкой. Обязательным является взвешивание пустого самолета, взвешивание во втором варианте не является обязательным. Центровку загруженного самолета можно достаточно точно получить теоретическим путем, используя материалы взвешивания пустого самолета. В случае взвешивания самолета с нагрузкой топливные баки должны быть полностью заполнены; в противном случае, переливание топлива при изменении наклона самолета будет изменять положение его центра тяжести.



Фиг. 40. Схема сил, действующих на самолет при взвешивании.

Взвешивание самолета производится на трех весах, из них двое весов находятся под колесами главного шасси и одни весы — под колесом носового шасси или хвостовой опоры.

Положение самолета меняют путем изменения угла наклона его оси с таким расчетом, чтобы угол между крайними положениями был, по возможности, наибольшим. Промежуточное положение должно иметь среднее значение угла наклона между двумя крайними. Для получения наибольшего угла между крайними положениями оси самолета одно из взвешиваний производят только на весах, находящихся под главными колесами. Колесо носового шасси или задней опоры в это время находится на земле. Вес же, приходящийся на третью точку в этом положении, определяется как разность суммарного веса, полученного при двух других взвешиваниях, и показания весов, находящихся под колесами главного шасси при третьем взвешивании. Таким образом, самолет в процессе взвешивания последовательно устанавливают в следующих трех положениях (см. фиг. 39):

- 1) стоянчное на земле (схема 1) (можно установить самолет в линию полета, но это не является обязательным);
- 2) положение, соответствующее среднему значению угла наклона оси самолета (схема 2);

3) положение с максимальным наклоном оси самолета при полностью опущенном хвосте на самолете с носовым шасси (схема 3).

Если возможно, то носовую часть самолета следует поднять до такого положения, чтобы она оказалась невесомой. В этом случае центр тяжести будет находиться на вертикали, проходящей через ось колеса (фиг. 39, схема 4).

Произвести взвешивание в трех положениях самолета больших размеров не всегда удается. Этому могут препятствовать как сложность подъема носовой или хвостовой его частей, так и габариты ангара. Последнее в наибольшей степени относится к самолетам с велосипедным шасси, так как приходится производить подъем на значительно большую высоту. Для самолетов такого класса можно ограничиться взвешиванием в одном положении и экспериментально определить положение центра тяжести лишь по оси x . Для упрощения обработки результатов взвешивания и для повышения точности в этом случае следует рекомендовать установку самолета в линию полета.

При взвешивании самолета в трех положениях в каждом положении производят ряд обмеров. Обмерам подвергается выбранная для этой цели хорда крыла, находящаяся на небольшом расстоянии от оси самолета; в дальнейшем ее именуют «хордой обмера». Эта хорда должна находиться внутри колеи колес главного шасси, т. е. над протянутой нитью, соединяющей их оси.

Спроектировав с помощью отвеса предварительно найденную ось самолета на пол ангара, проектируют также на пол хорду обмера, следя при этом за тем, чтобы проекции были параллельны, затем замеряют расстояние между ними (z) и полученное значение заносят в протокол, имеющий вид таблицы, в который записывают все весовые данные и данные обмеров.

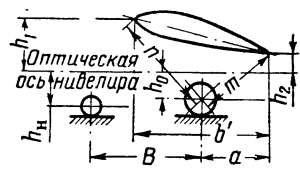
Существуют различные формы этих протоколов; наиболее удачная из них — составленная В. В. Савельевым, — приведена ниже с некоторыми изменениями (табл. 7). В правом углу этой таблицы для удобства пользования помещена схема измерений.

Вся работа по определению центра тяжести состоит из трех основных операций, а именно: обмер самолета, взвешивание и нахождение его центра тяжести одним из существующих методов.

Первая из этих операций производится с помощью металлической рулетки и нивелира. Линия горизонта, относительно которой производят нивелировку, при графическом построении должна проходить через геометрический центр оси колеса. Нивелир же трудно установить так, чтобы его оптическая ось проходила точно через эту точку и необходимости в этом нет. Его можно установить несколько выше и замерять расстояние от оси нивелира до нити, натянутой между осями колес. Этот размер должен оставаться неизменным для всех положений самолета, тем не менее его следует замерять каждый раз для контроля за усадкой амортизатора и установкой нивелира.

Таблица 7
ПРОТОКОЛ
взвешивания и обмеров для определения
центра тяжести самолета №

Дата
 Длина хорды обмера
 Расстояние от оси самолета до хорды обмера в
 плане



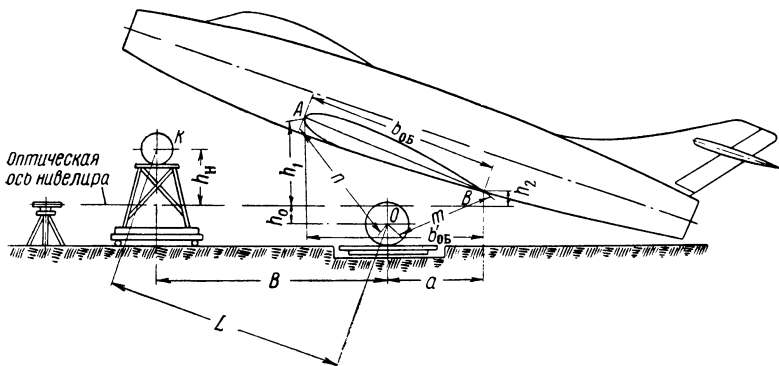
№ взвешивания	Наименование	P_{brutto}	P_{netto}	Замеры и вычисления	
1	Правое колесо			$m =$	$h_1 =$
	Подкладки правого колеса			$n =$	$h_2 =$
	Левое колесо				
	Подкладки левого колеса			$\alpha =$	
	Носовое колесо				
	Подкладки под носовое колесо			$B =$	$a =$ $+$ $c =$
	Общий вес самолета	$G =$		$x =$	$h' =$
				$h_0 =$	
2	Правое колесо			$m =$	$h_1 =$
	Подкладки правого колеса			$n =$	$h_2 =$
	Левое колесо				
	Подкладки левого колеса			$\alpha =$	
	Носовое колесо				
	Подкладки под носовое колесо			$B =$	$a =$ $+$ $c =$
	Общий вес самолета	$G =$		$x =$	$b' =$
				$h_0 =$	
3	Правое колесо			$m =$	$h_1 =$
	Подкладки правого колеса			$n =$	$h_2 =$
	Левое колесо				
	Подкладки левого колеса			$\alpha =$	
	Носовое колесо				
	Подкладки под носовое колесо			$B =$	$a =$ $+$ $c =$
	Общий вес самолета	$G =$		$x =$	$b' =$
				$h_0 =$	
4	Правое колесо			$m =$	$h_1 =$
	Подкладки правого колеса			$n =$	$h_2 =$
	Левое колесо				
	Подкладки левого колеса			$\alpha =$	
	Носовое колесо				
	Подкладки под носовое колесо			$B =$	$a =$ $+$ $c =$
	Общий вес самолета	$G =$		$x =$	$b' =$
				$h_0 =$	

По нивелиру производят следующие измерения (фиг. 41):

- 1) от начала (точка A) и конца (точка B) хорды обмера до оптической оси нивелира (h_1 и h_2);
- 2) от оси нивелира до нити, натянутой между осями колес (h_0);
- 3) от оси колеса носового шасси или задней опоры до оптической оси нивелира (h_n).

Рулеткой замеряют:

- 1) длину проекции хорды обмера $b'_{об}$;
- 2) расстояние от конца или начала хорды обмера до точки пересечения ее с проекцией оси колеса a ;
- 3) расстояния n и m от оси колеса (точка O) до начала (точка A) и конца (точка B) хорды обмера;



Фиг. 41. Схема измерений для нахождения центра тяжести самолета.

- 4) расстояние L от оси колеса носового или хвостового шасси до оси колес главного шасси.

Замеры по нивелиру являются основными, — по ним находят положение центра тяжести самолета. Замеры m , n , a , $b'_{об}$ являются контрольными.

После того как обмер самолета закончен, производят взвешивание и записывают в протокол показания весов. Туда же заносят вес козелков, подкладок и других вспомогательных предметов, находившихся на весах в момент взвешивания, затем после предварительной обработки полученных результатов переходят к третьей завершающей операции — нахождению центра тяжести самолета.

Обработка материалов взвешивания заключается в следующем: подсчитывают чистый вес самолета; определяют величину отрезков $CD(x_i)$ для каждого из положений взвешивания (см. фиг. 40); определяют длину базы B .

Полученные значения этих величин заносят в соответствующую графу того же протокола.

Точка D представляет собой проекцию центра тяжести самолета на плоскость, проходящую через линию горизонта. Перпендикуляры, восстановленные к линиям горизонта из точек D_i , пересекутся в точке C нахождения центра тяжести самолета.

Длина отрезка OD определяется из уравнения

$$x_i = \frac{P_n B}{G}, \quad (43)$$

где B — проекция линии OK , соединяющей оси колес переднего и главного шасси, определяющаяся из выражения

$$B = \frac{h_n \cos \alpha}{\sin \alpha}.$$

3. ГРАФИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ВЗВЕШИВАНИЯ

Графический метод определения положения центра тяжести самолета впервые был разработан инж. А. А. Кравцовым¹ и опубликован в журнале «Техника Воздушного Флота» № 10 за 1929 г. Впоследствии появилось несколько иных графических и аналитических методов.

Ниже будет дано описание графического метода, предложенного в 1933 г. инж. В. В. Савельевым в том виде, в котором он наиболее часто применяется в настоящее время. Принципиальное отличие его от метода инж. А. А. Кравцова заключается в том, что здесь впервые была высказана мысль о целесообразности вести замеры и построения по произвольно выбранной хорде крыла. Это ввело заметное упрощение и повысило точность определения положения центра тяжести самолета.

При взвешивании самолета, как мы видели выше, хорда обмера изменяет свой угол наклона вместе со всем самолетом, а оптическая ось нивелира остается всегда горизонтальной. При графическом определении положения центра тяжести, наоборот, за неизменную базу принимается хорда обмера, относительно которой ведется построение и определяется положение центра тяжести самолета. Линией же, изменяющей свой угол наклона, является оптическая ось нивелира.

Истинная величина хорды обмера $b_{об}$ находится по теоретическому чертежу крыла (значение ее следует записать в протокол взвешивания самолета).

Графическое построение ведется в следующем порядке (фиг. 42).

1) Выбирают масштаб чертежа $1/5$; $1/10$ или $1/20$ в зависимости от размеров самолета.

2) На чистый лист ватманской бумаги наносят хорду обмера $b_{об}$.

3) Из начала и конца хорды обмера (точки A и B) проводят дуги окружностей радиусами $h_1 + h_0$ и $h_2 + h_0$.

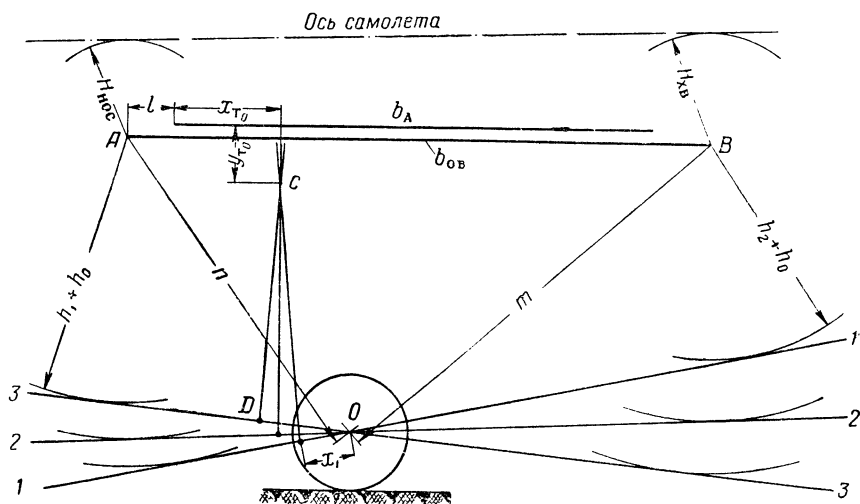
4) Проводят общую касательную к окружностям, соответствующим данному взвешиванию, которая и является линией горизонта, проходящей через ось колеса.

Три проведенные касательные 1—1; 2—2 и 3—3 пересекутся в одной точке, соответствующей геометрической оси колеса. Иногда

¹ Александр Андреевич Кравцов был ведущим инженером по испытаниям самолета «Максим Горький». Погиб при катастрофе самолета 18 мая 1935 г.

при графическом построении вследствие неточностей обмеров и построения вместо точки пересечения трех линий горизонта получают небольшой треугольник. Размеры его зависят от точности взвешивания, обмеров и построения. За ось колеса в таком случае принимают центр тяжести полученного треугольника.

В той же точке должны пересечься дуги окружностей, проведенные из начала (точка A) и конца (точка B) хорды обмера радиусами n и m . Размерами n и m , а также и размерами a и $b'_{об}$ (см. фиг. 41), как контрольными, проверяется правильность построения чертежа. Размер, равный $b'_{об}$, должен получиться между пер-



Фиг. 42. Графическое определение положения центра тяжести самолета по результатам взвешивания.

пендикулярами, восстановленными к горизонтальным линиям, в точках их касания.

5) От точки пересечения трех касательных по линии горизонта, соответствующей каждому взвешиванию, откладывают в сторону третьей опоры отрезки OD , равные x_i .

6) Перпендикуляры, восстановленные из точки D_i к линиям горизонта пересекутся в точке C , являющейся проекцией центра тяжести самолета на плоскость симметрии. Иногда вместо точки пересечения образуется небольшой треугольник. Если треугольник получается слишком большой, а проверка расчетов и всех построений не обнаружит ошибки, то необходимо произвести повторное взвешивание. В случае, если треугольник небольшой, за проекцию центра тяжести самолета обычно принимают точку, соответствующую центру тяжести треугольника.

С помощью этих построений находят положение центра тяжести самолета относительно хорды обмера. Для определения его положения относительно средней аэродинамической хорды последнюю

наносят с помощью теоретического чертежа крыла. Затем из центра тяжести самолета опускают перпендикуляр на среднюю аэродинамическую хорду и находят координаты x и y . Разделив их на длину этой хорды и умножив на 100, получают центровку самолета в процентах средней аэродинамической хорды.

Для определения положения центра тяжести по высоте относительно оси самолета последнюю наносят на чертеж как касательную к дугам, проведенным из начала и конца хорды обмера радиусами $H_{\text{нос}}$ и $H_{\text{хв}}$, значения которых также можно найти в теоретическом чертеже крыла.

Когда определение веса и центровки самолета в состоянии взвешивания закончено, определяют так называемые приведенный вес и приведенную центровку, т. е. вес и центровку самолета, приведенного к его нормальному состоянию. При этом, расчетным путем добавляют веса и моменты всех отсутствовавших при взвешивании агрегатов и вычитают веса и соответствующие моменты всех агрегатов, находившихся на самолете в момент взвешивания, но не относящихся к его весу. Как указывалось выше, чаще производят взвешивание самолета без нагрузки. Полетные вес и центровку находят расчетным путем, исходя из данных, полученных при взвешивании. Вес и координаты центра тяжести нагрузки при этом берут из теоретического расчета центровки самолета. Положение центра тяжести загруженного самолета в этом случае определится по формулам

$$x_{\text{т}} = \frac{(Gx)_{\text{по взвеш}} + \sum (Gx)_{\text{нагр}}}{G_{\text{по взвеш}} + \sum G_{\text{нагр}}};$$

$$y_{\text{т}} = \frac{(Gy)_{\text{по взвеш}} + \sum (Gy)_{\text{нагр}}}{G_{\text{по взвеш}} + \sum G_{\text{нагр}}},$$

где $G_{\text{по взвеш}}$ и $(Gx)_{\text{по взвеш}}$ — приведенный вес самолета и соответствующий статический момент.

Самолет выпускается в первый полет и в последующие испытательные полеты обычно в том состоянии, в котором производилось взвешивание. Поэтому при расчете центровки самолета для первого полета за исходные следует принимать результаты, полученные по взвешиванию. Взлетный вес самолета берется минимальный, центровку создают с помощью центровочного груза наилучшую с учетом требований продольной устойчивости и наиболее легкой посадки. Величину центровочного груза легко определить, зная веса и положение центров тяжести пустого самолета и принятой для первого вылета нагрузки. Для этого следует лишь определить положение центра тяжести самолета с нагрузкой, но без центровочного груза, и затем выбрать на самолете удобное место для закрепления там груза. Вес центровочного груза получится из уравнения

$$G_{\text{ц. гр}} = \frac{Gx - (Gx)_{\text{исх}}}{x_{\text{ц. гр}}}, \quad (44)$$

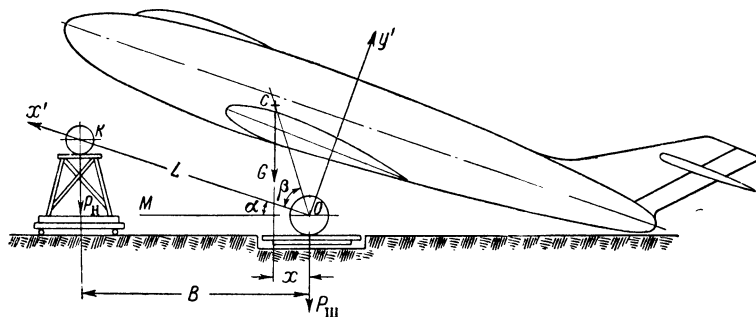
где $(Gx)_{исх}$ — статический момент самолета с нагрузкой для первого полета, но без центровочного груза;

Gx — статический момент самолета, соответствующий выbranной для полета центровке (\bar{x}_T) , который определится из уравнения

$$Gx = G \left(\frac{\bar{x}_T b_A}{100} + x_b \right).$$

4. АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ВЗВЕШИВАНИЯ (МЕТОД ИНЖ. А. Г. СТРОГАНОВА)

Графический метод определения положения центра тяжести самолета имеет ряд существенных недостатков, а именно: он не позволяет определять положение центра тяжести самолета в процессе взвешивания и тем контролировать точность обмеров; возможность



Фиг. 43. К выводу формулы для определения координат центра тяжести самолета.

ошибок при графическом построении велика и обнаружить их трудно; для этого необходимо повторять построение. Имеется и ряд других, менее значительных, недостатков. Учитывая это, инж. А. Г. Строганов предложил аналитический и графо-аналитический методы определения положения центра тяжести самолета, изложению которых и посвящен настоящий раздел.

Для вывода формул определения координат центра тяжести самолета выбирается система координат, жестко связанная с самолетом, с началом в центре колеса главного шасси. В отличие от основной системы координат, выбранной для центровки самолета, новая система обозначается через $x'O'y'$ (фиг. 43). Отсчет углов ведется от неподвижной горизонтальной оси OM , проходящей через центр колеса. При этом положительные углы отсчитываются по направлению движения часовой стрелки.

В схеме введены следующие обозначения:

x — проекция линии OC на горизонтальную прямую OM ;
 B — проекция линии OK на ту же прямую OM ;
 $G_{ш}$ и $G_{н}$ — давление на весы от главного и носового шасси;
 $P_{ш}$ и $P_{н}$ — опорные реакции главного и носового шасси.

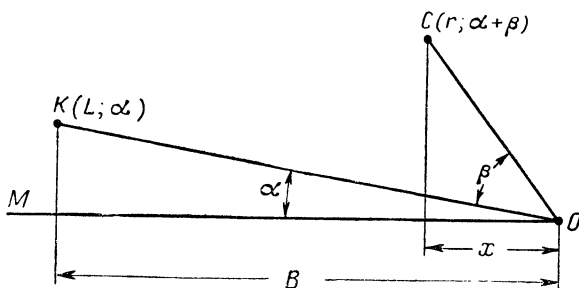
Составляют уравнение моментов относительно точки O

$$M_O = Gx + P_n B = 0,$$

затем находят аналитическое выражение для вертикальной составляющей опорной реакции из уравнения (43)

$$P_n = \frac{x}{B} G. \quad (45)$$

Величина G в процессе взвешивания не изменяется, поэтому P_n при изменении угла наклона самолета зависит только от соотношения величин x и B .



Фиг. 44. Координаты центра тяжести самолета в полярной системе координат.

Задача, следовательно, сводится к нахождению закона изменения $\frac{x}{B}$ и решается по правилам аналитической геометрии.

Даны две точки C и K с полярными координатами:

$$C(r; \alpha + \beta) \text{ и } K(L; \alpha).$$

Требуется найти закон изменения отношения проекций векторов OC и OK на полярную ось при равномерном вращении около полюса (угол β между векторами остается постоянным). Из фиг. 44 видно, что

$$x = r \cos(\alpha + \beta);$$

$$B = L \cos \alpha.$$

Разделив первое из этих уравнений на второе, получим

$$\frac{x}{B} = \frac{r \cos(\alpha + \beta)}{L \cos \alpha};$$

разложив $\cos(\alpha + \beta)$, получим

$$\frac{x}{B} = \frac{r(\cos \alpha \cos \beta - \sin \alpha \sin \beta)}{L \cos \alpha} = \frac{r \cos \alpha \cos \beta}{L \cos \alpha} - \frac{r \sin \alpha \sin \beta}{L \cos \alpha}.$$

После упрощения будем иметь

$$\frac{x}{B} = \frac{r \cos \beta}{L} - \frac{r \sin \beta}{L} \operatorname{tg} \alpha.$$

В последнем уравнении произведения $r \cos \beta$ и $r \sin \beta$ представляют собой координаты центра тяжести самолета относительно новой системы координат

$$x' = r \cos \beta;$$

$$y' = r \sin \beta.$$

Подставляя их в последнее уравнение, получим

$$\frac{x}{B} = \frac{x'}{L} - \frac{y'}{L} \operatorname{tg} \alpha.$$

Это выражение представляет собой закон изменения отношения $\frac{x}{B}$ при вращении самолета вокруг точки O . Чтобы привести его к виду, соответствующему уравнению (45), умножим обе части на вес самолета

$$\frac{x}{B} G = \left(\frac{x'}{L} - \frac{y'}{L} \operatorname{tg} \alpha \right) G.$$

Левая часть представляет собой давление на весы, находящиеся под передним шасси

$$P_{\text{н}} = \left(\frac{x'}{L} - \frac{y'}{L} \operatorname{tg} \alpha \right) G.$$

Аналитическое выражение давления на носовое шасси в окончательном виде будет таким:

$$P_{\text{н}} = \frac{G}{L} (x' - y' \operatorname{tg} \alpha). \quad (46)$$

Для определения координат центра тяжести в принятой системе необходимо иметь два уравнения. Практически они получаются в результате двух взвешиваний самолета в разных положениях:

для 1-го положения

$$x' - y' \operatorname{tg} \alpha_1 = \frac{P_{\text{н1}} L}{G};$$

для 2-го положения

$$x' - y' \operatorname{tg} \alpha_2 = \frac{P_{\text{н2}} L}{G}.$$

Решим эти уравнения относительно координат центра тяжести самолета

$$\left. \begin{aligned} x' &= \frac{L(P_{н1} \operatorname{tg} \alpha_2 - P_{н2} \operatorname{tg} \alpha_1)}{G(\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1)}; \\ y' &= \frac{L(P_{н1} - P_{н2})}{G(\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1)}. \end{aligned} \right\} \quad (47)$$

Как видно из двух последних уравнений, для определения координат центра тяжести аналитическим путем достаточно иметь значения постоянных величин G и L и двух переменных P_n и α . Последние получаются при взвешивании самолета в двух положениях. Все же ограничиваться двумя взвешиваниями не следует. Для того чтобы избежать ошибки, взвешивать следует в трех положениях.

Критерием для оценки правильности всех трех положений может служить выражение

$$\frac{yG}{L} = \frac{P_{н1} - P_{н2}}{\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1} = h = \text{const},$$

в котором постоянная величина h будет иметь одно и то же значение при сравнении положений 1—2, 1—3 и 2—3, если центровка произведена верно.

Аналитический метод позволяет определить положение центра тяжести самолета с большей точностью, чем графический, но вычисления требуют затраты определенного количества времени. В связи с этим тем же автором был предложен графо-аналитический метод определения центра тяжести самолета, являющийся логическим развитием аналитического метода.

Графо-аналитический метод инж. А. Г. Строганова

Графо-аналитический метод, позволяющий определять координаты центра тяжести самолета и контролировать сам процесс взвешивания и производимые обмеры, является более удобным для практических целей, чем описанный выше аналитический метод.

Уравнение (46), представляющее собой аналитическое выражение давления на носовое шасси, есть уравнение прямой линии

$$P_n = \frac{G}{L} (x' - y' \operatorname{tg} \alpha),$$

где величины G ; L ; x' и y' есть величины постоянные, а P_n и $\operatorname{tg} \alpha$ — величины переменные. Для построения этой зависимости откладывают по горизонтальной оси значения $\operatorname{tg} \alpha$, а по вертикальной — получаемые при взвешивании значения P_n . Отрезки, отсекаемые этой прямой на осях координат, определяются из условия:

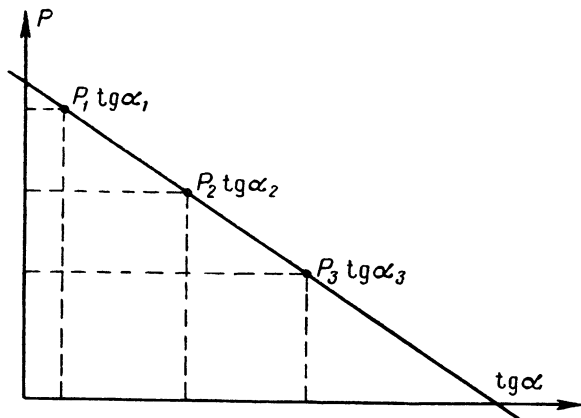
$$\text{при } \operatorname{tg} \alpha = 0; \quad P_n = \frac{G}{L} x';$$

$$\text{при } P_n = 0; \quad \operatorname{tg} \alpha = \frac{x'}{y'}.$$

Решив уравнения относительно координат центра тяжести x' и y' , получают

$$\left. \begin{aligned} x' &= \frac{P_n L}{G}; \\ y' &= \frac{x'}{\operatorname{tg} \alpha}. \end{aligned} \right\} \quad (48)$$

В уравнениях (48) координаты центров тяжести выражены через отрезки на осях. Следовательно, для определения координат центра тяжести самолета этим методом, следует построить график по материалам взвешивания и обмеров. Для этой цели в выбран-



Фиг. 45. Определение координат центра тяжести самолета графо-аналитическим методом инж. А. Г. Строганова.

ной выше системе координат откладывают значения тангенсов углов подъема самолета (ось абсцисс) и соответствующие этим углам давления на носовое шасси (ось ординат). Через полученные таким образом точки проводят прямую, которая отсекает отрезки на осях (фиг. 45). Координаты центра тяжести самолета получают по формулам (48), сняв числовую величину полученных отрезков.

Если замеры произведены правильно и показания весов безошибочны, то все три точки лягут на одну прямую. Построение такого графика не представляет труда и требует мало времени, поэтому строить его можно в процессе взвешивания и тем контролировать точность самого взвешивания и производимых обмеров. Но не следует полагать, что графо-аналитическим методом можно пользоваться как контрольным, производя определение положения центра тяжести самолета графическим методом. Для обмеров, производимых в соответствии с положениями того метода, данный график не будет являться контрольным, даже если все три точки лягут на одну прямую. Последнее будет лишь показывать, что определение давлений на носовое или хвостовое колесо произведено

правильно. Графо-аналитическим методом можно пользоваться как контрольным в этом случае лишь при сравнении окончательных результатов.

Выведенные выше формулы для определения координат центра тяжести самолета пригодны и в том случае, если самолет установлен на лыжах или каких-либо иных посадочных устройствах, например, на гусеничных шасси. Но поскольку точка приложения реакции находится на оси вращения посадочных устройств, то само устройство играет роль обычных подкладок. Следовательно, для того, чтобы получить действительные опорные реакции, необходимо из показания весов вычесть вес посадочных устройств, центр тяжести самолета вычислить по приведенным формулам, а затем учесть вес устройств с их центром тяжести.

Графо-аналитический метод определения положения центра тяжести самолета подкупает своей простотой, доступностью для людей невысокой квалификации, быстротой в решении задачи и возможностью контролировать процесс взвешивания. Но есть и некоторые трудности, возникающие при обработке материалов взвешивания. Заключаются они в следующем. Описанный метод позволяет определить положение центра тяжести самолета относительно системы координат с началом в центре колеса шасси. Для определения центровки самолета в долях средней аэродинамической хорды необходимо от этой системы координат перейти к другой, также жестко связанной с самолетом, но с началом, совпадающим с носком этой хорды, причем на точность этого пересчета оказывает большое влияние возможное изменение высоты амортизационной стойки.

При подъеме носовой или хвостовой части самолета нагрузка на главное шасси заметно возрастает, вследствие этого амортизационная стойка, если она не заклинена или заклинена плохо, сокращается. Возможное ее сокращение относительно велико и может произойти некоторое перемещение центра тяжести самолета, что, в свою очередь, вызовет изменение в показаниях весов, установленных под носовым или хвостовым шасси. Это в конечном счете приведет к ошибке в определении координат центра тяжести самолета. Ошибки эти могут превосходить предельно допустимые. Учесть влияние сокращения амортизационной стойки очень сложно, проще устранить его путем заклинивания амортизации, описанным выше способом.

Величина возможных ошибок при экспериментальном определении положения центра тяжести самолета

В результате взвешивания и обмеров самолета в трех положениях, соответствующих трем углам подъема α_1 , α_2 , α_3 , теоретически должны получиться следующие равенства:

$$x_{1-2} = x_{2-3} = x_{1-3};$$

$$y_{1-2} = y_{2-3} = y_{1-3};$$

здесь индексы показывают, из каких положений определена та или иная координата. Практически же вследствие небольших погрешностей в измерениях и взвешивании не всегда получается одна точка, т. е. эти равенства не всегда выполняются. В таком случае получаются три различных значения:

$$x'_{1-2}; x''_{2-3}; x'''_{1-3};$$

$$y'_{1-2}; y''_{2-3}; y'''_{1-3};$$

т. е. три различных точки, образующих небольшой треугольник, размеры которого и характеризуют точность определения центра тяжести самолета. Следует сказать, что установленных норм, регламентирующих размеры возможного треугольника или, иначе говоря, норм допускаемых ошибок для различных самолетов не существует. Такие нормы вырабатываются коллективом инженеров-весовиков на основании их опыта.

Для анализа ошибок в отдельном конкретном случае автором метода был выбран самолет весом в 5 т, вес и центровка которого определялись экспериментально. Самолет этот имел шасси с хвостовым колесом. Углы подъема при взвешивании составляли: $\alpha_1=2^\circ$; $\alpha_2=10^\circ57'$; $\alpha_3=16^\circ55'$.

Были составлены уравнения для различных положений самолета

$$\sin(\alpha_1 + \alpha_2) = \sin(2^\circ + 10^\circ57') = \sin 12^\circ57';$$

$$\sin(\alpha_2 + \alpha_3) = \sin(10^\circ57' + 16^\circ55') = \sin 27^\circ52';$$

$$\sin(\alpha_1 + \alpha_3) = \sin(2^\circ + 16^\circ55') = \sin 18^\circ55';$$

очевидно, что

$$\sin 12^\circ57' < \sin 18^\circ55' < \sin 27^\circ52'.$$

Следовательно, уравнение для положения самолета 2—3 во внимание принимать было нельзя; координату x рационально определять из уравнения для положений 1—2 и 1—3, ибо в этом случае ошибки dx_1 и dx_2 наименьшие.

На основании опыта и практических соображений были приняты следующие величины погрешности:

- 1) погрешность в определении давления на хвост $dP=1$ кг;
- 2) максимальная погрешность при измерении угла подъема $d\alpha=0^\circ05'$;
- 3) максимальная погрешность при измерении L с учетом амортизации костыля $dL=10$ мм;
- 4) возможная погрешность в определении полного веса пяти-тонного самолета $dG=3$ кг.

Наибольший интерес в общем случае представляет относительная величина погрешности. На основании данных, приведенных А. Г. Строгановым, и личного опыта автора настоящей работы можно считать типичными для самолетов различных классов следующие значения относительной погрешности:

- 1) погрешность в определении давления на носовое или хвостовое шасси $d\bar{P}=0,2\%$ P ;

- 2) погрешность при измерении L :
 а) с учетом амортизации костыля $d\bar{L}=0,1 \div 0,12\% L$;
 б) без учета амортизации ноги носового шасси $d\bar{L}=0,05\% L$;
 3) погрешность в определении полного веса самолета $d\bar{G}=0,2\% G$.

В рассматриваемом случае x и y — функции многих переменных:

$$x=f(GP_1P_2a_1a_2L),$$

$$y=f(GP_1P_2a_1a_2L).$$

Поэтому величины абсолютных ошибок в x и y , обусловленные небольшими погрешностями при измерении $GP_1P_2a_1a_2L$, получены как полный дифференциал функций (47).

Для определения значения ошибки в координате x

$$dx = \left[\frac{\partial x}{\partial P_1} + \frac{\partial x}{\partial P_2} \right] dP + \left[\frac{\partial x}{\partial a_1} + \frac{\partial x}{\partial a_2} \right] da + \frac{\partial x}{\partial G} dG + \frac{\partial x}{\partial L} dL.$$

Для определения значения ошибки в координате y

$$dy = \left[\frac{\partial y}{\partial P_1} + \frac{\partial y}{\partial P_2} \right] dP + \left[\frac{\partial y}{\partial a_1} + \frac{\partial y}{\partial a_2} \right] da + \frac{\partial y}{\partial G} dG + \frac{\partial y}{\partial L} dL.$$

По уравнениям, полученным после преобразования уравнений (49), были вычислены максимальные значения ошибок и полученные результаты сведены в таблицу, приведенную ниже (табл. 8).

Т а б л и ц а 8

Погрешности	О ш и б к и					
	Положе- ние 1—2	Положе- ние 2—3	Положе- ние 1—3	Положе- ние 1—2	Положе- ние 2—3	Положе- ние 1—3
	dx	dx	dx	dy	dy	dy
$dP=1 \text{ кг}$	2,26	7,05	1,98	19,8	28,4	11,7
$da=0^{\circ}05'$	3,91	12,90	3,44	34,7	52,1	21,0
$dG=3 \text{ кг}$	0,44	0,44	0,44	1,1	1,1	1,1
$dL=10 \text{ мм}$	0,94	0,94	0,94	2,3	2,3	2,3
Σ	7,5	21,3	6,8	57,9	83,9	36,1

Как видно из табл. 8, полученная суммарная ошибка $dx=21,3$ при положении 2—3 почти в три раза превышает ошибки, полученные при взвешивании в положениях 1—2 и 1—3. Это можно объяснить тем, что при взвешивании самолета в этом положении очевидно допущены ошибки, превышающие установленные погрешности dG , dP , dL и da . Из этого следует, что определять координату x из уравнений для положений 2—3 — нельзя.

Исходя из анализа и результатов вычисления ошибок по x и y , инж. А. Г. Строганов сделал следующие выводы:

«1) Основными факторами, влияющими на величину ошибок как в x , так и в y , являются неточности в определении углов подъема и неточности в определении давлений на хвост (или на нос).

2) Чем больше разность углов подъема, тем меньше ошибки.

3) Чем меньше абсолютная сумма углов подъема, тем меньше ошибки; имея это в виду, мы навсегда исключаем определение координат центра тяжести самолета из уравнений для положений 2—3, где абсолютная сумма углов подъема достигает наибольшего значения, а разность углов в лучшем случае останется равной разности из положений 1—2» *.

Что касается величины относительной ошибки при определении положения центра тяжести самолета рассмотренным методом, то она, по мнению А. Г. Строганова, не должна превышать 0,25% от хорды, что, с одной стороны, вполне удовлетворяет современным требованиям, а с другой, легко достижимо при следующих условиях:

«1) Все измерения надо вести самым тщательным образом.

2) Положение самолета в пространстве (при подъеме) надо фиксировать только нивелиром.

3) Устанавливать самолет таким образом, чтобы его поперечная ось находилась в строго горизонтальном положении, при этом центры колес шасси должны быть на одном уровне. Эту установку делают также по нивелиру.

4) Амортизационная стойка не должна деформироваться с увеличением нагрузки на передние колеса (при подъеме самолета).

5) В процессе самой центровки должен строиться график уравнения прямой P_n по α :

$$P_n = q(x' - y' \operatorname{tg} \alpha)$$

независимо от того, каким методом делают центровку; это избавит нас от возможных ошибок в определении давлений на хвост (или носовое колесо).

6) Весы, на которых производится взвешивание самолета, должны быть исправны, точны и проверены...» *.

5. ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА ПО ДАВЛЕНИЮ НА НОСОВОЕ ШАССИ

В практике нередко бывают случаи, когда произвести полное взвешивание самолета по различным причинам не представляется возможным. Такими причинами, например, могут быть: отсутствие трех весов или наличие весов недостаточной грузоподъемности.

Наибольшее значение имеет положение центра тяжести по продольной оси самолета. Это положение можно достаточно точно

* А. Г. Строганов, Центровка самолета, Оборонгиз, 1940, стр. 52—53.

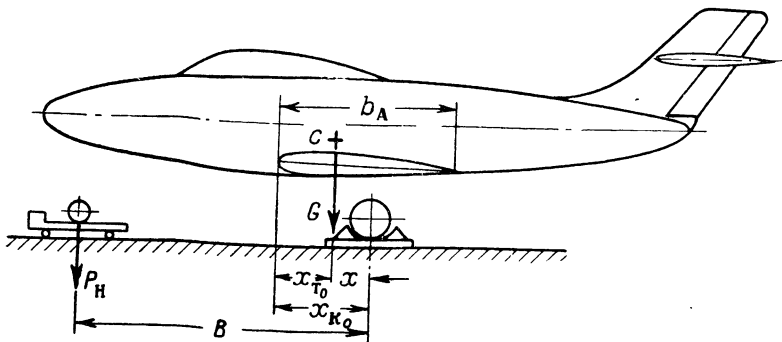
определить с помощью взвешивания самолета на одних весах, установленных под колесом носового или хвостового шасси (фиг. 46).

Самолет при этом следует установить строго в линию полета. Вес его G принимается на основании весовых расчетов по детальному взвешиванию или по чертежным весам.

В результате взвешивания и замеров необходимо получить:

1) Величину давления на весы, находящиеся под носовым шасси P_H .

2) Длину базы B , т. е. расстояние между проекциями осей колес носового и главного шасси на пол ангара.



Фиг. 46. Взвешивание самолета на одних весах для приближенного определения положения его центра тяжести.

Положение центра тяжести относительно оси колеса главного шасси x определится по уравнению (43)

$$x = \frac{P_H B}{G}.$$

Для определения центровки самолета необходимо знать размер от носка средней аэродинамической хорды до оси колеса $x_{к0}$.

На величину этого размера большое влияние оказывает деформация амортизационной стойки; поэтому следует в процессе взвешивания после установки самолета в линии полета произвести контрольный замер от носка хорды крыла до оси колеса. Замер этот можно произвести с помощью отвеса и нити, соединяющей оси колес главного шасси. Хорду следует выбирать, как и хорду обмера в случае полного взвешивания, в пределах колеи главного шасси.

Определение положения центра тяжести самолета по результатам взвешивания на одних весах является приближенным. Тем не менее, материалы подобного взвешивания позволяют производить с достаточной практической точностью расчеты полетных центровок. Однако при этом все же следует определить величину возможной погрешности.

Для облегчения этой задачи проведем анализ ошибок, предварительно наметив метод ее решения в общем виде.

Из уравнения (43) следует:

1) величина ошибки при определении положения центра тяжести самолета зависит от точности вычисления веса самолета G ;

2) ошибка эта тем больше, чем больше относительная величина нагрузки \bar{P} на колесо носового шасси

$$\bar{P}_H = \frac{P_H}{G}; \quad (50)$$

3) величина ошибки тем больше, чем больше размер базы.

Вполне достижимой точностью определения веса самолета по рабочим чертежам или по детальному взвешиванию, а также после проведенных доработок или ремонта следует считать $\pm 1\%$ от веса пустого самолета. При приближенном определении веса самолета величина погрешности в худшем случае может достигать $3 \div 4\%$. В случае взвешивания загруженного самолета нагрузку следует предварительно взвесить и тем исключить погрешность в определении ее веса. Величина погрешности, допущенная в определении веса пустого самолета, отнесенная к весу загруженного самолета, будет еще меньшей. Относительную величину погрешности в определении веса самолета обозначим через dG . Тогда приближенно вычисленный вес самолета G' будет равен

$$G' = G(1 + d\bar{G}). \quad (51)$$

Относительная величина нагрузки на колесо носового шасси для современных самолетов колеблется в довольно широких пределах. Даже у одного и того же самолета при диапазоне центровок $10 \div 12\%$ САХ (что с учетом центровки пустого самолета нередко бывает) величина нагрузки на переднее колесо может изменяться от 5 до 15% . Следовательно, нам необходимо просмотреть довольно широкий диапазон изменения величины \bar{P}_H .

Для решения нашей задачи в общем виде необходимо значение базы B также выразить через относительную величину. Поскольку центровка самолета выражается в долях средней аэродинамической хорды, то удобно и значение базы отнести к величине этой хорды. Обозначим это отношение через n

$$n = \frac{B}{b_A}. \quad (52)$$

Отношение этих величин для современных самолетов лежит в пределах от 1,3 до 2,7.

Величину погрешности в определении центровки самолета согласно схеме (см. фиг. 46) можно выразить уравнением

$$d\bar{x}_T = \frac{x_{K_0} - x'}{b_A} 100 - \frac{x_{K_0} - x}{b_A} 100;$$

откуда

$$d\bar{x}_T = \frac{x - x'}{b_A} 100, \quad (53)$$

где x — расстояние от оси колеса до центра тяжести самолета при точном определении его веса;

x' — то же, но при неточном определении веса самолета.

Подставив в уравнение (43) значения P_n , B и G' из выражений (50), (51) и (52), получим

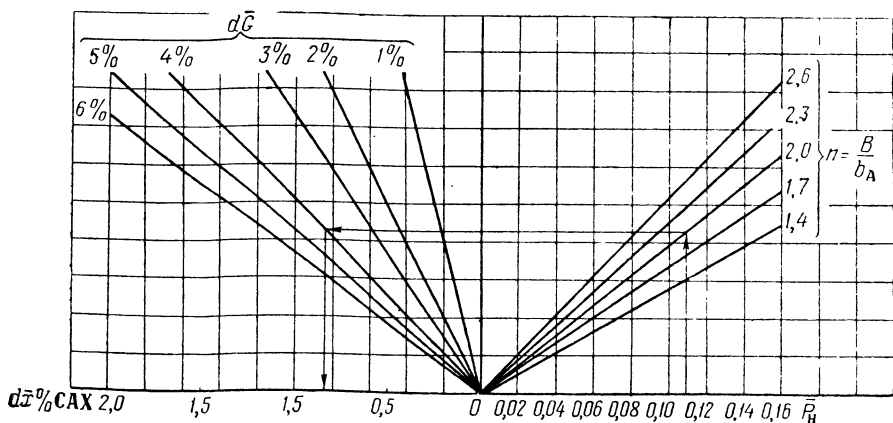
$$x = \bar{P}_n n b_A;$$

$$x' = \frac{\bar{P}_n n b_A}{1 + dG}.$$

Полученные значения x и x' подставим в уравнение (53) и, преобразовав его, найдем величину погрешности приближенного метода определения центра тяжести самолета

$$d\bar{x}_T = 100 \bar{P}_n n \frac{d\bar{G}}{dG + 1}. \quad (54)$$

Выражение (54), содержащее две переменные величины \bar{P}_n и $d\bar{x}_T$ и два параметра n и $d\bar{G}$, представляет собой уравнение двух



Фиг. 47. Номограмма для определения величины погрешности при нахождении центра тяжести самолета приближенным методом.

пучков прямых, проходящих через начало координат. Следовательно, можно построить номограмму, которая облегчит наше исследование и поможет решать конкретные задачи в практике взвешивания самолетов на одних весах.

Уравнение первого пучка прямых будет

$$A = 100 \bar{P}_n n.$$

Уравнение второго пучка прямых будет

$$d\bar{x}_T = A \frac{d\bar{G}}{dG + 1}.$$

Построенная по этим уравнениям номограмма приведена на фиг. 47. На ней даны лишь положительные значения величины по-

грешности $d\bar{x}_T$. Но погрешность может оказаться и отрицательной. Следует иметь в виду, что положительным значениям $d\bar{G}$ соответствует положительное значение $d\bar{x}_T$, отрицательным $d\bar{G}$ — отрицательное значение $d\bar{x}_T$.

Какие можно сделать выводы из рассмотрения полученной номограммы?

Во-первых, она подтверждает сделанные нами ранее предположения о влиянии значений \bar{P}_n , B и $d\bar{G}$ на величину погрешности в определении центра тяжести.

Во-вторых, для самолетов с наиболее часто встречающимися значениями величин \bar{P}_n — в пределах $0,06 \div 0,10$ и n — в пределах $1,4 \div 2,0$, ошибка при приближенном определении центровки самолета не будет превышать $\pm 1\%$ САХ даже при грубом вычислении веса самолета (с точностью до $3 \div 4\%$). Если же при этом иметь в виду, что подобная ошибка в определении центровки пустого самолета будет составлять для загруженного самолета не более $0,6 \div 0,7\%$ САХ, то практическая ценность данного метода станет совершенно очевидной.

Из той же номограммы следует, что для самолетов с большой относительной нагрузкой на носовое шасси ($\bar{P}_n = 0,15$ и более) и одновременно при большом значении величины n (более 2) пользоваться приближенным методом следует осторожно, так как при неточном определении веса самолета погрешность в центровке может оказаться довольно большой: порядка 2% САХ и более.

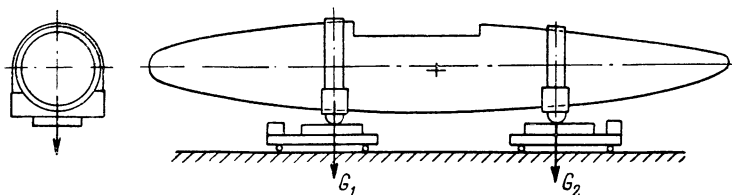
Таким образом, с помощью настоящей номограммы можно оценить примерную величину погрешности при определении положения центра тяжести самолета приближенным методом по давлению на носовое шасси.

6. ПРАКТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ОТДЕЛЬНЫХ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА

Задача определения положения центра тяжести таких агрегатов, как фюзеляж, крыло, лодка гидросамолета, достаточно проста. Метод подетальной центровки приводит к достаточно точному результату, но требует затраты большого количества времени. Поэтому иногда положение центра тяжести этих частей самолета определяют путем взвешивания. Этот метод принципиально ничем не отличается от метода определения центровки самолета в целом. Формулы, приведенные выше для координат центра тяжести, целиком применимы и к центровке отдельных агрегатов. Поэтому ограничимся кратким изложением замечаний А. Г. Строганова относительно техники взвешивания и выбора приспособлений для этой цели.

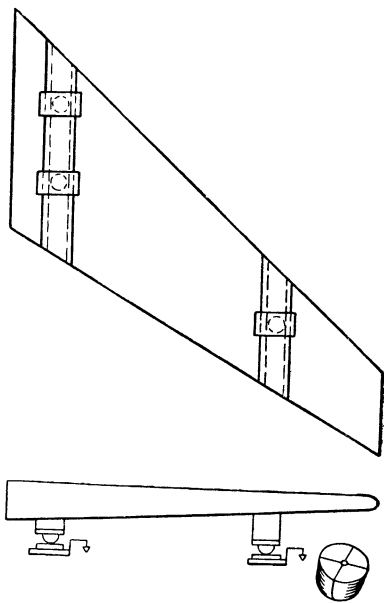
Если не выполнять определенных условий в отношении опор, то центровка отдельных агрегатов может быть определена неправильно, ибо при взвешивании агрегата необходимо иметь статическую

определимость в отношении опорных реакций. Следовательно, для взвешивания частей самолета заранее должны быть спроектированы и изготовлены опорные устройства, обеспечивающие точное знание точек приложения опорных реакций и их направления.



Фиг. 48. Приспособление для взвешивания фюзеляжа с целью определения положения его центра тяжести.

При проектировании опорных устройств следует обратить особое внимание на определение координат точек опоры относительно осей, связанных с крылом. Опоры должны быть жестко связаны с агрегатом и ни в коем случае не



Фиг. 49. Приспособление для взвешивания крыла с целью определения положения его центра тяжести.

менять своих координат относительно этого агрегата при его перемещении. Примерами подобных приспособлений могут служить цилиндрические опорные устройства для взвешивания фюзеляжа (фиг. 48) и шаровые опорные устройства для взвешивания консольной части крыла (фиг. 49). На этих фигурах дано схематическое изображение опор; конструктивное их оформление может быть самым разнообразным.

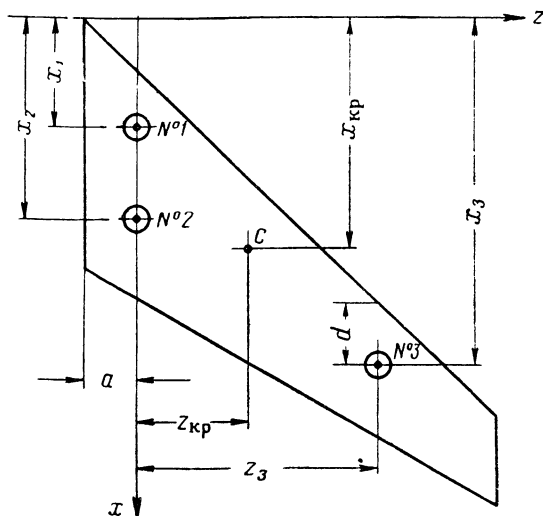
При подъеме какой-либо части фюзеляжа система будет кататься по опорной площадке весов, но направления опорных реакций при различных углах подъема будут пересекаться в центре окружности цилиндрической опоры. Следовательно, центры цилиндрических опор могут быть приняты за точки приложения опорных реакций и должны быть координированы относительно взвешиваемого агрегата.

Положение центра тяжести крыла определяется по двум осям x и z ; следовательно, опорными устройствами могут быть лишь сферические опоры, их центры также должны быть координированы относительно крыла. С помощью этих размеров и теоретического чертежа крыла легко определяются остальные, необходимые для

подсчетов величины. В результате получается расчетная схема, представленная на фиг. 50.

При взвешивании крыло устанавливается на трое весов в рабочем положении с соблюдением всех требований в отношении опорных приспособлений.

Опорные приспособления, показанные на фиг. 49, установлены параллельно хорде разьема. Их можно установить и перпендикулярно передней кромке крыла.



Фиг. 50. Расчетная схема.

Показания весов заносятся в таблицу. Затем находят положение центра тяжести крыла относительно осей x и z . Координата z определяется из уравнения моментов относительно плоскости, проходящей через ось опор № 1 и 2,

$$M_x = G_{кр} z_{кр} - P_3 z_3 = 0,$$

откуда

$$z_{кр} = \frac{P_3 z_3}{G_{кр}}, \quad (55)$$

где P_3 — показание весов под опорой № 3 за вычетом веса подушек и опор.

Координата x центра тяжести крыла определится из уравнения моментов относительно плоскости, проходящей через ось опоры № 3 перпендикулярно плоскости, проходящей через ось опор № 1 и 2,

$$M_z = G_{кр} (x_3 - x_{кр}) - P_1 (x_3 - x_1) - P_2 (x_3 - x_2);$$

откуда

$$x_{\text{кр}} = \frac{G_{\text{кр}}x_3 - P_1(x_3 - x_1) - P_2(x_3 - x_2)}{G_{\text{кр}}}, \quad (56)$$

где P_1 и P_2 — показания весов соответственно под опорами № 1 и 2 за вычетом веса подушек и опор.

Для проверки можно составить уравнение моментов относительно оси z , куда войдут все три реакции.

После взвешивания фюзеляжа, крыла или других частей самолета необходимо провести соответствующую обработку результатов, поскольку в момент взвешивания на агрегате могут находиться детали, не имеющие к нему отношения, и, наоборот, может недоставать части деталей, относящихся к его весу. Вес одних с их моментами следует вычесть, вес и момент других — прибавить. Только после этого будет получен точный вес и положение центра тяжести взвешиваемого агрегата.

Приведенное выше указание о необходимости изготовления опорных устройств с цилиндрической и сферической поверхностями относится главным образом к взвешиванию частей небольших самолетов.

При взвешивании частей средних и тяжелых самолетов, с практически достаточной степенью точности, можно применять плоские опоры.

При этом точность будет тем выше, чем меньше отношение ширины опор (b) к расстоянию между ними (l).

Глава V

МЕТОДЫ ИСПРАВЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ И УЛУЧШЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ПОСТРОЕННЫХ САМОЛЕТОВ

1. ОБЩИЕ ЗАМЕЧАНИЯ

Пилотажные свойства самолета в значительной степени определяются устойчивостью и управляемостью самолета. На самолетах, не обладающих необходимым запасом устойчивости в полете или достаточным запасом рулей на посадке, совершать полеты небезопасно.

Запас устойчивости, как известно, характеризуется разностью между нейтральной центровкой и предельно задним положением центра тяжести самолета. Следовательно, устойчивость построенного самолета при необходимости может быть улучшена или путем смещения нейтральной центровки самолета, или путем изменения взаимного расположения центра тяжести и средней аэродинамической хорды крыла.

Значение центровки для самолета в наше время хорошо известно и в соответствии с этим расчету центровок в период проектирования и постройки самолета уделяется должное внимание. Поэтому неустойчивыми самолеты теперь оказываются очень редко.

«...до конца империалистической войны большинство самолетов было неустойчиво, и объяснялось это не дефектами самолетов, а неправильной центровкой. Первые самолеты советской конструкции также были частью неустойчивы и это объяснялось отсутствием должного внимания к центровке. В проекте центр тяжести был на месте, а в производстве уходил назад. И тогда приходилось делать перегруппировку нагрузки, а в некоторых случаях даже передвигать мотор.

То же самое имело место в практике постройки планеров, и там для восстановления центровки приходилось класть груз в носовую часть. В некоторых случаях ошибки в центровке были так грубы, что не было не только устойчивости, но и управляемости и при пробном полете планер задирался до потери скорости, несмотря на стоящий до отказа от себя руль высоты.

Все эти явления исчезли, как только стали не только каждый новый самолет, но и серийный после ремонта или переделки под-

вергать взвешиванию или производили точный расчет центровки по известным весам отдельных частей. Знать центровку с точностью до $1 \div 2\%$ — элементарное правило безопасности полетов»¹.

Культура весового расчета и расчета центровок в настоящее время достаточно высока и неустойчивые самолеты — редкое явление. Все же вопросами увеличения запаса устойчивости построенных самолетов и в наше время приходится заниматься. Причины этого весьма разнообразны.

Как бы ни были совершенны методы перечисленных расчетов и расчета устойчивости, абсолютного совпадения всех теоретически полученных величин с практическими требовать невозможно. Отклонения в пределах допуска не ухудшают устойчивости самолета, однако могут быть одновременные несовпадения, направленные в одну сторону, ухудшающую устойчивость. А именно: центровка самолета, как это чаще и бывает, может оказаться несколько более задней, а нейтральная центровка — более передней. Тогда запас устойчивости, представляющий собой разность между ними, заметно уменьшается.

Среди причин, заставляющих искать способы улучшения устойчивости построенного самолета, несовпадение теоретически и практически полученных центровок встречается реже; чаще встречаются причины, не зависящие от точности расчетов. Так, например, в период испытания или длительной эксплуатации самолетов выявляется необходимость в частичной перекомпоновке, в увеличении площади оперения, в изменении или увеличении количества стрелковых точек или объема оборудования и других различных изменениях, улучшающих эксплуатационные качества самолета.

В качестве иллюстрации можно привести данные о развитии штурмовика «Ильюшин-2» за годы отечественной войны, опубликованные инженер-подполковником А. Г. Бедунковичем в его книге «Проектирование самолетов». В ней он пишет: «...анализируя развитие штурмовиков Ильюшина, в первую очередь нужно отметить, что от одноместного варианта пришлось перейти к двухместному, чтобы обеспечить повышение «живучести» самолета защитой задней полусферы от нападения истребительной авиации противника»².

Изменение веса самолета вследствие увеличения экипажа, оборудования кабины стрелка, броневой его защиты, установки стрелковой турели не могло не вызвать значительного изменения центровки самолета, для исправления которой, очевидно, пришлось прибегнуть к наиболее эффективному средству — повороту отъемной части крыла в плане. Подобных примеров не мало, но и без них ясно, что самолет за период своей эксплуатации развивается и совершенствуется, что в свою очередь отражается на положении центра тяжести самолета и заставляет искать простейших методов сохранения и улучшения устойчивости.

¹ В. С. Пышнов, Аэродинамика самолета, часть II, ОНТИ НКТП, 1935, стр. 143—144.

² А. Г. Бедункович, Проектирование самолетов, ЛК ВВИА, 1948, стр. 223—224.

Следует упомянуть еще об одной причине, вызывающей необходимость изменения степени устойчивости самолета. Речь идет об учебных модификациях, предназначенных для вывозки, тренировки и проверки летного состава, и модификациях различных иных назначений. Размещение кабины инструктора и частичное переоборудование самолета производится таким образом, чтобы по возможности было сведено к минимуму различие в центровках учебного и соответствующего боевого самолета. Однако различие в центровках почти всегда имеет место, что вынуждает искать простые средства, позволяющие обеспечить более полное совпадение центровки самолета и запаса устойчивости модифицированного самолета с его исходным вариантом.

2. СРЕДСТВА ИСПРАВЛЕНИЯ ЗАДНЕЙ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Задача значительного исправления задней центровки уже построенного самолета очень трудна и, как правило, этот дефект, требующий для своего устранения много времени и средств, исправляют на последующих экземплярах самолета.

Средства исправления центровки построенного самолета в основном остаются те же, что и в период его проектирования, но возможности их полного применения значительно ограничены.

Простейшие способы, позволяющие сместить вперед центр тяжести самолета, такие, например, как перемещение агрегатов оборудования, увеличение выноса силовой установки, удлинение носовой части фюзеляжа, не являются достаточно эффективными и могут применяться лишь в случае небольшого исправления центровки или в дополнение к другим, более эффективным средствам. К последним, как известно, относятся перемещение крыла и изменение угла стреловидности его в плане, т. е. средства, вызывающие смещение средней аэродинамической хорды крыла.

Перемещение крыла, как уже говорилось, является радикальным средством исправления центровки, но применение его на построенном самолете связано с большими трудностями. На последующих же самолетах смещение его в небольших пределах обычно удается осуществить. Это прежде всего относится к учебным и иным модификациям, для исправления центровки которых приходится прибегать к сильным средствам.

Применение другого эффективного способа — поворота крыла — на построенных самолетах не менее сложно, на последующих — вполне возможно, но не всего крыла, как это обычно делается в период компоновки самолета, а лишь его отъемной части относительно стыковых узлов переднего или заднего лонжеронов. Эти методы применялись в практике, причем последний из них не вызывает сколько-нибудь значительных конструктивных изменений.

Производить при необходимости значительное изменение центровки одним из перечисленных способов нерационально, так как это сопряжено с большими изменениями самолета и может потребовать некоторого усиления конструкции, например, при значитель-

ном увеличении выноса винтомоторной группы или силовой установки потребуется не только увеличение носовой части gondолы, но и усиление остальной его части. Аналогичные затруднения возникают при большом увеличении носовой или хвостовой частей фюзеляжа.

Поэтому для исправления слишком задней центровки рекомендуется одновременно производить несколько различных изменений, например, можно рекомендовать небольшое удлинение носовой части фюзеляжа и перенос вперед наиболее тяжелых агрегатов оборудования, тем более, что появляется дополнительный свободный объем; небольшое изменение угла стреловидности крыла в плане и одновременно некоторое увеличение выноса силовой установки или перегруппировку оборудования и т. п.

Если ни один метод по тем или иным причинам применить не удастся, то прибегают к исправлению центровки путем установки центровочного груза, причем применяют это не только как временную меру на первом самолете, но и на последующих. Иногда это может оказаться более рациональным, например, для учебных модификаций самолета, вес которых обычно значительно легче основного варианта. Возможность применения подобного способа даже на боевых самолетах можно иллюстрировать на примере одного из истребителей конструкции Мессершмидта, в хвостовой части которого был установлен постоянный центровочный груз с относительно большим весом.

Во всех перечисленных случаях исправления центровки самолета можно воспользоваться расчетными формулами, выведенными нами в гл. III настоящей работы.

3. СРЕДСТВА ИСПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕДНЕЙ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

В практике проектирования и эксплуатации самолетов встречается не мало причин, вызывающих смещение центра тяжести самолета вперед и заставляющих поэтому искать различные средства исправления передней центровки. Такими причинами могут быть: увеличение оборудования, частичная его перекомпоновка, различные модификации основного варианта и др.

Продольная статическая устойчивость самолета при смещении центровки вперед не ухудшается; наоборот, запас устойчивости увеличивается при условии, если нейтральная центровка не изменилась. Правда, при значительном смещении центра тяжести вперед может появиться некоторая инертность самолета, но это не имеет существенного значения.

Если получившаяся более передняя центровка самолета недопустима и запас рулей на посадке недостаточен, то следует или сместить центр тяжести самолета назад, или изменить угол установки стабилизатора.

Как уже отмечалось, переднюю центровку исправлять значительно легче, чем заднюю, так как обычно в этих случаях находится возможность для частичной перекомпоновки оборудования,

позволяющая переместить центр тяжести самолета назад, не прибегая к другим более сложным способам.

В случае, если нет оборудования, перемещение которого могло бы исправить центровку, последнюю оставляют без изменения. Для увеличения же запаса углов отклонения руля на посадке изменяют угол установки стабилизатора. Подобное мероприятие не вызывает значительных конструктивных изменений. Если же перестановка стабилизатора по каким-либо причинам невозможна, то можно исправить положение увеличением площади рулей высоты. К подобным мерам прибегают как в упомянутых случаях, так и в случае, если какие-либо сбрасываемые в полете грузы значительно смещают центр тяжести самолета вперед.

Многие немецкие самолеты периода второй мировой войны обладали хорошей продольной устойчивостью на таких передних центровках (15÷16% САХ), которые не могли удовлетворять требованиям легкой посадки. Задача была решена устройством механизма, позволяющего изменять угол установки стабилизатора в полете перед посадкой. Следовательно, это является одним из способов исправления передней центровки самолета.

4. МЕТОДЫ УЛУЧШЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА

Полная характеристика продольной устойчивости самолета может быть получена в результате летных испытаний. В практике известны случаи, когда отдельные недостатки удавалось выявить лишь в процессе массовой эксплуатации самолета.

Главным фактором, влияющим на устойчивость самолета, как известно, является центровка, способы исправления которой нами подробно рассмотрены. Настоящий раздел посвящен краткому изложению способов исправления недостатков в отношении устойчивости самолета без изменения его основных конструктивных параметров. Наиболее полному изучению этих вопросов была посвящена работа М. Л. Галлая¹, основные положения которой мы считаем целесообразным привести ниже, поскольку применение подобных способов часто позволяет избежать необходимости исправления центровки самолета.

Для качественной оценки устойчивости введены особые критерии. При этом принято рассматривать два случая: устойчивость с фиксированным управлением и устойчивость со свободным управлением.

«Естественно возникает вопрос: какой из этих двух видов устойчивости является более важным с точки зрения пилотажных свойств самолета, иными словами, какую устойчивость (или неустойчивость) непосредственно ощущает летчик, управляющий самолетом?»

¹ М. Л. Галлай, Об улучшении продольной устойчивости серийных самолетов, ТВФ № 4, 1945.

Повидимому, летчик воспринимает в какой-то степени оба вида устойчивости, поскольку реальный полет происходит почти всегда при управлении не фиксированном и не свободном, а находящемся в каком-то промежуточном, «полусвободном», состоянии. Однако следует с полной определенностью сказать, что в противоположность господствовавшим еще недавно представлениям, устойчивость со свободным управлением оказывает на пилотажные свойства самолета гораздо большее влияние, чем устойчивость с фиксированным управлением».

Важность обеспечения надлежащей степени устойчивости со свободным управлением можно иллюстрировать следующим примером:

«...одноместный одномоторный истребитель, низкоплан, обладал недостаточной продольной устойчивостью, затрудняющей пилотирование. После того как удалось изменить его характеристики устойчивости по усилиям, т. е. со свободным управлением, поведение самолета в полете существенно изменилось: он стал устойчиво сохранять заданный режим полета, полностью исчезла наблюдавшаяся ранее тенденция к самопроизвольному выходу на критические углы атаки, летчики стали уверенно «чувствовать» управление самолетом. При этом характеристики устойчивости по отклонениям, т. е. с фиксированным управлением, остались, естественно, неизменными.

Наиболее простым способом улучшения продольной устойчивости самолета со свободным управлением является так называемое «включение пружины в систему управления рулем высоты». Применение данного способа не требует ни малейших переделок конструкции самолета и не связано с какой-либо ломкой налаженного серийного производства.

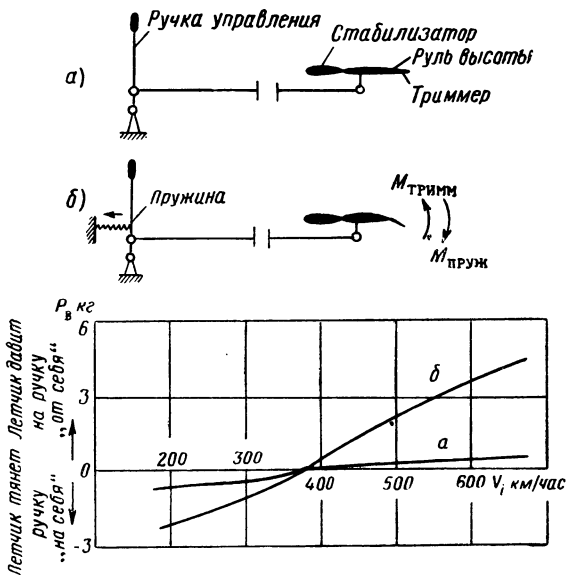
Сущность действия данного устройства чрезвычайно проста и заключается в следующем. Предположим, что изображенная на фиг. 51 система управления рулем высоты находится в равновесии. Это означает, что на данном режиме полета самолет сбалансирован и все шарнирные моменты, действующие на руль высоты (аэродинамический момент руля и его триммера, весовой момент руля), взаимно уничтожают друг друга. При этом самолет обладает какой-то степенью устойчивости со свободным управлением.

Включая в систему управления пружину так, как это показано на фиг. 51, мы прикладываем к рулю высоты некоторый новый шарнирный момент, стремящийся отклонить руль вниз. Для того чтобы с включенной пружиной самолет остался сбалансированным на том же режиме полета, что и без пружины, необходимо противопоставить ее действию противодействие равного по величине, но обратного по направлению момента от дополнительного отклонения триммера вниз (см. фиг. 51).

Итак, при полете на режиме балансировки оба указанных момента равны по абсолютной величине и взаимно уравнивают друг друга. Стоит, однако, вследствие какой-либо внешней причины измениться скорости полета, как аэродинамический шарнирный

момент от отклоненного вниз триммера изменится пропорционально квадрату скорости, в то время как момент от пружины останется, естественно, без изменения. Равновесие системы управления нарушится, и возникнет некоторый дополнительный результирующий момент, стремящийся отклонить руль высоты в сторону парирования внешнего возмущения.

Таким образом, совместное действие пружины и дополнительно отклоненного вниз триммера оказывается стабилизирующим фактором, увеличивающим продольную устойчивость со свободным



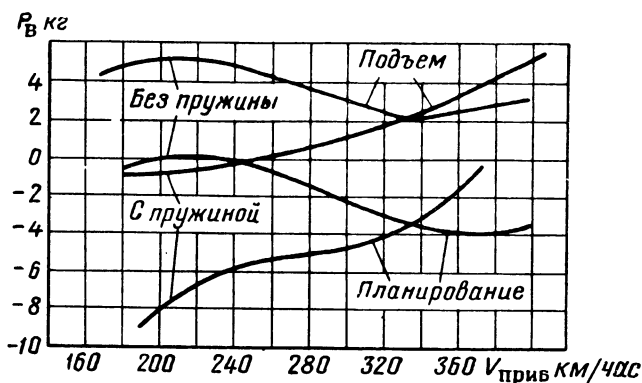
Фиг. 51. Схема действия пружины в системе управления рулем высоты.

управлением. Включение пружины, подобранной соответствующим образом, может даже изменить знак устойчивости подобно тому, как это показано на фиг. 52.

Не следует понимать сказанное в том смысле, что любой самолет при любом режиме полета при наличии пружины в системе управления будет устойчив, а без нее — неустойчив. Совместное действие пружины и триммера является лишь одним из многих факторов, влияющих на устойчивость самолета. Бесспорно, однако, что при всех прочих равных условиях (центровка, конструктивные параметры хвостового оперения, режим работы двигателя, скорость полета и др.) включение пружины увеличивает градиент усилий на ручке по скорости полета и, следовательно, устойчивость со свободным управлением.

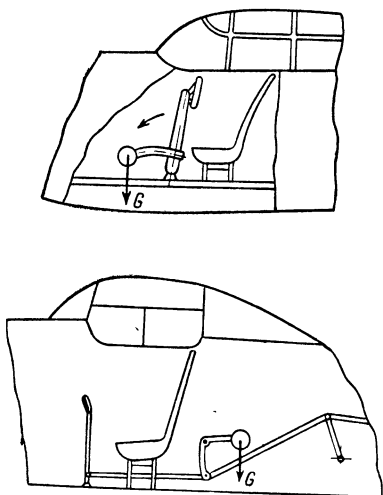
Устойчивость с фиксированным управлением при этом, естественно, остается без изменения.

Само выражение «включение пружины в систему управления рулем высоты», строго говоря, не совсем точно, так как лишь частично выражает физический смысл явлений, сопутствующих



Фиг. 52. Балансировочные кривые самолета при включении пружины в систему управления и без нее.

применению данного способа. В действительности сущность заключается не в одной только пружине, а в совместном действии двух моментов: момента от пружины, не связанного со скоростью, и аэродинамического момента (от дополнительного отклонения триммера), изменяющегося пропорционально квадрату скорости. О последнем обычно не упоминают, ибо данное отклонение не требует никаких специальных устройств и создается летчиком совершенно бессознательно при балансировке самолета на той или иной скорости.



Фиг. 53. Схемы включения контрбалансира в систему управления рулем высоты.

Часто вместо пружины применяют так называемый контрбалансир — специально подобранный груз, включаемый в систему управления рулем высоты на некотором плече таким образом, чтобы весовой момент контрбалансира действовал в том же направлении, что и упругий момент пружины, т. е. стремился бы отклонить руль высоты вниз. На фиг. 53 показаны примерные схемы

включения контрбалансира в систему управления. Выбор той или иной схемы диктуется обычно конструктивными соображениями, в частности, удобством размещения контрбалансира в том или ином месте самолета. Единственное, что при этом необходимо учи-

тывать — это недопустимость включения контрбалансир вблизи самого руля высоты, так как при этом жесткость участка управления, заключенного между ними, оказывается весьма большой и возникает возможность колебаний контрбалансир и хвостового оперения как единой системы, причем критическая скорость флаттера такой системы будет сильно занижена вследствие того, что контрбалансир в значительной степени сведет на нет весовую балансировку руля высоты. При расположении контрбалансир достаточно далеко от руля (желательно как можно ближе к ручке управления) опасность ухудшения антивибрационных свойств самолета устранилась полностью, так как упругость системы управления исключает возможность совместных колебаний руля и контрбалансир. В практике ни у одного самолета, для улучшения пилотажных свойств которого был применен контрбалансир, не наблюдалось снижения критической скорости флаттера.

Действие включенного в систему управления контрбалансир в прямолинейном полете ничем не отличается от действия пружины или амортизатора и вызывает точно такое же увеличение продольной устойчивости со свободным управлением. Но в отличие от пружины контрбалансир реагирует не только на изменение скорости, но и на изменение перегрузки. Предположим, что система управления с включенным в нее контрбалансиром уравновешена при какой-то скорости прямолинейного полета. При возникновении перегрузки момент от контрбалансир увеличится пропорционально величине перегрузки, в результате чего равновесие системы управления будет нарушено и на ручке управления возникнут усилия, направленные на парирование перегрузки.

У многих самолетов, даже обладающих в прямолинейном полете положительной устойчивостью, в криволинейном полете (вираж, выход из пикирования и др.) возникают обратные усилия на управлении, стремящиеся еще больше увеличить перегрузку и таким образом перевести самолет в область еще больших углов атаки. Это явление может быть полностью устранено при помощи установки контрбалансир»¹.

¹ М. Л. Галлай, Об улучшении продольной устойчивости серийных самолетов, ТВФ № 4, 1945.

Глава VI

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

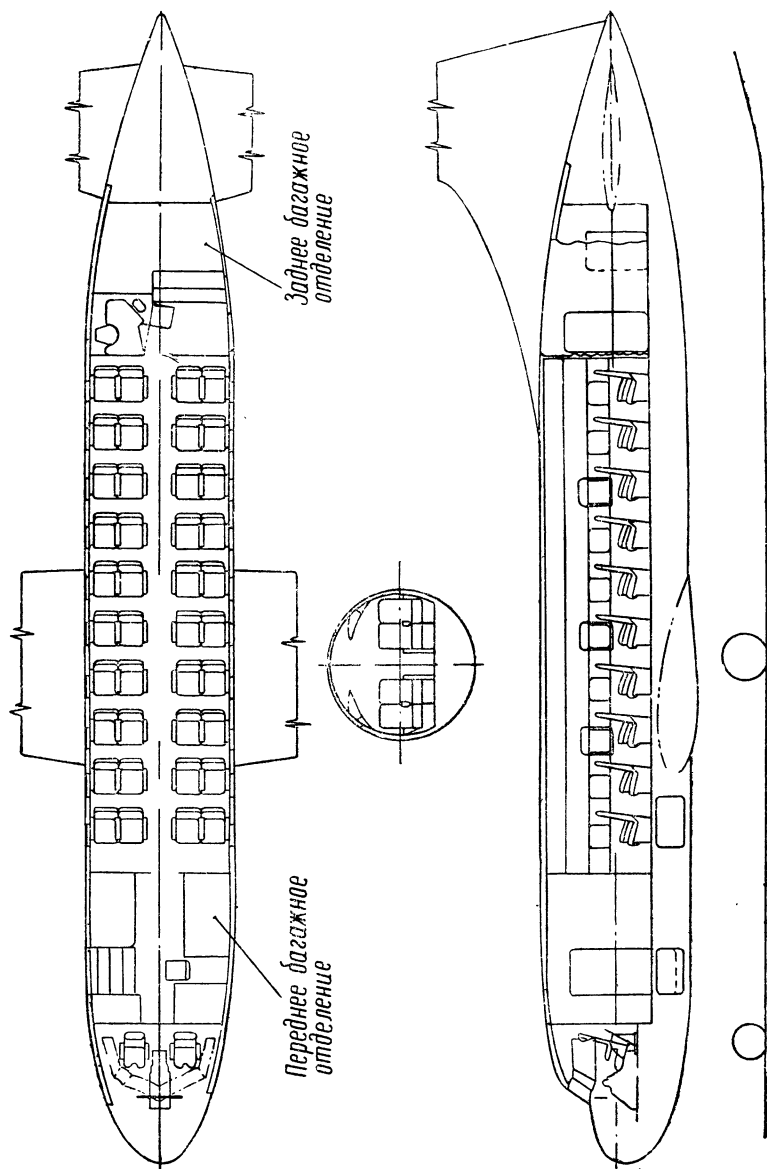
Для обеспечения безопасности полетов грузы на самолете размещаются таким образом, чтобы центр тяжести его всегда находился в установленном диапазоне центровок.

Положение центра тяжести впереди допустимого переднего предела вызывает необходимость значительного отклонения триммеров руля высоты. Такое отклонение триммеров осложняет управление самолетом на взлете и при посадке. Положение центра тяжести за задним пределом центровок ухудшает продольную статическую устойчивость и вызывает тенденцию самолета стать нейтральным в отношении этой продольной устойчивости, что затрудняет пилотирование самолета.

Чрезмерно большие отклонения за пределы допустимых центровок могут привести к аварийным посадкам или к катастрофам в воздухе. Вследствие этого инженерам и техникам-эксплуатационникам приходится производить расчеты центровок. С появлением реактивной техники объем подобной работы значительно возрос, поскольку многие грузы, вес которых изменяется в полете, часто размещаются на сравнительно большом расстоянии от центра тяжести самолета.

Боевые самолеты с поршневыми двигателями имели крылья с толстым профилем, в которых обычно размещали топливные баки, что позволяло размещать остальные грузы также вблизи центра тяжести самолета. У таких самолетов как при различной загрузке, так и во время всего полета центровка сохранялась в допустимом диапазоне и, следовательно, редко возникала необходимость в ее определении.

На пассажирских самолетах, типовая компоновка которых представлена на фиг. 54, обычно предусматривают два багажных отделения. С целью уменьшения влияния загрузки различного количества багажа на центровку для багажных отделений отводят объемы в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, т. е. симметрично относительно центра тяжести самолета. По условиям компоновки багажные отделения часто оказываются на значительном расстоя-



Фиг. 54. Типовая компоновка пассажирского самолета.

нии от центра тяжести самолета, что и вынуждает эксплуатационников производить расчеты центровок при нетиповой загрузке самолетов.

На грузовых самолетах и реактивных бомбардировщиках в связи с большим разномом по оси самолета перевозимых грузов и заливаемого топлива разбежка центровок также получается значительной. Например, при неправильном размещении коммерческого груза на грузовом самолете она может оказаться непозволительно передней: $4 \div 5\%$ САХ или недопустимо задней: $45 \div 50\%$ САХ. То же может произойти на реактивных бомбардировщиках, большая часть топлива у которых находится в фюзеляже. При неправильной заправке самолета или неправильном расходе топлива центровка может оказаться еще худшей. Диапазон же допустимых центровок, требуемый условиями наилучшей устойчивости и управляемости, лежит в малых пределах и редко превышает $7 \div 8\%$ САХ.

Вследствие всего этого появляется необходимость в подсчетах центровки при эксплуатации всех классов самолетов. Поэтому эксплуатационникам необходим простой и надежный метод расчета, с помощью которого можно было бы не только быстро определить центровку самолета, но и легко найти правильное размещение грузов.

При проектировании самолета положение его центра тяжести, как мы видели выше, определяют аналитическим путем. Этот метод в своей основе элементарно прост, но чрезмерно громоздок, связан с действиями над числами большого порядка и, следовательно, требует затраты большого количества времени. Кроме того, ошибку, если она допущена, быстро обнаружить не удастся. Проверка расчета, произведенного этим методом, требует почти столько же времени, сколько требуется для его составления. Все это делает этот метод не пригодным для расчетов в период эксплуатации.

В последнее время разработан ряд эксплуатационных методов, некоторые из которых позволяют довольно быстро и достаточно точно определить центровку или найти правильное распределение грузов, обеспечивающее самолету необходимую центровку. В данном разделе мы рассмотрим наиболее интересные из них, а также методы, позволяющие найти правильную загрузку самолета без расчета центровки.

Для определения центровки при установке на самолет одного груза фирмой Юнкерс была составлена диаграмма, которая позволяет по величине груза и его местоположению на самолете находить центровку и, наоборот, задаваясь центровкой, определять местоположение груза на самолете.

Проф. В. С. Пышнов предложил видоизменить диаграмму с тем, чтобы она давала возможность определять изменение центровки самолета при загрузке нескольких грузов. Но как та, так и другая диаграммы дают приближенное значение центровки, так как они построены для одного среднего веса самолета. По этой причине

для самолетов с большим диапазоном изменения весов они непригодны.

Оригинальный графический метод предложил И. Е. Борисенко в виде номограммы для определения положения центра тяжести самолета при прибавлении, снятии и перемещении грузов. Но, стараясь совершенно исключить арифметические действия даже над двухзначными числами, он несколько усложнил предложенную номограмму. Возможно именно по этой причине его метод и не получил широкого распространения в практике.

Довольно широкое распространение получил так называемый метод индексов. Этот метод подобен аналитическому, но моменты здесь выражены в упрощенных единицах, называемых индексами. Положение центра тяжести в этом случае определяется суммированием индексов при условии, что для пустого самолета и всех грузов они заранее подсчитаны. Этот метод, как и аналитический, дает большую точность в определении центровки, но лишь для полетов с одним постоянным взлетным весом самолета, а также для постоянного веса пустого самолета. В действительности же вес пустого самолета остается неизменным непродолжительное время и меняется по мере усовершенствования и модификации самолета. Что касается взлетного веса, то как грузовым, так и боевым самолетам приходится взлетать с весьма различным весом. Кроме того, этот метод не дает ответа на вопрос о том, как правильно разместить груз на самолете, и имеет еще ряд существенных недостатков.

Автором сделана попытка разработать графо-аналитический метод центровки самолета, в котором отсутствовали бы перечисленные выше недостатки, т. е. метод, позволяющий производить точное определение центровки при любом взлетном весе и в то же время не связанный с постоянными значениями веса и центровки пустого самолета, а также позволяющий найти правильное распределение грузов и оценить влияние на центровку их перемещения на самолете.

В последнее время появилась тенденция отказаться от расчета центровок при эксплуатации самолета, поскольку эксплуатационникам, в конечном счете, требуется найти не положение центра тяжести самолета, а правильную загрузку самолета. С этой целью разрабатываются различные методы, позволяющие определять правильное распределение грузов, обеспечивающее самолету центровку в допустимом диапазоне, не прибегая при этом к расчету.

Одним из таких методов является так называемый метод критического отсека, при котором по заранее составленным загрузочным таблицам центровка самолета как бы контролируется величиной груза, помещенного в отсек, загрузка которого вызывает наибольшее отклонение центровки. Эти таблицы составляются таким образом, чтобы центровка самолета при всех перечисленных в ней вариантах загрузки оставалась в допустимом диапазоне. Расчет этих таблиц связан с весом и центровкой пустого

самолета и, в случае их изменения, требуется производить пересчет таблиц.

В настоящей работе предлагается графический метод определения загрузки пассажирского самолета. В этом случае по заранее построенному графику определяется максимально допустимое количество груза при различном запасе топлива и правильное его распределение на самолете. Центровка же самолета остается строго постоянной для самых разнообразных вариантов загрузки самолета.

Одни из перечисленных методов более универсальны и применимы для самолетов различных назначений, применение других более ограничено и они пригодны лишь для пассажирских самолетов. Но почти все они требуют подготовки исходного материала в виде расчетов индексов, различных графиков, номограмм и таблиц для каждого конкретного самолета, поскольку они связаны с размерами последнего, а также с величиной и характером грузов. Большинство этих методов составлено для расчета центровки при загрузке самолета разнообразными, но типовыми грузами. Для решения отдельных частных задач, например, при частичном переоборудовании или ремонте самолета, можно пользоваться упрощенными расчетными формулами, позволяющими довольно быстро определить изменение центровки при снятии, установке или перемещении на самолете различных агрегатов.

Все методы, которые здесь кратко охарактеризованы, по нашему мнению, представляют практический интерес и заслуживают подробного рассмотрения.

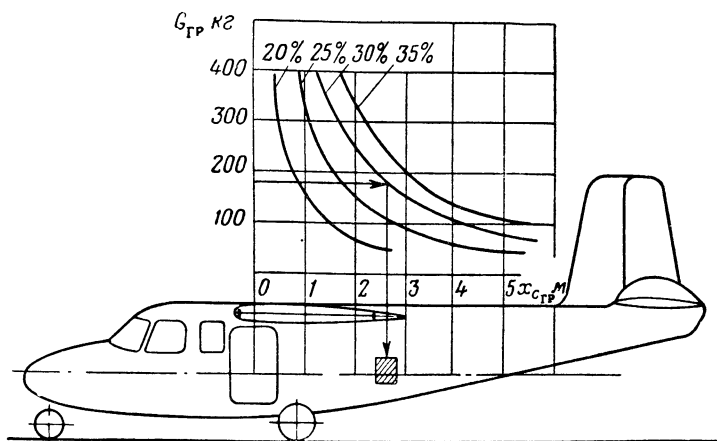
2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ДИАГРАММЫ ЮНКЕРСА

В дополнение к обычно составляемым таблицам основных вариантов загрузки транспортных самолетов фирмой Юнкерс прилагалась диаграмма, подобная приведенной на фиг. 55.

Эта диаграмма представляет собой семейство кривых в системе координат с началом в центре тяжести самолета. Каждая кривая соответствует определенной центровке, выраженной в процентах средней аэродинамической хорды крыла. По вертикальной оси нанесена шкала веса груза, по горизонтальной — положение его центра тяжести. Для наглядности там же изображен боковой вид самолета.

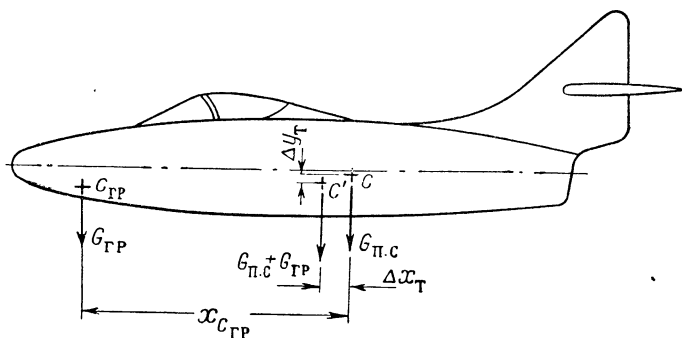
С помощью такой диаграммы можно определить положение груза, если заданы его вес и центровка самолета, или определить центровку, если заданы вес груза и координата его центра тяжести. В первом случае из точки на вертикальной шкале, соответствующей весу груза, проводим горизонталь до встречи с кривой, соответствующей заданной центровке, и, опустив из точки пересечения вертикаль, находим положение груза на самолете. Во втором случае из точек, соответствующих весу и положению груза, проводим горизонтальную и вертикальную линии и в точке их пересечения получаем значение центровки при данной загрузке самолета.

Такую диаграмму можно без труда построить для любого самолета, исходя из следующего положения. При погрузке на самолет



Фиг. 55. Диаграмма Юнкера для расчета центровки.

груза $G_{гр}$ центр тяжести самолета смещается на величину Δx_T (Фиг. 56), и центровка изменяется. Значение ее изменения легко



Фиг. 56. Смещение центра тяжести при загрузке самолета.

определится из уравнения моментов вокруг начального центра тяжести

$$G_{гр}x_{сгр} - (G_{п.с} + G_{гр})\Delta x_T = 0,$$

где $G_{п.с}$ — вес пустого самолета.

Из последнего уравнения

$$\Delta x_T = \frac{G_{гр}x_{сгр}}{G_{п.с} + G_{гр}}. \quad (57)$$

Поделив правую и левую части уравнения на величину средней аэродинамической хорды и умножив на 100, получим изменение центровки по продольной оси

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{G_{гр} x_{сгр}}{(G_{п.с} + G_{гр}) b_A} 100. \quad (58)$$

Изменение центровки самолета по высоте находится аналогично

$$\begin{aligned} G_{гр} y_{гр} - (G_{п.с} + G_{гр}) \Delta y_T &= 0; \\ \Delta y_T &= \frac{G_{гр} y_{гр}}{G_{п.с} + G_{гр}}; \\ \Delta \bar{y}_T &= \frac{G_{гр} y_{гр}}{(G_{п.с} + G_{гр}) b_A} 100. \end{aligned} \quad (59)$$

При построении кривых диаграммы Юнкера поступают следующим образом: вес $G_{п.с}$ и центровка $\bar{x}_{T п.с}$ пустого самолета (без груза) известны. Задаются несколькими значениями полетной центровки \bar{x}_T в пределах ее допустимого диапазона и определяют смещение центра тяжести

$$\Delta x_T = \frac{\bar{x}_T - \bar{x}_{T п.с}}{100} b_A, \quad (60)$$

затем из уравнения (57) находят координату центра тяжести груза

$$x_{сгр} = \Delta x_T \left(\frac{G_{п.с}}{G_{гр}} - 1 \right) \quad (61)$$

для нескольких значений его веса и строят кривую, соответствующую принятой при этом центровке. Расчет удобно вести в таблице по форме, приведенной в табл. 9.

Т а б л и ц а 9

Расчет кривых для построения диаграммы Юнкера

$G_{гр}$	$\bar{x}_T = 20\% \text{ САХ}$		$\bar{x}_T = 25\% \text{ САХ}$		$\bar{x}_T = 30\% \text{ САХ}$	
	Δx_T по уравнению (60)	$x_{гр}$ по уравнению (61)	Δx_T по уравнению (60)	$x_{гр}$ по уравнению (61)	Δx_T по уравнению (60)	$x_{гр}$ по уравнению (61)
100						
200						
300						
400						
...						
...						

Диаграмма Юнкера для определения центровки самолета проста и удобна, но применима лишь для легких самолетов, перевозящих один груз или несколько небольших грузов, загружаемых в одно место, вследствие чего можно принимать один общий центр тяжести всех грузов.

3. ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ДИАГРАММЫ ПРОФ. В. С. ПЫШНОВА

Метод Юнкера, как было сказано выше, применим в основном для определения центровки при загрузке самолета одним грузом. Проф. В. С. Пышнов предложил видоизмененную диаграмму, которая позволяет приближенно определять центровку самолета при загрузке его несколькими грузами. Как известно, величина смещения центра тяжести при загрузке самолета несколькими грузами определяется уравнениями

$$\begin{aligned} \Delta x &= \frac{G_{гр1} x_{с_{гр1}} + G_{гр2} x_{с_{гр2}} + \dots + G_{грn} x_{с_{грn}}}{G_{п.с} + G_{гр1} + G_{гр2} + \dots + G_{грn}} = \\ &= x_{с_{гр1}} \frac{G_{гр1}}{G} + x_{с_{гр2}} \frac{G_{гр2}}{G} + \dots \end{aligned}$$

$$\Delta y = \frac{G_{гр1} y_{гр1} + G_{гр2} y_{с_{гр2}} + \dots + G_{грn} y_{с_{грn}}}{G_{п.с} + G_{гр1} + G_{гр2} + \dots + G_{грn}} = y_{с_{гр1}} \frac{G_{гр1}}{G} + y_{с_{гр2}} \frac{G_{гр2}}{G}.$$

От загрузки каждого последующего груза центровка изменяется на величину

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{G_{гр} x_{с_{гр}}}{(G_{п.с} + G_{гр}) b_A} 100. \quad (58)$$

Здесь $x_{с_{гр}}$ — расстояние центра тяжести груза от центра тяжести самолета и $G_{п.с} + G_{гр} = G$ — вес самолета с учетом загружаемого груза, — есть величины переменные. Они изменяются при загрузке каждого последующего груза и тем затрудняют построение диаграммы. Но для самолетов, у которых при загрузке центровка смещается не более чем на $\pm 8 \div \pm 10\%$, а средний вес самолета отличается от его крайних значений не более чем на 10% , можно сделать следующие допущения:

1) Принять постоянное положение центра тяжести самолета, соответствующее наилучшей полетной центровке, и выбрать систему координат с началом в этом центре тяжести.

2) Вместо истинного веса самолета $G_{п.с} + G_{гр}$ брать некоторый средний вес $G_{ср}$.

Это позволит сделать некоторые упрощения, а именно: определять изменение центровки от загрузки несколькими грузами как алгебраическую сумму изменений центровки от загрузки каждым грузом в отдельности, причем подсчет изменения центровки от каждого груза нужно вести независимо от изменения центровки, вызываемого другими грузами. Найденное таким образом прибли-

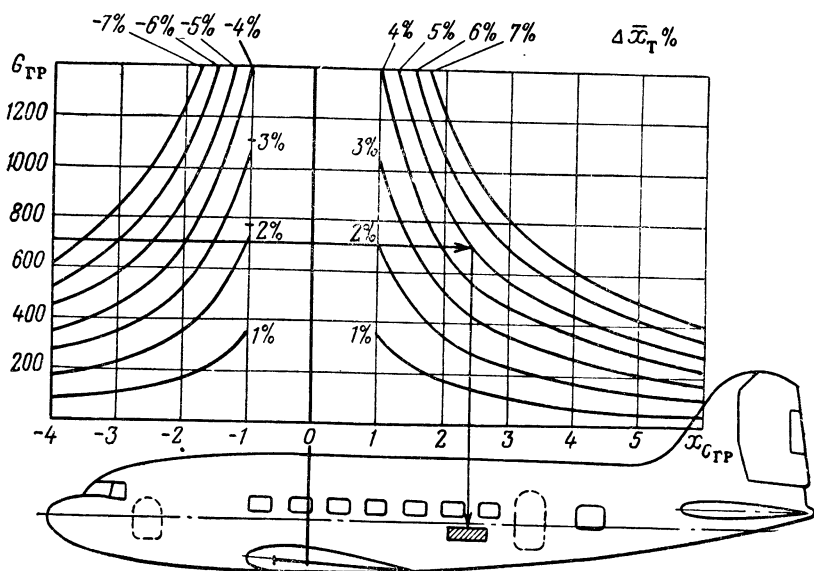
женное значение центровки будет находиться в допустимом диапазоне

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{G_{гр1} x_{сгр1}}{G_{ср} b_A} 100 + \frac{G_{гр2} x_{сгр2}}{G_{ср} b_A} 100 + \dots + \frac{G_{грn} x_{сгрn}}{G_{ср} b_A} 100.$$

Величины $G_{гр1} x_{сгр1}$; $G_{гр2} x_{сгр2}$ и т. д. являются моментами груза относительно центра тяжести самолета со средней центровкой. Величина $0,01 G_{ср} b_A$ — является постоянной величиной для данного самолета и ее можно рассматривать как масштаб. Тогда

$$\Delta \bar{x}_T \% = \Delta \bar{x}_{T1} + \Delta \bar{x}_{T2} + \Delta \bar{x}_{T3} + \dots + \Delta \bar{x}_{Tn}.$$

Изменение центровки $\Delta \bar{x}_T$ от загрузки каждого груза определяется по графику, по горизонтальной шкале которого, как и в предыдущем случае, откладывается расстояние от центра тяжести самолета (при выбранной центровке) до центра тяжести загружаемого груза, а по вертикальной шкале — вес груза (фиг. 57).



Фиг. 57. Первая диаграмма В. С. Пышнова для приближенного расчета изменения центровки.

Кривые на диаграмме, соответствующие величине изменения центровки строятся с помощью уравнений.

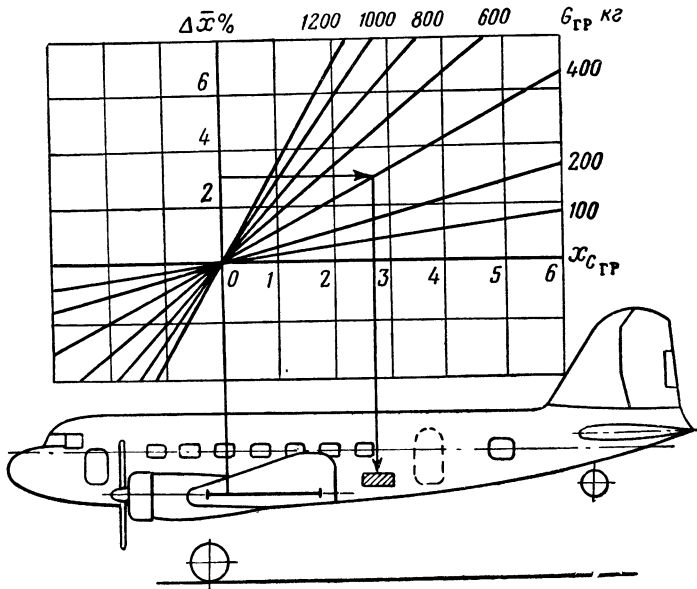
Задаются $\Delta \bar{x}_T$; тогда

$$\begin{aligned} \Delta \bar{x}_T &= \frac{G_{гр1} x_{сгр1} + G_{гр2} \cdot x_{сгр2} + \dots + G_{грn} x_{сгрn}}{0,01 G_{ср} b_A} = \\ &= \Delta \bar{x}_{T1} + \Delta \bar{x}_{T2} + \dots + \Delta \bar{x}_{Tn}; \end{aligned}$$

$$\bar{\Delta x}_{\tau n} = \frac{G_{\text{гр} n} x_{c_{\text{гр} n}}}{0,01 G_{\text{ср}} b_{\Delta}};$$

$$x_{\text{гр} n} = \frac{0,01 G_{\text{ср}} b_{\Delta} \bar{\Delta x}_{\tau n}}{G_{\text{гр} n}}.$$

Далее задаются величиной груза $G_{\text{гр} n}$ и получают расстояния $x_{c_{\text{гр} n}}$ и затем строят кривые. Этот расчет удобно вести в таблице, составленной по типу табл. 9. То же самое можно проделать для расчета изменения центровки самолета по высоте, повернув



Фиг. 58. Вторая диаграмма В. С. Пышнова для приближенного расчета изменения центровки.

при этом оси координат на 90° , но практической необходимости в этом нет.

Построенная таким образом диаграмма (см. фиг. 57) очень проста; пользуясь ею, можно быстро определять приближенное значение центровки самолета при загрузке несколькими грузами. Делают это так: по одной шкале берут вес груза, по другой — местоположение его на самолете и, интерполируя, между кривыми находят величину изменения центровки, вызываемого загрузкой рассматриваемого груза. То же самое повторяется для каждого последующего груза. Окончательная центровка самолета определится как алгебраическая сумма исходной центровки незагруженного самолета и всех найденных по диаграмме изменений.

Ту же диаграмму можно построить несколько иначе — искомую величину изменения центровки отложить по оси ординат, по оси

абсцисс, как и прежде, — положение груза, вес же его при построении принять за известный параметр. Диаграмма в этом случае будет представлять собой пучок прямых линий, проходящих через начало координат. Для построения каждой прямой поэтому достаточно найти одну точку с координатами $x_{с.гр}$ и Δx_t . Задаваясь параметром $G_{гр}$ и одной из координат этой точки, легко найти вторую. Построенная таким образом диаграмма приведена на фиг. 58.

Диаграммы, предложенные проф. В. С. Пышновым для приближенного расчета центровки самолета, просты и доступны. По ним с практически достаточной степенью точности можно определять центровку легких и средних грузовых самолетов. Они также применимы для приближенного расчета центровки пассажирских и даже боевых самолетов. Но для последних, как мы увидим ниже, теперь разработаны более совершенные методы.

4. МЕТОД ИНДЕКСОВ

Широкое применение на авиационных линиях стран Европы и Америки получил эксплуатационный метод определения центровки самолетов с помощью так называемых индексов. В своей основе метод индексов мало отличается от известного аналитического метода, но дает возможность построить такие графики, по которым определение центра тяжести самолета сводится к простому арифметическому сложению. Существует также центровочная линейка, построенная по тому же принципу, что и графики.

Индексом I названа величина момента, выраженная в упрощенных единицах:

$$I = \frac{G_{гр} x_{гр}}{G}, \quad (62)$$

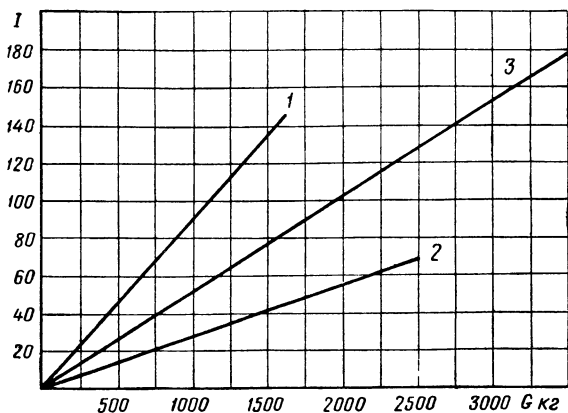
где переменными являются вес $G_{гр}$ и координата $x_{гр}$ грузов, а за постоянную величину принимают максимальный взлетный вес самолета G .

За индекс иногда принимают величину момента, поделенную на 100 $\left(I = \frac{G_{гр} x_{гр}}{100} \right)$. В остальном ход решения остается тем же.

Все грузы, загружаемые на самолет, имеют свой индекс; следовательно, задача сводится к их предварительному определению. С этой целью грузы, перевозимые на самолете, подразделяются на постоянные и переменные. К постоянным относят грузы, имеющие неизменный вес и постоянный центр тяжести на самолете. К переменным относят грузы, вес и координаты центров тяжести которых в различных полетах или в течение одного полета изменяются.

Для постоянных грузов, составляющих вместе с пустым самолетом так называемый неизменный вес, заранее подсчитывают значения индексов и сводят их в таблицу, которую вместе с номограммой включают в инструкцию или иную техническую документацию самолета. К неизменному весу пассажирского самолета относят: вес пустого самолета, вес экипажа, запас буфета, вес

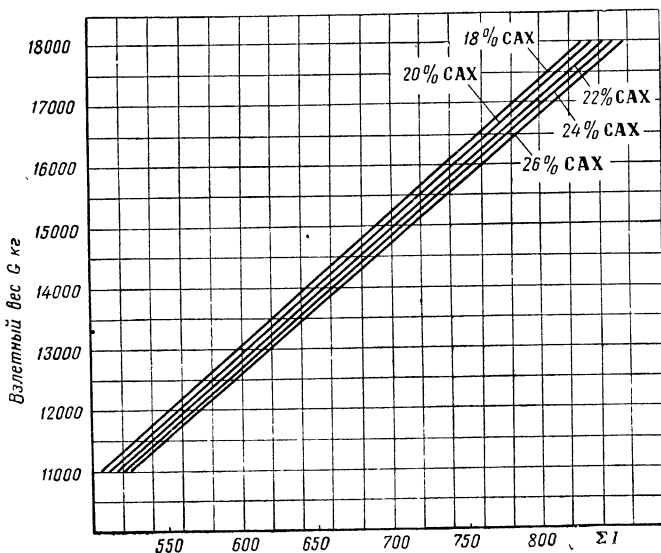
служебного груза. К переменной нагрузке относят: веса топлива, масла, пассажиров и багажа.



Фиг. 59. График индексов весов топлива и багажа.

1—багаж в заднем багажном отделении; 2—багаж в переднем багажном отделении; 3—топливо в баках.

Для определения индексов переменной нагрузки заранее составляют номограмму или графики, подобные графику, приведенному



Фиг. 60. График центровок.

на фиг. 59. Положение центра тяжести самолета определяется с помощью графика центровок (фиг. 60) по суммарному индексу.

Последний находится в результате суммирования индексов, соответствующих всем видам нагрузки.

Графики и номограммы при использовании этого метода бывают самые разнообразные и иногда довольно сложные, причем чрезмерное их загромождение не всегда оправдывается необходимостью. Например, иногда включают в номограмму или составляют график для определения индекса каждого пассажира, в то время как соответствующей таблицей пользоваться проще.

Ниже будут рассмотрены простейшие из существующих графиков.

График для определения индексов (см. фиг. 59) просчитывается по уравнению (62). С помощью этого же уравнения вычисляются индексы неизменных грузов, заносимые в таблицы. Для построения графика центровок (фиг. 60) нетрудно составить уравнение

$$x_r = \frac{G_{\max} \sum I - G x_b}{0,01 G b_A}, \quad (63)$$

где $\sum I$ — сумма индексов;

G_{\max} — максимальный вес самолета, для которого были подсчитаны значения индексов грузов;

x_b — расстояние от начала координат до начала средней аэродинамической хорды.

На этот график обычно наносят прямые, соответствующие центровкам, лежащим в допустимом диапазоне. Если при каком-либо размещении грузов полученная сумма индексов такова, что соответствующий ей центр тяжести не находится в границах линий, нанесенных на графике, а в то же время необходимо знать полученную центровку, то можно воспользоваться уравнением (63).

Определение центровки самолета методом индексов сводится к следующему.

1) Зная необходимый запас топлива, определяют возможное число пассажиров и вес багажа или наоборот, зная вес коммерческой нагрузки, определяют возможный запас топлива, исходя из максимально допустимого веса самолета. Иногда для этой цели составляют график.

2) Выписывают из таблицы веса и индексы грузов, относящихся к неизменному весу самолета.

3) По графикам определяют индексы для переменной нагрузки, предварительно наметив ее размещение.

4) Подсчитывают суммарный индекс и полетный вес самолета и затем по графику центровок находят положение центра тяжести самолета.

Если первоначально принятое расположение грузов не привело к желаемому результату, т. е. полученная центровка оказалась недопустимой, то изменяют расположение грузов, вновь определяют индексы переменной нагрузки и по их сумме находят новую центровку самолета.

С помощью рассматриваемого метода можно находить центр тяжести как пассажирских, так и грузовых самолетов, причем в

первом случае графики получаются значительно проще, чем во втором.

Для иллюстрации на примерах этого и последующих эксплуатационных методов выберем гипотетический пассажирский самолет со следующими произвольными данными, необходимыми нам для решения различных задач.

1. Экипаж 6 чел.
2. Число пассажиров на самолете 28 "
3. Число пассажиров в одном ряду 4 "
4. Максимальный запас топлива 3 500 кг
5. Максимальный взлетный вес самолета 17 000 "
6. Вес пустого самолета 10 500 "
7. Диапазон допустимых центровок $17 \div 27\%$ САХ
8. Взлетная центровка самолета (шасси убрано) 22% САХ
9. Величина САХ 3,5 м
10. Размер от начала координат до начала средней аэродинамической хорды x_b 7,2 м
11. Координата центра тяжести пассажиров в первом ряду кресел 6,5 м
12. Координата центра тяжести пассажиров в последнем ряду кресел 12,5 м
13. Координата центра тяжести багажа в заднем багажном отделении 15,5 м
14. Координата центра тяжести багажа в переднем багажном отделении 4,7 м
15. Координата центра тяжести топлива 8,6 м
16. Вес и координаты центра тяжести постоянных грузов даны в табл. 10
17. На самолете имеется два багажных отделения — спереди и сзади пассажирской кабины.

Для определения центровки данного самолета методом индексов составлен необходимый материал в виде табл. 10 и 11 и графиков (см. фиг. 59 и 60), с помощью которых и решим предлагаемую задачу.

Т а б л и ц а 10

Индексы неизменных весов

№ по пор.	Наименование	Вес в кг	Координата см	Индекс см
1	Летчики 2 чел.	160	150	1,4
2	Штурман 1 чел.	80	350	1,7
3	Радист 1 чел.	80	350	1,7
4	Бортмеханик 1 чел.	80	450	2,1
5	Бортпроводник 1 чел.	80	1300	6,1
6	Запас буфета	60	1300	4,6
7	Служебный груз	100	500	3,0
8	Пустой самолет	10 500	760	469,4
Неизменный вес самолета		11 140	—	490,0

Индексы пассажиров

Таблица 11

№ по пор.	Наименование	Для одного пассажира	Для двух пассажиров	Для трех пассажиров	Для четырех пассажиров
1	Пассажиры в первом ряду	3,1	6,2	9,3	12,4
2	Пассажиры во втором ряду	3,5	7,0	10,5	14,0
3	Пассажиры в третьем ряду	4,0	8,0	12,0	16,0
4	Пассажиры в четвертом ряду	4,5	9,0	13,5	18,0
5	Пассажиры в пятом ряду	4,9	9,8	14,7	19,6
6	Пассажиры в шестом ряду	5,4	10,8	16,2	21,6
7	Пассажиры в седьмом ряду	5,9	11,8	17,7	23,6
Всего для 28 пассажиров					125,2

Пример. Самолет отправляется в полет с экипажем 6 чел., с полным комплектом служебного груза, с запасом топлива 3000 кг и с числом пассажиров—24 чел. Требуется определить возможный вес багажа и его размещение на самолете.

1) Определим общий возможный вес багажа, для чего подсчитаем вес самолета с учетом веса остальной нагрузки:

Неизменный вес самолета	11 140 кг
Топливо	3 000 "
Масло	200 "
Пассажиры 24 чел.	1 920 "
Итого . . .	16 260 кг

Вес багажа $G_6 = 17\,000 - 16\,260 = 740$ кг.

2) Предварительно намечаем размещение багажа по отделениям:
 в переднее багажное отделение 400 кг
 в заднее багажное отделение 340 "

3) Определяем сумму индексов (см. табл. 12).

По графику (см. фиг. 60) находим центровку самолета, соответствующую полученным весу самолета и сумме индексов. Она оказывается равной 24,4% САХ. Для данного самолета, как мы условились, наилучшей взлетной центровкой является 22% САХ. Чтобы ее получить, следует часть багажа перенести из заднего багажника в передний. Перенесем 120 кг; тогда найдем индекс багажа по графику, приведенному на фиг. 59: багаж в переднем отделении $G_{п.6} = 520$ кг; $I = 14$; багаж в заднем отделении $G_{з.6} = 220$ кг; $I = 20$.

Сумма индексов с таким размещением багажа будет равна $\Sigma I = 796$, а соответствующая ей центровка по графику (см. фиг. 60) будет равна

$$x_T = 22\% \text{ САХ.}$$

Таблица 12

№ по пор.	Наименование	<i>G</i> кг	<i>I</i> см	Примечание
1	Неизменный вес самолета	11 140	490,0	Из табл. 10
2	Топливо	3 000	150,7	По графику (фиг. 59)
3	Масло	200	8,5	—
4	Пассажиры 24 чел. (в креслах со второго до седьмого ряда)	1 920	112,8	Из табл. 11
5	Багаж в переднем отделении	400	11,0	По графику (фиг. 59)
6	Багаж в заднем отделении	340	32,0	По графику (фиг. 59)
Итого:		17 000	805,0	—

Изучение метода индексов позволяет сделать следующий вывод: метод является далеко не совершенным, поскольку имеет много существенных недостатков. Главные из них следующие:

1) Определение центровки самолета является точным только для тех случаев, когда самолет взлетает с максимальным весом, так как величина индекса подсчитывается именно для этого значения. В практике же самолет взлетает не всегда с одним и тем же постоянным весом.

2) Подготовительный материал (номограммы и таблицы) составляются для одного постоянного веса пустого самолета; когда же вес или центровка пустого самолета изменяются, приходится вносить соответствующие изменения в составленные таблицы, графики и номограммы.

3) Методом индексов невозможно воспользоваться для нахождения правильного распределения грузов, если первоначально намеченное расположение в отношении центровки самолета оказалось неудачным.

4) Подбор необходимой центровки самолета этим методом требует затраты значительного времени и довольно высокой квалификации.

5) Графики или номограммы, применяемые в методе индексов, не позволяют оценить влияние на центровку различных перемещений грузов и агрегатов на самолете.

6) Метод индексов удобен лишь для расчета центровок транспортных самолетов при загрузке их малым количеством крупных грузов.

5. ГРАФО-АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА (МЕТОД ИНЖ. В. М. ШЕЙНИНА)

Быстрый подсчет изменения центровки самолета от прибавления, снятия или перемещения грузов затруднен тем, что полетный вес самолета не является величиной постоянной, а изменяется часто в значительных пределах. При разработке методики расчета это обстоятельство вынуждает многих авторов идти на упрощение, снижая при этом точность расчета, и принимать одно среднее или максимальное значение полетного веса для всех вариантов загрузки самолета. Такие методы как диаграммы Юнкерса и Пышнова, метод индексов и др. разработаны посредством подобного упрощения. Поэтому с их помощью возможно лишь приближенное определение центровки самолета, а точное значение получается лишь для одного частного случая.

Применяемые при эксплуатации самолетов упрощенные методы расчета центровки, в отличие от аналитического метода, позволяют находить положение центра тяжести самолета с помощью заранее составленных таблиц, графиков или номограмм. Все эти и другие вспомогательные материалы просчитываются для определенного конкретного самолета и в большей или меньшей степени связаны с его весовыми и геометрическими данными.

Наилучшими из этих методов следует считать те, у которых при прочих равных условиях вспомогательные материалы связаны с наименьшим количеством переменных характеристик самолета. Так, например, в разобранный выше методе индексов в основу положена величина (индекс), связанная с максимальным полетным весом самолета; кроме того, за постоянные величины приняты вес и центровка пустого самолета, т. е. характеристики, далеко не постоянные.

Автором сделана попытка создать такой метод, в основе которого лежала бы величина, не зависящая от характеристик, изменяющихся как в течение одного полета, так и в течение всего периода эксплуатации самолетов данной конструкции. Это, в свою очередь, позволило избежать приближенного расчета при построении графиков и, следовательно, обеспечило точное определение центровки самолета.

Задача определения центровки загруженного самолета была сведена к определению величины изменений центровки от добавления, снятия или перемещения различных грузов. Окончательная же центровка самолета получается путем последовательного учета всех загружаемых грузов и топлива. При этом совершенно очевидно, что порядок учета грузов не влияет на окончательный результат.

В основу была положена величина момента, соответствующая изменению центровки самолета на один процент от средней аэродинамической хорды крыла. Эта величина названа ценой процента и обозначается буквой C

$$C = 0,01 G b_A. \quad (64)$$

При построении графика за постоянную величину принята лишь средняя аэродинамическая хорда крыла b_A , которая для каждого данного самолета действительно является неизменной. Вес же незагруженного самолета, как и его центровка, всегда известны, — они являются исходными данными для нашего расчета.

В результате получены простейшие графики (прямые линии). С помощью их и простейшими арифметическими действиями над малыми числами можно легко и быстро определить центровку самолета, имеющего любой возможный взлетный вес при любом исходном весе пустого самолета. Можно быстро найти правильное положение грузов на самолете, а также легко оценить влияние на центровку отсутствия или перемещения каких-либо агрегатов оборудования или части постоянной нагрузки.

Рассматриваемый графо-аналитический метод является универсальным в том смысле, что, пользуясь им, можно легко определять центровку самолетов самых различных назначений как военных, так и транспортных. Исключение представляют лишь пассажирские самолеты, для которых ниже предлагается более простой метод, позволяющий определять правильное размещение грузов, не прибегая к расчету центровки самолета.

При построении графиков принято уравнение, выражающее изменение центровки самолета от прибавления или снятия груза. Оно имеет следующий общий вид:

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{Gx_T + G_{гр}x_{гр} - x_b}{b_A} 100 - \frac{Gx_T - x_b}{b_A} 100,$$

где x_b — координата носка средней аэродинамической хорды крыла относительно произвольного начала координат.

Преобразовав это выражение, получим уравнение, аналогичное уравнению (58)

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{G_{гр}(x_{гр} - x_T)}{0,01(G + G_{гр})b_A}.$$

Введем принятые ранее обозначения:

$$C = 0,01 G b_A \text{ и } x_{с_{гр}} = x_{гр} - x_T;$$

получим уравнение в окончательном виде

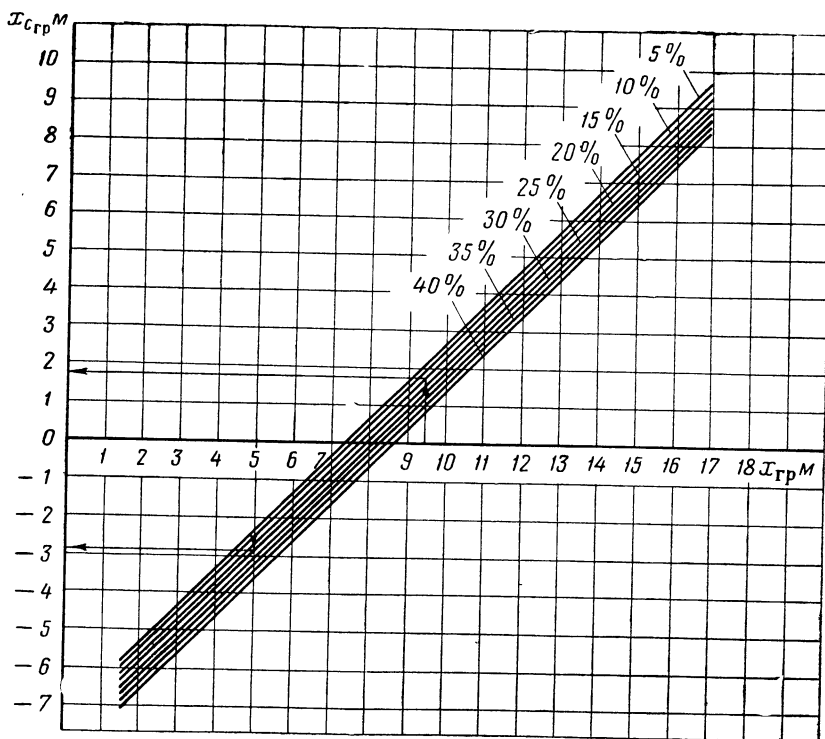
$$\Delta \bar{x}_T = \frac{G_{гр}x_{с_{гр}}}{C}. \quad (65)$$

Поскольку величина C является постоянной величиной для данного веса самолета, полученное уравнение представляет собой пучок прямых, проходящих через начало координат, для различных значений веса самолета с учетом веса загружаемого груза

$$\Delta \bar{x}_T = f(G_{гр}x_{с_{гр}}).$$

Для определения координат центров тяжести грузов относительно системы координат, совмещенной с центром тяжести самолета $x_{сгр}$ при различных центровках, построен график (фиг. 61), который условимся называть вспомогательным, в отличие от основного — центровочного графика (фиг. 62).

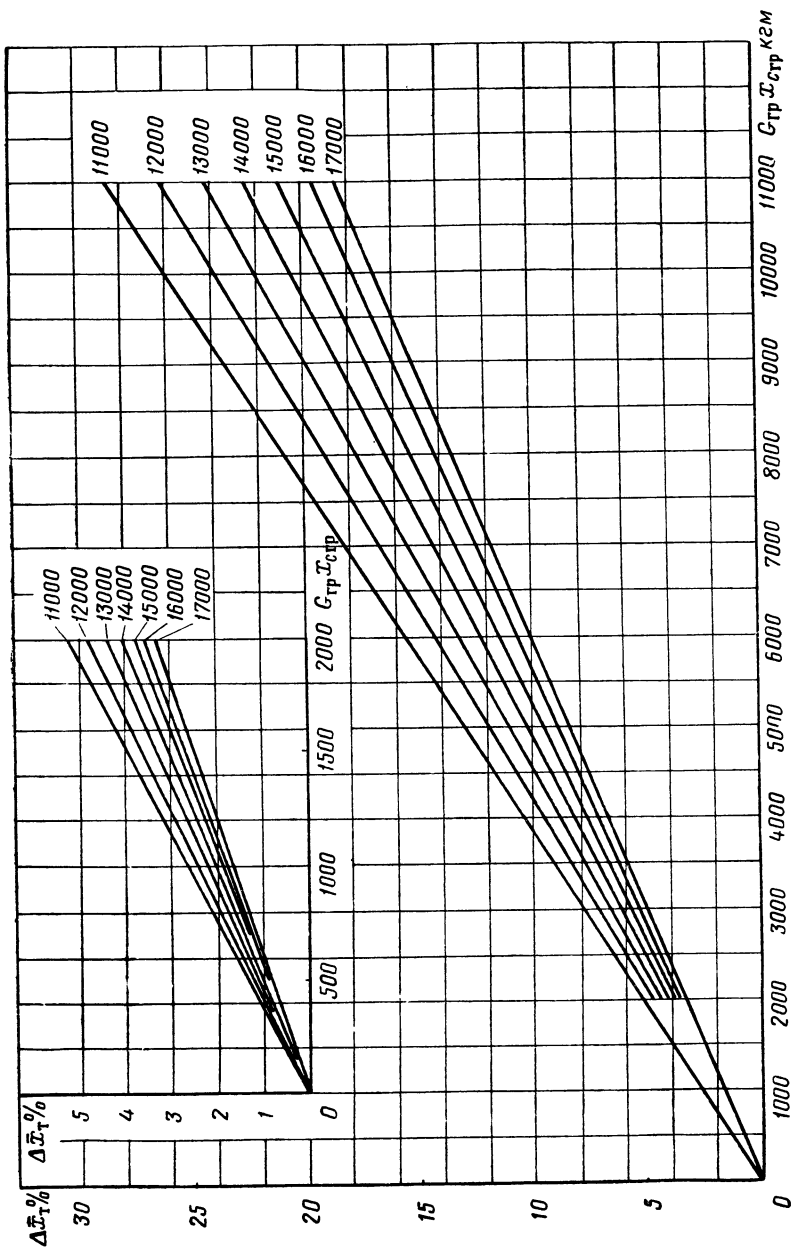
По горизонтальной оси вспомогательного графика откладываются расстояния от произвольного начала координат до центра тяжести грузов, причем длину шкалы следует ограничить крайними



Фиг. 61. Вспомогательный график.

положениями грузов на самолете. За начало координат можно принять любую точку на самолете; для грузовых самолетов его удобно совмещать с передней перегородкой грузового помещения. По вертикальной оси откладываются расстояния $x_{сгр}$ от центра тяжести грузов до центра тяжести самолета при различных центровках.

На центровочном графике по горизонтальной оси откладываются значения моментов $G_{гр}x_{сгр}$ грузов, получаемых умножением веса груза $G_{гр}$ на плечо $x_{сгр}$, определяемое по вспомогательному графику. По вертикальной оси откладываются изменения центровки $\Delta x_{т. \%}$, вызываемые погрузкой на самолет различных грузов или топлива. Для удобства пользования центровочным графиком часть



Фиг. 62. Центровочный график.

его, соответствующая малым значениям $G_{гр}x_{с гр}$, выносится в сторону и строится в увеличенном масштабе.

Построенные таким образом графики позволяют определить:

- 1) Центровку самолета при различной заправке топливом и при любом размещении грузов.
- 2) Изменение центровки самолета при перемещении в нем агрегатов, грузов, пассажиров, экипажа.
- 3) Изменение центровки самолета при сбрасывании грузов или частичной разгрузке.
- 4) На какое расстояние необходимо переместить тот или иной груз, чтобы изменить центровку самолета на данную величину.
- 5) Какой величины груз надо переместить на данное расстояние, чтобы изменить центровку самолета на заданную величину.

Определение центровки при загрузке самолета

Определение центровки самолета при его загрузке ведется в следующей последовательности:

1) Наметив предварительно размещение грузов, вес которых обычно известен, определяют координаты их центров тяжести относительно выбранного начала координат. Аналогично поступают с топливом. В соответствии с инструкцией по заправке самолета намечают баки, подлежащие заполнению, и определяют центр тяжести.

2) По вспомогательному графику для значения $x_{гр}$ и центровки x_T самолета при исходном (первоначальном) весе определяется координата центра тяжести груза относительно начала координат, совмещенного с центром тяжести самолета $x_{с гр}$, и подсчитывается момент.

3) По центровочному графику для найденного значения момента $G_{гр}x_{с гр}$ (абсцисса) и веса самолета с учетом рассматриваемого груза $G + G_{гр}$ (пучок прямых) определяется изменение центровки Δx_T , а затем и центровка самолета.

4) Для определения изменения центровки от загрузки каждого последующего груза исходной центровкой будет являться центровка, полученная в предыдущем подсчете, а исходным весом — вес, полученный в предыдущем случае, плюс вес рассматриваемого груза.

5) Окончательная центровка загруженного самолета получится путем последовательного нахождения центровки самолета после загрузки каждого груза. Суммирование найденных значений Δx_T от различных грузов одновременно в конце расчета недопустимо.

На центровочном графике нет шкалы ни для отрицательных значений моментов — $G_{гр}x_{с гр}$, ни для отрицательных значений прироста центровок — Δx_T . Определение отрицательного значения Δx_T ведется по тем же осям, но следует иметь в виду, что положительному значению $G_{гр}x_{с гр}$ соответствует положительный прирост

$\overline{\Delta x_T}$, а отрицательному значению $-G_{гр} x_{сгр}$ — соответствует отрицательное значение $-\Delta x_T$. Следовательно, если по вспомогательному графику значение $x_{сгр}$ будет отрицательным, то момент будет отрицательным и прирост центровки $\overline{\Delta x_T}$ также будет отрицательным, т. е. полученное значение Δx_T следует вычитать из исходной центровки.

Определение изменения центровки самолета при снятии грузов

При определении изменений центровки, вызываемых сбрасыванием груза, снятием агрегатов или частичной разгрузкой самолета, следует действовать в той же последовательности, как и при загрузке, с той лишь разницей, что за исходный вес, по которому выбирается наклонная прямая на центровочном графике, надо принимать вес самолета, полученный после вычитания веса сбрасываемого груза.

При определении изменения центровок при сбрасывании груза следует внимательно следить за знаками. Поскольку вес снимается, то $G_{гр}$ имеет отрицательный знак ($-G_{гр}$), следовательно, и изменение центровки также отрицательно ($-\Delta x_T$). Но если по вспомогательному графику окажется, что значение $x_{сгр}$ для сброшенного груза отрицательно ($-x_{сгр}$), тогда момент будет $(-G_{гр}) \cdot (-x_{сгр}) = G_{гр} x_{сгр}$ положителен, следовательно, и прирост Δx_T также будет положительным.

Определение величины перемещения груза для изменения центровки самолета

В случае, если предварительно выбранное расположение груза на самолете не привело к желаемой центровке, то с помощью одного центровочного графика легко определить, на какое расстояние надо переместить груз известной величины, чтобы получить то или иное изменение центровки или, наоборот, — какой величины груз следует сдвинуть на данное расстояние.

В этих случаях исходными данными являются величина необходимого изменения центровки $\overline{\Delta x_T}$ и вес загружаемого самолета. Последовательность решения данной задачи следующая:

1) На графике (см. фиг. 62) через точку на вертикальной оси, отвечающей значению $\overline{\Delta x_T}$, проводим горизонтальную линию до пересечения с наклонной, соответствующей данному весу самолета. Из точки пересечения опускаем вертикальную линию до пересечения с осью, по которой находим $G_{гр} x_{сгр}$.

2) Если необходимо найти величину перемещения груза $G_{гр}$, то она определится из выражения .

$$\Delta x_{сгр} = \frac{G_{гр} x_{сгр}}{G_{гр}} .$$

3) Если требуется найти величину груза, который необходимо переместить на данное расстояние $\Delta x_{\text{гр}}$, то она определится из выражения

$$G_{\text{гр}} = \frac{G_{\text{гр}} x_{c_{\text{гр}}}}{\Delta x}$$

Определение изменения центровки при перемещении груза

Часто бывает необходимо оценить влияние на центровку перемещений на самолете грузов, пассажиров или экипажа. Это легко сделать с помощью центровочного графика. В этом случае известны — вес самолета G , вес перемещаемого груза $G_{\text{гр}}$ и расстояние $\Delta x_{\text{гр}}$, на которое он перемещается. Вначале определяется момент $G_{\text{гр}} x_{c_{\text{гр}}} = G_{\text{гр}} \Delta x_{\text{гр}}$, затем на центровочном графике через точку на горизонтальной оси, соответствующую значению $G_{\text{гр}} x_{c_{\text{гр}}}$, проводится вертикальная линия до пересечения с наклонной, соответствующей весу данного самолета. Из точки пересечения проводится горизонтальная линия до пересечения с вертикальной осью, на которой находим значение изменения центровки, вызванного перемещением грузов на самолете.

Пример построения графиков

Пусть для грузового самолета, вес которого изменяется в пределах от 11 000 до 17 000 кг, требуется построить приведенные выше графики. Остальные данные, необходимые для построения, следующие: от начала координат, совмещенного с носком фюзеляжа, до носка средней аэродинамической хорды — 7,2 м; средняя аэродинамическая хорда крыла равна $b_A = 3,5$ м.

Вначале ведем построение вспомогательного графика. Выбираем интервал центровок, для чего определяем предельно переднюю и предельно заднюю центровки. Считаем, что для данного самолета они соответственно равны 5% и 30% САХ. Разбив интервал центровок через 5%, определяем расстояния от крайних возможных положений центра тяжести грузов до центра тяжести самолета при различных центровках. Предварительно определим расстояние от начала координат до центра тяжести грузов в крайних положениях его на самолете.

Пусть они будут равны $x_{\text{гр}}^{\text{min}} = 1,5$ м и $x_{\text{гр}}^{\text{max}} = 17$ м.

Далее подсчет ведем в табл. 13.

По значениям $x_{\text{гр}} = 1,5$ и $x_{\text{гр}} = 17$ и соответствующим им значениям $x_{c_{\text{гр}}}$ (из табл. 13) для различных центровок наносим по две точки, через которые и проводим прямые линии. Получаем график, приведенный на фиг. 61.

Построение центровочного графика

Для различных значений веса самолета подсчитываем цену процента $C = 0,01 G b_A$. Зная из вспомогательного графика крайние значения координат центра тяжести груза относительно центра

Расчетная таблица для построения вспомогательного графика

Центровка самолета	Расстояние от начала координат до центра тяжести самолета	Расстояние от крайних возможных положений ЦТ грузов до ЦТ самолета	
\bar{x}_T % САХ	x_T , м	$x_{c_{гр}} = 1,5 - x_T$	$x_{c_{гр}} = 17 - x_T$
5	7,375	-5,875	9,625
10	7,550	-6,050	9,450
15	7,725	-6,225	9,275
20	7,900	-6,400	9,100
25	8,075	-6,575	8,925
30	8,250	-6,750	8,750
35	8,425	-6,925	8,575
40	8,600	-7,100	8,400

тяжести самолета и максимальный вес грузов, определяем максимальное значение момента $G_{гр}x_{c_{гр}}$.

Выбрав два значения $G_{гр}x_{c_{гр}} = 2000$ кгм и $G_{гр}x_{c_{гр}} = 11\,000$ кгм, определим прирост центровок $\Delta\bar{x}_T$ для различных значений веса самолета по формуле

$$\Delta\bar{x}_{T1} = \frac{G_{гр}x_{c_{гр}}}{C} = \frac{2000}{C}; \quad \Delta\bar{x}_{T2} = \frac{11\,000}{C}.$$

Расчет ведем в табл. 14. В результате получим для каждого значения веса по две точки на графике: первую — с координатами $G_{гр}x_{c_{гр}} = 2000$ кгм и соответствующими этому моменту изменениями центровки $\Delta\bar{x}_T$ и вторую — с координатами $G_{гр}x_{c_{гр}} = 11\,000$ кгм и соответствующими $\Delta\bar{x}_T$. Этого вполне достаточно, чтобы провести прямые, которые, кстати говоря, обязательно должны пройти через нулевую точку на графике.

Построенный таким образом график приведен на фиг. 62.

Пример пользования графиком

На грузовой самолет, для которого выше построены графики, требуется погрузить два груза весом 1000 и 2500 кг таким образом, чтобы взлетная центровка была равна 23 % САХ. Запас топлива — 3000 кг, координата центра тяжести топлива — 8,5 м, вес пустого самолета с экипажем — 11 000 кг при центровке 15 % САХ.

1) Расчет центровки ведем в таблице, в которую сразу же вписываем первые исходные данные — вес и центровку незагруженного самолета (см. табл. 15).

Расчетная таблица для построения центровочного графика

Вес самолета	Цена 1% САХ при различном весе самолета	Прирост центровки Δx_T , вызываемый увеличением момента	
		на $\Delta G_{гр} x_{с_{гр}} =$ $= 2000 \text{ кгм}$	на $G_{гр} x_{с_{гр}} =$ $= 11\ 000 \text{ кгм}$
$G, \text{ кг}$	$C=0,01 \text{ G}b_A$	$\Delta \bar{x}_T = \frac{2000}{C}$	$\Delta \bar{x}_T = \frac{11\ 000}{C}$
11 000	385	5,2	28,7
12 000	420	4,8	26,2
13 000	455	4,4	24,2
14 000	490	4,1	22,5
15 000	525	3,8	21,0
16 000	560	3,6	19,6
17 000	595	3,4	18,5

2) Определяем изменение центровки от заправки самолета топливом; исходными данными для этого будут являться: вес самолета $G_{исх} = 11\ 000 + 3000 = 14\ 000 \text{ кг}$; центровка самолета — 15% САХ.

На вспомогательном графике (см. фиг. 61) из точки на горизонтальной оси, соответствующей $x_{гр} = 8,5$, проводим вертикаль вверх до встречи с прямой, соответствующей центровке самолета, равной 15%; из точки пересечения проводим горизонталь до встречи с вертикальной осью, на которой находим значение $x_{с_{гр}} = 0,8 \text{ м}$.

По значению момента $G_{гр} x_{с_{гр}} = 3000 \cdot 0,8 = 2400 \text{ кгм}$ и исходному весу самолета $G = 14\ 000 \text{ кг}$ по центровочному графику (см. фиг. 62) в той же последовательности находим величину изменения центровки, вызванного заправкой самолета топливом $\Delta \bar{x}_T = +5\% \text{ САХ}$.

3) Предварительно намечаем расположение грузов на самолете с учетом их габаритов и определяем координату их центра тяжести: для первого груза весом 1000 кг , $x_{гр} = 5 \text{ м}$; для второго груза весом 2000 кг , $x_{гр} = 9,5 \text{ м}$.

Исходными данными для определения изменения центровки от загрузки первого груза будут: вес самолета — $14\ 000 + 1000 = 15\ 000 \text{ кг}$; центровка самолета — $15\% + 5\% = 20\% \text{ САХ}$.

Так же как и для топлива, по графику, приведенному на фиг. 61, определяем $x_{с_{гр}} = 2,9 \text{ м}$, затем, определив момент $G_{гр} x_{с_{гр}} = 1000 \cdot 2,9 = 2900 \text{ кгм}$ и зная исходный вес $G = 15\ 000 \text{ кг}$, по графику, приведенному на фиг. 62, находим $\Delta \bar{x}_T = -5,6\% \text{ САХ}$. Следовательно, исходной центровкой для последующей операции будет $\bar{x}_T = 20 - 5,6 = 14,4\%$.

Аналогично находим изменение центровки от погрузки на самолет второго груза. В результате получаем центровку самолета $\bar{x}_T = 20,4\%$. Для получения заданной центровки 23% САХ сдвинем

второй груз назад. Величину необходимого смещения находим, как показано стрелкой в верхней части графика (см. фиг. 62). По данным $\Delta x_T = 23 - 20,4 = 2,6\%$ и $G = 17\,000$ кг находим величину изменения момента $\Delta G_{гр} x_{с гр} = 1600$ кгм.

Тогда необходимое смещение груза, следовательно, будет равно

$$\Delta x = \frac{1600}{2000} = 0,8 \text{ м,}$$

и окончательное положение груза

$$x_{гр} = 9,5 + 0,8 = 10,3 \text{ м.}$$

Таблица 15

Расчетная таблица для определения центровки самолета графо-аналитическим методом

Наименование груза	Исходный вес самолета в кг	Данные груза				Изменение центровки $\Delta \bar{x}_T$	Исходная центровка самолета
		$G_{гр}$ кг	$x_{гр}$ м	$x_{с гр}$ м	$G_{гр} x_{с гр}$ кгм		
Без груза	11 000	—	—	—	—	—	15%
Топливо	14 000	3000	8,5	0,8	2400	+5,0	20,0%
Первый груз	15 000	1000	5,0	-2,9	2900	-5,6	14,4%
Второй груз	17 000	2000	9,5	1,8	3600	+6,0	20,4%
Перемещение второго груза для получения центровки 23% САХ	17 000	2000	10,3	$\Delta x = 0,8$	1600	+2,6	23%

6. ГРАФИЧЕСКИЙ МЕТОД ИНЖ. И. Е. БОРИСЕНКО

Графическое решение в большинстве случаев приводит к значительному упрощению задачи и сокращает время, потребное для ее решения.

Стремясь упростить расчет центровки, известный своей громоздкостью, И. Е. Борисенко разработал номограмму для определения центра тяжести самолета от прибавления, снятия и перемещения грузов¹. Номограмма эта получилась достаточно простой (прямые линии), удобной при интерполировании и дает ответ для нескольких случаев сразу как при прибавлении грузов, так и при снятии их, а также при одновременном снятии и прибавлении разных грузов в разных местах самолета и для различных полетных весов; легко находится ответ и при перемещении грузов. Диапазон грузов — от 10 до 3000 кг.

¹ И. Е. Борисенко, Номограмма для определения центра тяжести самолета от прибавления, снятия и перемещения грузов, ТВФ № 8, 1940.

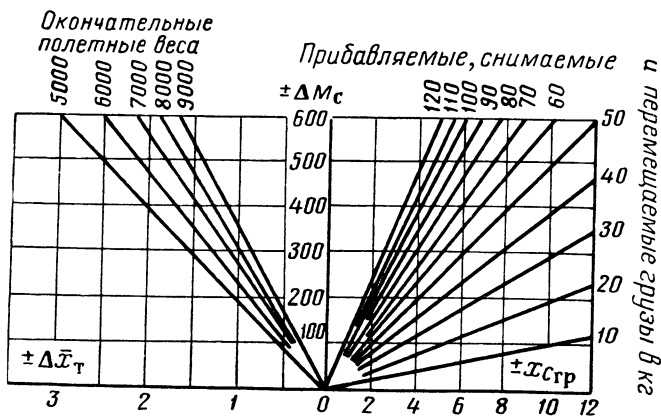
В основу построения номограммы положено два простейших уравнения. Первое из них выражает изменение момента самолета при прибавлении, снятии и перемещении груза $G_{гр}$ на расстояние $\pm x_{гр}$

$$\pm \Delta M_c = G_{гр} \cdot x_{гр},$$

второе уравнение выражает изменение центровки самолета, вызываемое изменением момента

$$\pm \Delta \bar{x}_T = \frac{\Delta M_c}{G b_A} 100,$$

где G — окончательный вес самолета, с учетом веса рассматриваемого груза.



Фиг. 63. К построению номограммы И. Е. Борисенко.

Два последних уравнения представляют собой два пучка прямых линий, проходящих через начало координат: первый с параметром $G_{гр}$, второй — с параметром G . За начало координат в этом случае рекомендуется принимать предельно переднее положение центра тяжести самолета.

Подставляя в эти уравнения различные значения $G_{гр}$ и G , легко просчитать и построить простейшую номограмму, приведенную на фиг. 63, которая позволяет определять величину изменения центровки при одном начальном ее значении. Окончательное положение центра тяжести самолета в процентах хорды получится путем прибавления найденного по номограмме (см. фиг. 63) значения $\Delta \bar{x}_T$ к начальной центровке \bar{x}_T .

И. Е. Борисенко в своей работе пишет:

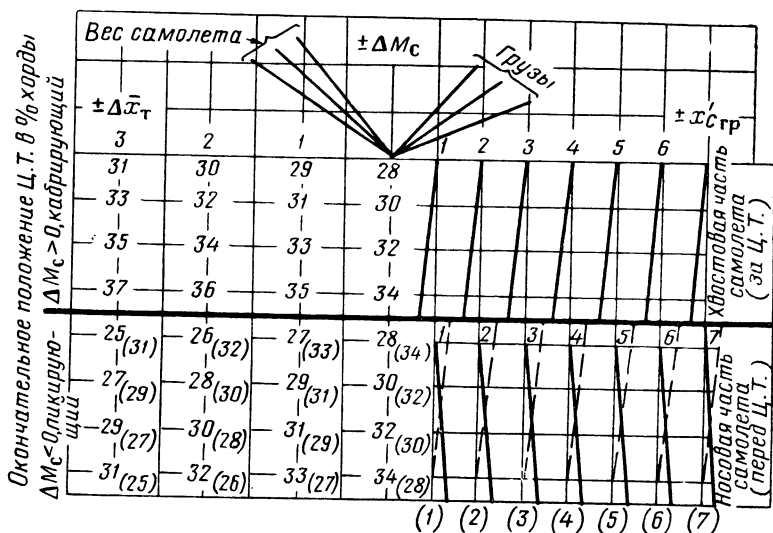
«Для того чтобы сразу получить окончательное положение центра тяжести самолета при любом полетном весе и при любой начальной центровке, необходимо иметь ряд шкал для всех возможных центровок, так как расстояния от груза до центра тяжести при разных центровках разные. Например, если при центровке \bar{x}_T ,

расстояние от центра тяжести до груза равно $x_{с гр}$, то при изменении центровки на $\pm \Delta \bar{x}_T$ оно будет равно

$$x'_{с гр} = x_{с гр} \pm \frac{\Delta \bar{x}_T}{100} b_A.$$

Подставляя разные значения $\Delta \bar{x}_T$, можно получить шкалу новых расстояний $x'_{с гр}$, изображенную на фиг. 64, при $b_A = 4$ м.

Здесь $x'_{с гр}$ — новое значение координаты центра тяжести груза. Изменения расстояний на этой схеме даны на двух шкалах: сверху — для грузов, расположенных сзади (по направлению по-



Фиг. 64. К построению номограммы И. Е. Борисенко.

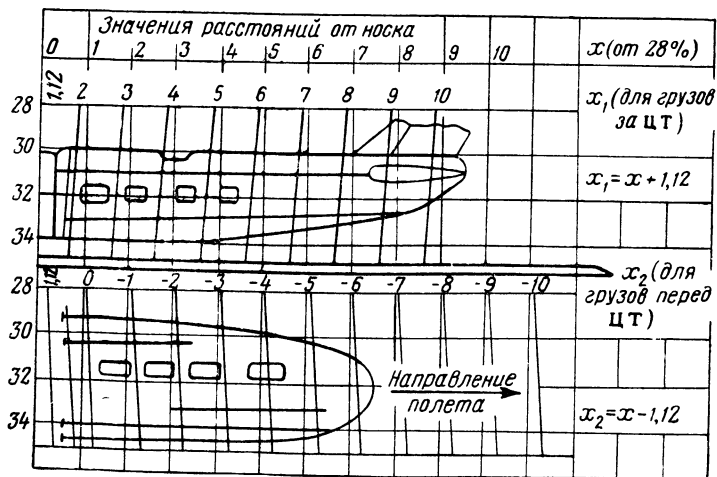
лета) первоначального положения центра тяжести самолета, и снизу — для грузов, находящихся впереди.

Для наглядности на тех же шкалах можно нанести (фиг. 65) схему носовой и хвостовой частей самолета в масштабе длин, которые в известной степени могут заменить шкалу расстояний.

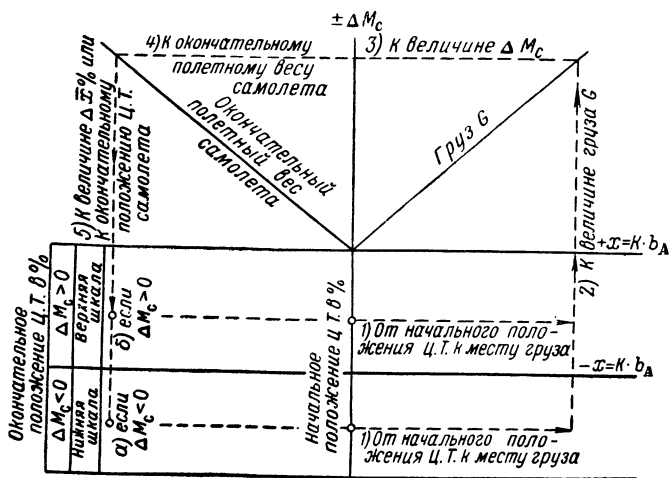
Окончательный вид предложенной И. Е. Борисенко номограммы представлен на фиг. 66. Он составил следующие правила пользования ею:

«1) Самое главное — это знак при ΔM_c . Если момент ΔM_c кабрирующий (положительный), то окончательное значение положения центра тяжести в % b_A определяется по верхним шкалам, а если ΔM_c пикирующий (отрицательный), — то по нижним шкалам.

Для верхних шкал $\bar{x}'_T = \bar{x}_T + \Delta \bar{x}_T$, а для нижних $\bar{x}'_T = \bar{x}_T - \Delta \bar{x}_T$. Знак ΔM_c легко определяется по смыслу.



Фиг. 65. Схема носовой и хвостовой частей фюзеляжа к номограмме И. Е. Борисенко.



Фиг. 67. Схема действий по номограмме.

2) По полученному значению ΔM_c , окончательному полетному весу (после всех комбинаций с грузами) и первоначальной центровке \bar{x}_T определяется окончательное положение центра тяжести в $\% b_A$.

3) Начало координат на номограмме (см. фиг. 64) взято в центре тяжести самолета при 24% САХ; ΔM_c относится к моменту относительно центра тяжести.

4) При перемещении грузов назад расстояние надо брать по хвостовой части фюзеляжа, а при перемещении вперед — по носовой части фюзеляжа.

5) Можно пользоваться положением груза прямо по схемам носовой и хвостовой частей фюзеляжа, помещенным под расстояниями $x = K b_A$: при наличии схем для прибавления и снятия грузов находить расстояния x нет никакой необходимости.

6) Положение грузов надо обязательно связывать с начальной центровкой, т. е. расстояние брать от начального центра тяжести.

7) В случае нескольких комбинаций с грузами надо найти окончательное значение $\sum G_{гр}$, а затем сумму $\sum \Delta M_c = \sum G_{гр} \cdot x_{гр}$ и по окончательному полетному весу $G' = G + \sum G_{гр}$ и $\sum \Delta M_c$ находить окончательное значение центровки самолета в % САХ.

Расстояние $x_{с гр}$ надо брать также от центра тяжести G (начального).

8) Схема действий по номограмме показана на фиг. 67.

9) Примеры окончательного определения центровки самолета приведены в табл. 16».

Таблица 16

№ по п.р.	Начальный вес самолета в кг	\bar{x}_T %	Действия с грузами	Где или куда	Расстояние от ЦТ в м	Груз в кг	Окончательный полетный вес самолета в кг	$\Delta \bar{x}_T$ %	Окончательная центровка \bar{x}_T %
1	24 500	27,0	Прибавление	Хвостовая часть фюзеляжа	2,4	172	24 672	1,66	28,66
2	24 500	27,0	Прибавление	Носовая часть фюзеляжа	-2,9	190	24 690	-2,27	24,73
3	20 000	28,8	Снятие	Хвостовая часть фюзеляжа	1,8	-300	19 700	-2,66	26,14
4	20 000	28,8	Снятие	Носовая часть фюзеляжа	-2,2	-242	19 758	2,76	31,56
5	18 000	28,0	Перестановка	Назад	2,57	210	18 000	2,96	30,96
6	18 000	28,0	Перестановка	Вперед	-2,16	210	18 000	-2,5	25,50

7. ГРАФИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗАГРУЗКИ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ (МЕТОД ИНЖ. В. М. ШЕЙНИНА)

Расположение грузовых отсеков в пассажирских самолетах обычно в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, значительно удаленных от центра тяжести, приводит к необходимости производить расчеты центровки самолета с целью нахождения правильного размещения грузов.

Существующий аналитический метод определения положения центра тяжести самолета громоздок и поэтому неприемлем в условиях эксплуатации. Это побудило разработать ряд графических и графо-аналитических методов, в той или иной степени упрощающих определение положения центра тяжести самолета.

Сравнение существующих, в том числе и приведенных выше, методов показывает их общность в постановке задачи, а именно: нахождение правильного расположения грузов посредством определения центровки самолета для каждого частного случая. Кроме того, упрощения удается достичь в большинстве случаев путем приближенного определения положения центра тяжести самолета. Определение же центровки самолета связано с известной затратой времени, требует достаточно высокой квалификации и, как всякий расчет, не исключает возможности ошибок. Сказанного достаточно для того, чтобы сделать вывод о необходимости продолжать разработку более простых методов определения правильного размещения грузов на самолете.

Нами сделана попытка разработать метод, позволяющий определить правильное распределение грузов, не определяя при этом центровку самолета, что значительно упрощает задачу. Взлетная же центровка самолета при любых сочетаниях переменной нагрузки, т. е. запаса топлива, числа пассажиров и веса багажа, в этом случае будет оставаться всегда постоянной, наилучшей для данного самолета.

Зависимость между перечисленными выше грузами можно выразить графически в виде номограммы. Наибольшую заботу представляет обычно нахождение правильного распределения багажа между имеющимися на пассажирских самолетах багажными отделениями; поэтому за переменные величины при построении номограммы примем суммарный вес багажа на самолете и в одном из грузовых отсеков, а за неизменные параметры — число пассажиров и вес топлива. Напишем эту зависимость в общем виде

$$G_{п. б} = f(G_T; G_{пас}; G_б; x_T; x_{пас}; x_{п. б}; x_{з. б}), \quad (66)$$

где $G_{п. б}$ и $x_{п. б}$ — вес и координата центра тяжести багажа, находящегося в переднем багажном отделении;

G_T и x_T — вес и координата центра тяжести топлива;

$G_{пас}$ и $x_{пас}$ — вес и координата центра тяжести пассажиров;

$G_б$ — суммарный вес багажа на самолете;

$x_{з. б}$ — координата центра тяжести багажа, находящегося в заднем багажном отделении.

В этом выражении величины $x_{п.б}$, $x_{з.б}$ и $x_т$ можно принять постоянными для каждого конкретного самолета. Величина $x_{пас}$ является переменной и зависит от числа пассажиров n

$$x_{пас} = f(n).$$

Для составления уравнений номограммы следует эту зависимость выразить в виде уравнения прямой

$$x_{пас} = a + bn. \quad (67)$$

С этой целью необходимо принять какое-либо условие размещения пассажиров в рядах кресел при полете с неполным числом пассажиров. Например, можно условиться, что свободными остаются всегда передние ряды кресел. Тогда, обозначив координату центра тяжести пассажиров последнего ряда через $x_{п.р}$, число пассажиров в одном ряду через m и расстояние между рядами кресел через l , получим зависимость изменения координаты центра тяжести пассажиров от числа пассажиров на самолете. Эту зависимость можно найти из табл. 17.

Т а б л и ц а 17

Зависимость изменения координаты центра тяжести пассажиров от изменения числа пассажиров

Число пассажиров на самолете	Количество занятых рядов	Координата центра тяжести пассажиров на самолете $x_{пас}$
$n = m$	1 (последний ряд)	$x_{п.р}$
$n = 2m$	2 (последних ряда)	$x_{п.р} - \frac{l}{2}$
$n = 3m$	3 (последних ряда)	$x_{п.р} - l$
$n = 4m$	4 (последних ряда)	$x_{п.р} - 1,5l$
и т. д.		

Подставив в уравнение (67) значение $x_{пас}$ и n из табл. 17, получим:

для пассажиров одного ряда

$$x_{п.р} = a + bm;$$

для пассажиров двух рядов

$$x_{п.р} - \frac{l}{2} = a + 2bm.$$

Решим эти два уравнения относительно a и b и подставим их значения в уравнение (67). Тогда уравнение прямой, выражающее закон изменения координаты центра тяжести пассажиров при изменении их числа, принимает следующий окончательный вид:

$$x_{пас} = x_{п.р} + \frac{l}{2} \left(1 - \frac{n}{m} \right). \quad (68)$$

Выше мы приняли координату центра тяжести топлива x_r за постоянную величину. Это, конечно, не всегда можно делать.

Для самолетов, у которых x_r — величина переменная, при построении номограммы необходимо (так же, как в нашем случае для пассажиров) найти закон изменения координаты центра тяжести от веса заливаемого топлива. Обычно зависимость между этими величинами выражается в виде кривой, построение которой не представляет большого труда.

Уравнением (68) мы воспользуемся ниже, а вначале выведем уравнение, выражающее зависимость (66). Для этой цели воспользуемся уравнением моментов

$$Gx = (Gx)_{\text{неизм}} + \sum (Gx)_{\text{пер. гр}}$$

где $(Gx)_{\text{неизм}}$ — момент грузов, составляющих неизменный вес самолета;

$(Gx)_{\text{пер.гр}}$ — момент переменных грузов.

К неизменному весу самолета обычно относят вес пустого самолета и постоянную для всех полетов нагрузку. К переменной нагрузке будем относить топливо, пассажиров и багаж.

Последнее уравнение в развернутом виде можно записать так:

$$x_T = \frac{nG_{\text{пас}}x_{\text{пас}} + G_r x_r + G_{п. б} x_{п. б} + (G_б - G_{п. б}) x_{з. б} + (Gx)_{\text{неиз}}}{nG_{\text{пас}} + G_r + G_б + G_{\text{неиз}}}$$

где x_T — координата центра тяжести самолета;

$G_{\text{пас}}$ — вес одного пассажира;

$G_{\text{неиз}}$; $x_{\text{неиз}}$ — вес и координата центра тяжести самолета с неизменным весом.

Преобразовав это уравнение, получим

$$G_б(x_T - x_{з. б}) + G_{п. б}(x_{з. б} - x_{п. б}) + G_r(x_T - x_r) + nG_{\text{пас}}(x_T - x_{\text{пас}}) + G_{\text{неиз}}(x_T - x_{\text{неиз}}) = 0.$$

Подставим значение $x_{\text{пас}}$ из уравнения (68); после алгебраических преобразований получим

$$G_б(x_T - x_{з. б}) + G_{п. б}(x_{з. б} - x_{п. б}) + G_r(x_T - x_r) + n \left(G_{\text{пас}}x_T - G_{\text{пас}}x_{п. п} - \frac{lG_{\text{пас}}}{2} \right) + n^2 \frac{lG_{\text{пас}}}{2m} = 0. \quad (69)$$

В целях упрощения выражения введем следующие обозначения:

$$x_T - x_{з. б} = a;$$

$$x_{з. б} - x_{п. б} = b;$$

$$x_T - x_r = c;$$

$$G_{\text{пас}}x_T - G_{\text{пас}}x_{п. п} - \frac{lG_{\text{пас}}}{2} = d;$$

$$\frac{lG_{\text{пас}}}{2m} = e;$$

$$G_{\text{неиз}}(x_T - x_{\text{неиз}}) = g.$$

Тогда уравнение (69) примет следующий вид:

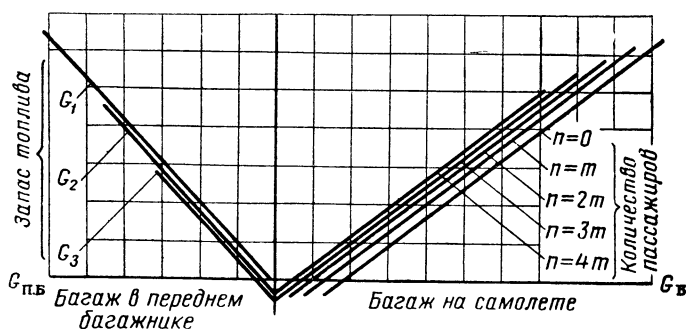
$$aG_6 + bG_{п.6} + cG_r + dn + en^2 + g = 0. \quad (70)$$

Разделив это выражение, получим два уравнения

$$\left. \begin{aligned} cG_r + bG_{п.6} &= A; \\ en^2 + dn + aG_6 + g &= -A. \end{aligned} \right\} \quad (71)$$

Написанные уравнения представляют собой два семейства прямых, не проходящих через начало координат.

Вычислив постоянные коэффициенты и задаваясь различными значениями переменных, по этим уравнениям можно просчитать и построить номограмму. В правой части горизонтальной шкалы сле-



Фиг. 68. К графическому методу определения загрузки пассажирских самолетов.

дует отложить вес багажа, загружаемого на самолет — G_6 , а в левой — вес багажа, необходимого для загрузки в одно из багажных отделений. Вес багажа, загружаемого в другое багажное отделение, получится как разность.

Значения переменной величины A при построении номограммы следует отложить по вертикальной оси вверх и затем удалить их, так как для определения правильного размещения багажа на самолете значение этой величины не имеет никакого значения.

Параметрами в данной номограмме будут являться число пассажиров n и запас топлива G_r . Построенная таким образом номограмма приведена на фиг. 68.

Для большей полноты полученную номограмму можно объединить с графиком для определения максимального веса багажа при различных сочетаниях веса топлива и числа пассажиров.

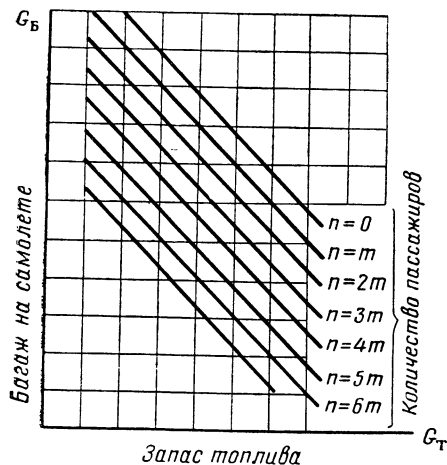
Уравнение, выражающее зависимость между переменными G_r , $nG_{пас}$; G_6 , при постоянном максимальном весе самолета, имеет следующий вид:

$$G_r + nG_{пас} + G_6 = \text{const.} \quad (72)$$

Для каждого постоянного числа пассажиров определенному весу топлива соответствует определенный вес багажа. Следовательно-

но, по уравнению (72) можно построить график, который будет иметь вид, подобный графику, приведенному на фиг. 69.

Полная номограмма (фиг. 70), объединяющая две предыдущие (см. фиг. 68 и 69), таким образом, позволяет определить как максимально допустимый вес багажа при любом числе пассажиров и весе топлива, так и порядок его размещения на самолете, причем загружается ли на самолет максимальный вес багажа, соответствующий какому-то максимальному взлетному весу самолета, или любой иной, центровка самолета будет оставаться постоянной, а именно той, которая выбрана при построении номограммы. Следовательно, данная номограмма даст точное значение центровки независимо от величины взлетного веса.



Фиг. 69. К графическому методу определения загрузки пассажирских самолетов.

Чтобы исключить различное влияние уборки шасси на центровку самолета с различным взлетным весом, рекомендуется при расчете номограммы принимать за исходную — центровку самолета с убраным шасси.

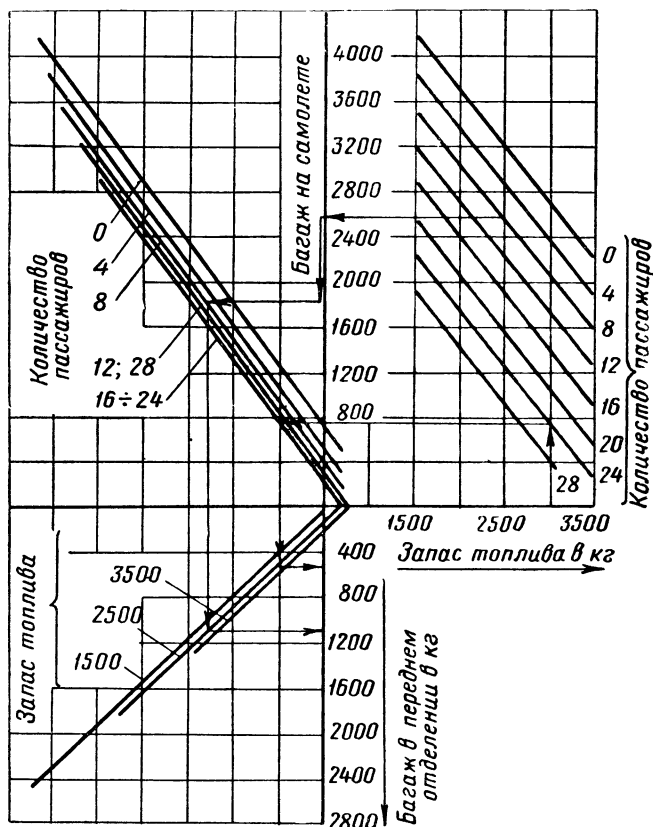
Если не преследовать цели получения одной постоянной центровки самолета при любом взлетном весе и любых вариантах загрузки, а ограничиться получением центровки в допустимом диапазоне, то можно настоящую номограмму упростить, отказавшись от второго параметра — веса топлива. Это можно рекомендовать лишь при расчете номограммы для самолетов, у которых выгорание топлива вызывает небольшое изменение центровки.

Для самолетов, у которых центр тяжести топлива совпадает или почти совпадает с положением центра тяжести загруженного самолета, второй параметр отпадает сам по себе.

Предлагаемый метод определения загрузки самолета с помощью номограммы, как и любой другой метод, имеет свои достоинства и недостатки. К достоинствам его прежде всего следует отнести простоту и быстроту в определении загрузки самолета и проверке полученных результатов. Это дает возможность поручать выполнение такой работы лицам с низкой квалификацией. Возможность получения без расчета одной постоянной центровки при любом взлетном весе самолета выгодно отличает этот метод от такового, например, широко распространенного метода, как метод индексов.

В исходных данных для расчета настоящей номограммы вес и центровка пустого самолета принимаются за постоянные величины. В практике же вес и центровка пустого самолета остаются

неизменными лишь непродолжительное время. Это и является недостатком данного метода. Но этот недостаток не может являться препятствием к применению его по следующим причинам: во-первых, изменение веса пустого самолета в небольших пределах (а значительного изменения веса серийного самолета быть не может) почти не влияет на полетную центровку самолета и,



Фиг. 70. Номограмма для определения загрузки пассажирских самолетов.

во-вторых, изменение центровки пустого самолета, предположим, на 1—1,5% САХ, вызывает изменение полетной центровки на 0,6—1% САХ. Так как диапазон допустимых центровок у самолетов значителен (порядка 7—8% САХ), то изменение в известных пределах полетной центровки самолета не отразится на пилотажных свойствах самолета. В случае, если какие-либо причины вызовут значительное изменение центровки пустого самолета, то номограмму следует пересчитать на новые исходные данные, но пересчет не представляет трудности и требует затраты меньшего времени, чем ее построение.

Примеры. Определим загрузку по номограмме (см. фиг. 70), построенной для гипотетического самолета с данными, приведенными в разд. 4 настоящей главы.

Пример 1. Для сравнения рассматриваемого метода с методом индексов возьмем тот же пример: определим вес и размещение багажа для самолета, если известно, что вес топлива 3000 кг и число пассажиров 24 чел.

По номограмме (см. фиг. 70) из точки, соответствующей весу топлива 3000 кг, проводим вертикальную линию до пересечения с наклонной прямой, соответствующей числу пассажиров, равному 24 чел. Из точки пересечения проводим горизонтальную линию до шкалы, на которой находим максимальный вес багажа для загрузки на самолет, равный 740 кг. Далее продолжаем ту же линию влево до пересечения с наклонной прямой, также соответствующей числу пассажиров 24 чел. Из точки пересечения проводим вертикальную линию до наклонной прямой, соответствующей весу топлива, равному 3000 кг (на фиг. 70 этой прямой нет; поэтому мы берем точку между кривыми $G_T = 2500$ кг и $G_T = 3500$ кг), и, наконец, проводим горизонтальную линию до пересечения с вертикальной шкалой, на которой находим вес багажа 520 кг, необходимый для загрузки в переднее багажное отделение. Вес багажа для загрузки в заднее багажное отделение получится как разность

$$G_{3.6} = 740 - 520 = 220 \text{ кг.}$$

Взлетная центровка самолета при этом будет равна 22% (шасси убрано).

Пример 2. Самолет взлетает с весом меньше максимального, с запасом топлива 2500 кг, с восемью пассажирами и с коммерческим грузом 1900 кг, без запаса буфета и без бортпроводника. Требуется определить правильное размещение багажа, обеспечивающее самолету взлетную центровку 22% САХ.

Для самолета, в котором буфет размещен в хвостовой части, в дополнение к графику необходимо предписать следующее условие: если самолет отправляется в полет без запаса буфета и без бортпроводника, то из общего веса багажа следует загрузить в заднее багажное отделение 100 кг, а остальной багаж размещать с помощью номограммы.

В данном случае не требуется определять общий вес багажа. Поэтому на графике (см. фиг. 70) задачу начинаем решать с вертикальной шкалы, предварительно определив по правой части номограммы, не превышает ли заданный вес багажа максимально допустимую величину. Из точки, соответствующей весу багажа, равному 1800 кг, проводим, как и в предыдущем примере, горизонтальные и вертикальные линии до пересечения с соответствующими наклонными прямыми; в нижней части вертикальной шкалы находим: в переднее отделение необходимо положить 1100 кг багажа. Следовательно, вес багажа для загрузки в заднее багажное отделение определится как разность:

$$1900 - 1100 = 800 \text{ кг.}$$

8. МЕТОД КРИТИЧЕСКОГО ОТСЕКА

Пассажирские самолеты часто совершают рейсы с типовой загрузкой или с небольшим отклонением от нее. В этом случае для упрощения работы по определению правильного размещения грузов можно пользоваться загрузочными таблицами.

При составлении этих таблиц рассматриваются все переменные грузы: топливо, пассажиры и багаж. Выбирается такой отсек в фюзеляже, загрузка которого оказывает наибольшее влияние на центровку самолета. Поэтому его иногда называют критическим отсеком, а метод загрузки самолета с помощью подобных таблиц — методом критического отсека.

Таким отсеком может являться одно из наиболее удаленных от центра тяжести самолета грузовых отделений. На пассажирских самолетах — это обычно задний багажник. При любой загрузке

самолета можно найти такое количество груза для загрузки этого отсека, которое сохранит центровку самолета в заданном диапазоне. Таким образом, загрузкой критического отсека можно как бы контролировать правильность распределения груза. В загрузочные таблицы для пассажирских самолетов должны поэтому быть включены следующие данные: суммарный вес коммерческого груза, вес топлива, число пассажиров, а также максимально и минимально допустимый вес груза в критическом отсеке. Эти данные необходимы для составления таблицы по крайним значениям, но можно также вести ее построение и по средним значениям.

При расчете подобных таблиц за исходные данные следует принимать установленный для данного самолета максимальный взлетный вес и наиболее выгодную центровку самолета. Для максимального взлетного веса обычно устанавливается определенный вес топлива, число пассажиров и вес багажа. Все остальные варианты загрузки удобно рассматривать как увеличение веса багажа (коммерческого груза) за счет уменьшения веса топлива или числа пассажиров.

При увеличении веса багажа сразу же появляется необходимость в определении правильного его размещения на самолете. Здесь, как и ранее, будем рассматривать случай наиболее типичной компоновки пассажирских самолетов — с двумя багажными отделениями в носовой и хвостовой частях фюзеляжа. Последнее из них будем считать наиболее удаленным.

Часть багажа, которую необходимо загрузить в заднее багажное отделение при уменьшении веса топлива, определяется из уравнения

$$\Delta G_{з. б} = \frac{x_{г} - x_{п. б}}{x_{з. б} - x_{п. б}} \Delta G_6, \quad (73)$$

где $\Delta G_{з. б}$ — изменение веса багажа, загружаемого в заднее багажное отделение при уменьшении веса топлива;

ΔG_6 — увеличение общего веса багажа.

Часть багажа, которую необходимо загрузить в заднее багажное отделение при уменьшении числа пассажиров, определится из уравнения

$$\Delta G_{з. б} = \frac{x_{1р} + 0,5 \left(\frac{n}{m} - 1 \right) - x_{п. б}}{x_{з. б} - x_{п. б}} \Delta G_6, \quad (74)$$

где $x_{1р}$ — центр тяжести пассажиров, сидящих в первом ряду кресел;

n — число пассажиров, отсутствующих на самолете;

m — число пассажиров в одном ряду;

ΔG_6 — изменение общего веса багажа, загружаемого на самолет, равное весу отсутствующих пассажиров.

Последнее уравнение (74) составлено и справедливо только при условии оставления не занятыми передних рядов кресел (при по-

лете самолета с неполным числом пассажиров), т. е. при условии, что пассажиры размещаются в самолете, начиная с задних рядов. Можно, конечно, принять и иной порядок размещения пассажиров; тогда эту формулу придется несколько видоизменить. Но для многих пассажирских самолетов именно это условие является наиболее удобным.

С помощью этих уравнений находится такое распределение багажа, которое при любом сочетании переменной нагрузки обеспечит самолету сохранение постоянной взлетной центровки.

Для каждого конкретного самолета эти уравнения после подстановки постоянных величин и некоторого преобразования значительно упростятся. Для самолета с параметрами, выбранными в рассмотренном выше примере уравнения (73) и (74), будут иметь следующий вид:

1) в случае увеличения веса груза за счет уменьшения веса топлива в заднее багажное отделение следует загружать

$$\Delta G_{з.б.} = 0,36 \Delta G_{б.};$$

Таблица 18

Загрузочная таблица

Пасса- жиры (человек)	Топливо: $G_T=1500$ кг			$G_T=2500$ кг		$G_T=3500$ кг	
	багаж	всего в кг	в заднем отсеке в кг	всего в кг	в заднем отсеке в кг	всего в кг	в заднем отсеке в кг
28	{ max	1920	700	920	350	—	—
	{ min	170	170	100	100	—	—
24	{ max	2240	760	1240	410	240	50
	{ min	120	120	50	50	70	0
20	{ max	2560	840	1560	490	560	130
	{ min	90	90	30	30	140	0
16	{ max	2880	950	1880	600	880	250
	{ min	110	110	40	40	50	0
12	{ max	3200	1090	2200	740	1200	390
	{ min	170	170	100	100	40	40
8	{ max	3520	1260	2520	910	1520	560
	{ min	280	280	210	210	140	140
4	{ max	3840	1460	2840	1110	1840	760
	{ min	430	430	360	360	300	300
0	{ max	4160	1690	3160	1340	2160	990
	{ min	620	620	550	550	480	480

2) в случае увеличения груза за счет уменьшения числа пассажиров в заднее багажное отделение следует загружать

$$\Delta G_{3.6} = \frac{10,4+n}{86,4} \Delta G_6.$$

Таблицы, составленные с помощью этих уравнений, могут быть весьма разнообразны как по форме, так и по содержанию, в зависимости от назначения и компоновки самолета. В качестве примера приводится загрузочная таблица (табл. 18), составленная для рассмотренного выше самолета.

Загрузочные таблицы, как и номограммы (см. фиг. 70), составляются из условия сохранения постоянной взлетной центровки самолета при любом взлетном весе. Вторым достоинством этого метода является предельная простота и быстрота в определении загрузки самолета. И все же этот метод нельзя рекомендовать как основной и единственный для определения загрузки самолета, так как в таблицах можно дать ограниченное количество вариантов и лишь крайние или средние значения величины груза, загружаемого в тот или иной отсек. Метод интерполяции для определения промежуточных значений по таблице может привести к ошибкам. Эти таблицы можно рекомендовать как дополнение к одному из более универсальных методов.

9. ФОРМУЛА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ПРИ ДОБАВЛЕНИИ, СНЯТИИ ИЛИ ПЕРЕМЕЩЕНИИ ГРУЗА

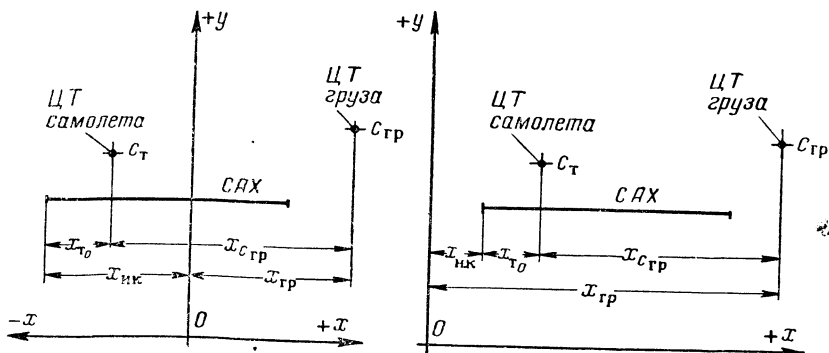
Выше мы рассмотрели эксплуатационные методы, позволяющие упрощенным путем определить центровку самолета и методы, позволяющие найти правильную его загрузку, не прибегая к расчету центровки. Было установлено, что для использования той или иной методики необходимы заранее подготовленные вспомогательные материалы в виде таблиц, графиков или номограмм. Последние всегда в большей или меньшей степени ограничены определенными видами типовой загрузки.

В практике эксплуатации самолета нередко требуется определить влияние на центровку снятия, добавления или перемещения какого-либо агрегата или груза, не являющегося типовым для загрузки данного самолета. Например, иногда бывает необходимо определить изменение центровки вследствие установки временного дополнительного оборудования в кабине экипажа или другой части самолета, при полете без части оборудования, при снятии силовой установки или иных агрегатов для ремонта и т. п. В последнем случае центровку необходимо знать для того, чтобы решить вопрос об устойчивости самолета на земле.

Затруднения при этом возникают в связи с тем, что расстояние центра тяжести рассматриваемого агрегата от выбранного в расчетах начала координат неизвестно, а положение центра тяжести самолета обычно выражено в процентах средней аэродинамической хорды. Произвести же замеры от начала координат до центра тяжести агрегата непосредственно на самолете не всегда возможно,

поскольку при расчете центровки, как указывалось выше, за начало координат часто выбирается крайняя точка на самолете, например, нос фюзеляжа.

Для решения подобных задач можно составить простейшую формулу, позволяющую определить центровку самолета при замере координат центра тяжести агрегатов относительно любого начала. Например, при установке агрегата в пассажирской кабине положение его центра тяжести легко определить от ближайшей перегородки. Если снимается или устанавливается груз в крыле, то положение его центра тяжести можно определить относительно передней кромки крыла или оси лонжерона (в плоскости оси разбега).



Фиг. 71. Схема к выводу упрощенной формулы.

Для определения центровки самолета после снятия или установки агрегата необходимо знать вес и центровку самолета в % САХ до рассматриваемого изменения, вес агрегата и место его установки. Все эти данные обычно известны, и новая центровка находится путем подстановки их значений в формулу.

Уравнение, определяющее центровку самолета после изменения его веса, как известно, имеет следующий общий вид:

$$\bar{x}_{\text{нов}} = \bar{x}_T + \frac{G_{\text{гр}} x_{\text{с.гр.}}}{(G + G_{\text{гр}}) b_A} 100.$$

Координату $x_{\text{с.гр.}}$ можно представить в виде следующего выражения (см. фиг. 71):

$$x_{\text{с.гр.}} = x_{\text{гр.}} + x_{\text{н.к.}} - x_T.$$

Обозначения даны по схеме, приведенной на фиг. 71.

Разделив все члены этого уравнения на b_A , умножив на 100 и подставив найденное значение $\frac{x_{\text{с.гр.}}}{b_A} 100$ в предыдущее уравнение, получим

$$\bar{x}_{\text{нов}} = \bar{x}_T + \frac{G_{\text{гр}}}{G + G_{\text{гр}}} \left(\frac{x_{\text{гр.}}}{b_A} 100 + \bar{x}_{\text{н.к.}} - \bar{x}_T \right), \quad (75)$$

где $x_{гр}$ — координата центра тяжести рассматриваемого груза от произвольного начала координат;

$\bar{x}_{н.к}$ — размер от принятого в каждом данном случае начала координат до начала САХ.

При решении этого уравнения следует иметь в виду:

1) Значения $G_{гр}$ и $x_{гр}$ следует подставлять с их знаками: если агрегат устанавливается $+G_{гр}$, если снимается $-G_{гр}$. Значение $x_{гр}$ определяется по положению груза от принимаемого начала координат в соответствии со схемой, приведенной на фиг. 71.

2) Знак перед членом уравнения $\bar{x}_{н.к}$ также может изменяться. Если принятое начало координат расположено справа от начала средней аэродинамической хорды, то значение его будет положительным ($+\bar{x}_{н.к}$), если слева, — то отрицательным ($-\bar{x}_{н.к}$) (см. фиг. 71).

Для каждого конкретного самолета формула (75) несколько упростится, а различные значения $\bar{x}_{н.к}$ следует подсчитать заранее, наметив для этой цели различные точки на самолете, удобные для замеров. Результаты подсчетов можно свести в таблицу.

Формула (75) написана для определения центровки самолета после снятия или добавления груза. Для определения центровки при перемещении грузов она будет иметь вид

$$\bar{x}_{нов} = \bar{x}_г + \frac{G_{гр}\Delta x_{гр}}{0,01Gb_A}.$$

Величина и знак $\Delta x_{гр}$ определяется из уравнения

$$\Delta x_{гр} = x_{гр}^н - x_{гр}^{ст},$$

где $x_{гр}^н$ и $x_{гр}^{ст}$ — координаты центра тяжести груза соответственно до и после перемещения.

Если же задача будет поставлена иначе и потребуется определить величину груза для перемещения его на заранее известное расстояние (например, из одного багажного отделения в другое), чтобы получить новую центровку самолета, то следует воспользоваться следующим уравнением:

$$G_{гр} = \frac{0,01Gb_A(\bar{x}_г^н - \bar{x}_г^{ст})}{\Delta x_{гр}}.$$

Глава VII

ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕСА И ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА. ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ЛИНЕЙКИ

Рассмотренные выше эксплуатационные методы заметно упрощают расчет центровки, особенно в применении к военным, пассажирским и легким транспортным самолетам. Для дальнейшего облегчения этой работы, как раньше, так и сейчас, делаются попытки создать аппаратуру, фиксирующую положение центра тяжести самолета или счетные принадлежности, ускоряющие расчет центровки. Наибольшая потребность в этом ощущается при эксплуатации средних и тяжелых транспортных самолетов, у которых пределы изменения центровки, зависящие от видов и размещения грузов, чрезвычайно велики.

Было бы хорошо, если бы удалось создать прибор, фиксирующий положение центра тяжести самолета, но трудно себе представить даже принципиальную схему действия такого аппарата, который бы автоматически, без вмешательства экипажа, показывал на своей шкале центровку самолета. Если и возможно создать такой аппарат, то лишь связав его показания с расходом или сбрасыванием грузов определенного характера и заданной величины. Тогда область его применения будет ограничена одним типом самолета и определенными вариантами загрузки.

Для облегчения задачи определения веса и положения центра тяжести при эксплуатации самолета были созданы:

- 1) Прибор-полуавтомат, позволяющий посредством набора соответствующих показателей различных видов нагрузки, не прибегая к вычислениям, определить вес и положение центра тяжести самолета при загрузке, а также в полете при выгорании топлива или уменьшении количества грузов (частичная разгрузка на промежуточных посадках).

- 2) Оборудование для определения веса и положения центра тяжести самолета при взвешивании, без вычислений и графических построений.

- 3) Центровочная линейка для упрощения и ускорения расчета центровки самолета.

1. ПРИБОР ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА ПРИ ЗАГРУЗКЕ И В ПОЛЕТЕ

Для определения положения центра тяжести самолета при эксплуатации в Америке в тридцатых годах был создан аппарат, получивший название либроскоп. Этот прибор имел две шкалы, на одной из которых стрелка указывала общий вес самолета, на другой — его центровку в процентах от хорды крыла. Шкалы были разделены на секторы, обозначенные зеленым и красным цветом, что соответствовало допустимым и недопустимым значениям веса и центровки самолета.

Вес и положение центра тяжести определялись с помощью вращающихся ручек, расположенных двумя рядами в нижней части лицевой панели прибора. Каждой ручке соответствовала определенная координата груза, а переменный вес этого груза был представлен специально градуированной шкалой. Некоторым из этих ручек соответствовали определенные ряды кресел для пассажиров, другим — багажные отделения и топливные и масляные баки.

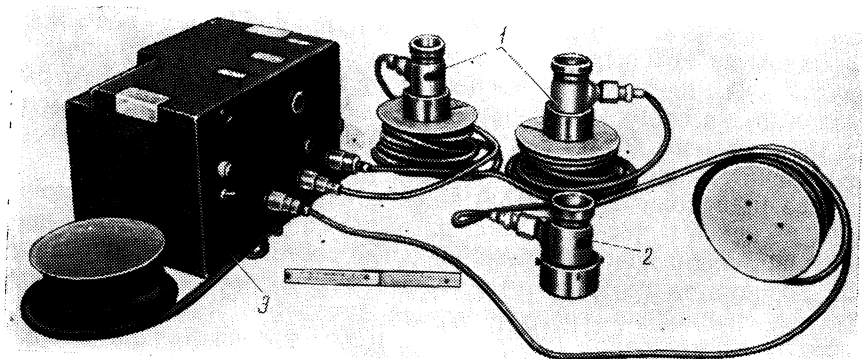
Вес и центровка самолета с помощью прибора вычислялись крайне просто. Если в том или ином ряду кресел сидел один пассажир, то поворот соответствующей ручки производился до перемещения указателя по специальной шкале до цифры, соответствующей 80 кг, если два пассажира, — до 160 кг и т. д. Показатели количества багажа, топлива и масла также набирались по этой шкале с помощью поворота соответствующих ручек. При каждом повороте какой-либо ручки одновременно смещались стрелки на главных шкалах и отмечали вес и положение центра тяжести. В результате подобных операций в отношении всей нагрузки получали полетный вес и центровку самолета. Из сказанного ясно, что этот аппарат по своему устройству являлся счетно-решающим механизмом, и потому точность вычисления могла быть очень высокой.

Либроскоп, бесспорно, облегчает работу по определению центровки самолета, но возможности его применения невелики ввиду большого количества вариантов загрузки этих самолетов. Следовательно, область его применения ограничивается легкими и средними пассажирскими самолетами. Второй его недостаток заключается в том, что либроскоп, изготовленный для одного типа самолета, не применим для других типов, поскольку он связан с весом и размерами каждого данного самолета. Устройство же его, повидимому, достаточно сложное. По сведениям журнала «The Aeroplane» ни этот, ни другие подобные приборы не нашли широкого применения, но сам факт создания специального прибора для определения центра тяжести самолета заслуживает внимания.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСА И ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

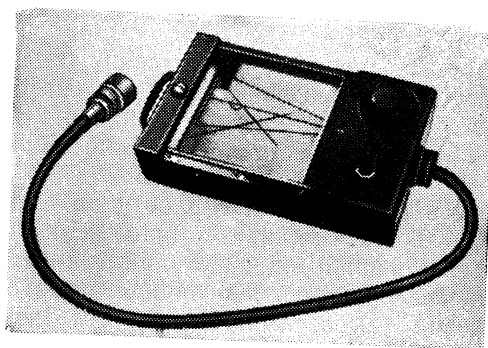
Во французском авиационном научно-исследовательском институте ONERA разработан метод определения веса и положения центра тяжести самолета с помощью электрооборудования, сконструированного для этой цели.

Метод основан на применении проволочных тензометров, электрическое сопротивление которых изменяется в зависимости от деформации, возникающей от прилагаемой нагрузки. В измери-



Фиг. 72. Оборудование для взвешивания самолета.
1, 2—динамометрические измерители; 3—измерительный прибор.

тельной аппаратуре использован мостик Уитстона с тремя измерительными электроцепями, с питанием от постоянного тока напряжением в 24 в.



Фиг. 73. Указатель центра тяжести самолета.

Оборудование состоит из трех динамометрических измерителей 1 и 2, заменяющих весы, измерительного прибора 3 для определения веса самолета (фиг. 72) и прибора для определения его центра тяжести (фиг. 73).

Динамометрические измерители

Динамометрические измерители, воспринимающие нагрузку, имеют форму небольшого полого цилиндра с наружным диаметром 62 мм и высотой 75 мм. Вес каждого измерителя 300 г. Изготов-

ляются они из высокопрочной стали. На поверхности цилиндра закреплены симметрично восемь проволочных тензометров, которые измеряют его деформацию. Все они включены в мостик Уитстона. Одно плечо мостика с сопротивлением 120 ом образовано четырьмя тензометрами, установленными параллельно оси цилиндра измерителя и включенными последовательно; второе плечо с сопротивлением 120 ом включено параллельно; третье плечо с сопротивлением также 120 ом примыкает к предыдущему и состоит из четырех других тензометров, прикрепленных поперечно и соединенных проводами аналогично первым четырем тензометрам.

Если нагрузка приложена не точно по оси цилиндра, показания тензометра будут неравномерными. Путем увеличения числа тензометров по окружности можно уменьшить погрешность измерений.

Динамометрические измерители 1 (см. фиг. 72) рассчитаны на 10 т , а измеритель 2 — максимум на 2 т . Совершенно очевидно, что такие измерители можно изготовить для нагрузки в $20, 50 \text{ т}$ и более.

Динамометрические измерители помещают между головками трех гидравлических подъемников и тремя шаровыми опорами. На крыле самолета обычно имеются узлы для подъема, которые имеют выемки для шаровых опор. Каждый измеритель имеет такое же углубление под домкрат и головку для установки на крыле. Три опоры (a, b, c на фиг. 74), представляющие собой гидравлические подъемники, на которых самолет устанавливается в линии полета, располагаются, как и весы при обычном взвешивании: два под крылом, симметрично по отношению к продольной оси самолета, а третий — в хвостовой или носовой части фюзеляжа (около хвостового или носового шасси). При выдвижении подъемников самолет опирается на три точки и измерители показывают реакции опор P_a, P_b и P_c .

Угол между осью самолета и горизонтальной плоскостью измеряется ватерпасом, а расстояние между подъемниками — рулеткой.

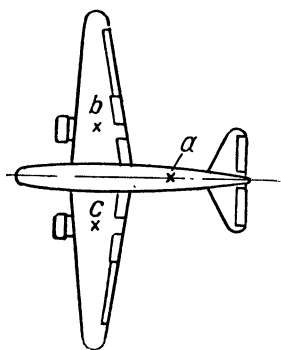
Динамометрические измерители соединены с измерительным прибором посредством трех многожильных проводов (каждый длиной $15\text{--}18 \text{ м}$) и позволяют непосредственно определять величины реакций P_a, P_b и P_c . Вес же самолета определяется суммированием

$$G = P_a + P_b + P_c.$$

Изменение основано на принципе пропорциональности деформации напряжению сжатия (в пределах упругости).

По закону Гука имеем:

$$\frac{\Delta l}{l} = \frac{P}{FE},$$



Фиг. 74. Схема установки самолета на опоры a, b, c .

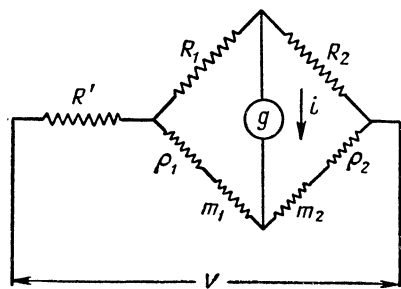
где $\frac{P}{F}$ — напряжение сжатия;
 E — модуль упругости стали;
 $\frac{\Delta l}{l}$ — относительное сжатие детали.

Абсолютное сжатие Δl всегда очень мало — в пределах нескольких десятков микрон.

Измерительный прибор для определения веса самолета

Метод измерений состоит в использовании мостика Уитстона таким образом, что одни его плечи образованы тензometрами, измеряющими величины R_1 и R_2 , а другие — тензometрами, укрепленными на компенсаторе (ρ_1 ; ρ_2 ; m_1 ; m_2 на фиг. 75). Компенсатор установлен в приборе и включается посредством кнопки с одновременным включением счетчика.

В диагональ мостика Уитстона включен гальванометр. В результате изменения сопротивления детекторных тензometров через гальванометр проходит ток, вызванный нарушением равновесия; напряжение тока изменяется под действием деформации тензometров, укрепленных на компенсаторе. Когда стрелка гальванометра возвращается к нулю, потребная деформация уравнивающих



Фиг. 75. Электрическая схема измерительного прибора.

тензometров передается на валик, который имеет число оборотов, пропорциональное измеряемому напряжению. Результат измерений отсчитывается по шкале.

Изменение электрического сопротивления тензometра является функцией относительного сжатия, т. е. когда единичная длина проволоки тензometра, подвергаемая сжатию, изменяется на величину Δl , его электрическое сопротивление R изменяется на величину ΔR , равную

$$\frac{\Delta R}{R} = k \frac{\Delta l}{l},$$

где

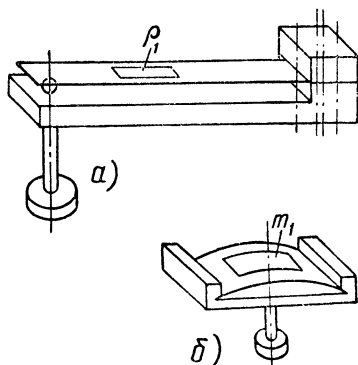
$$k = 1 + 2\sigma,$$

σ — коэффициент Пуассона проволоки тензometра.

Следовательно, значения $\frac{\Delta R}{R}$ пропорциональны деформациям пластины. Так как измерения напряжений производятся путем приведения мостика в равновесие, они не зависят от условий питания мостика. Изменение сопротивления ΔR очень незначительно и максимальная величина его для тензometра с сопротивлением 120 ом составляет 0,72 ом.

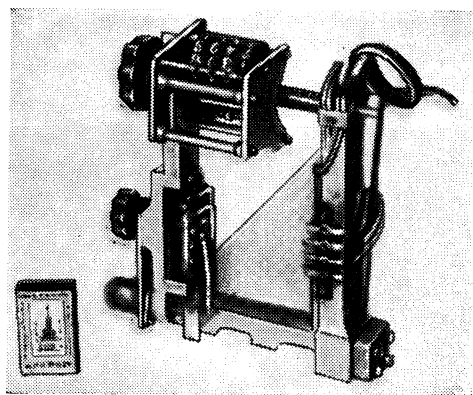
Измерительная часть прибора состоит в основном из деформируемой пластины (фиг. 76,а), заделанной одним концом, на которой укреплены два тензометра (см. ρ_1 и ρ_2 на фиг. 75). Свободный конец пластины соединен с микрометрическим винтом, движение которого вызывает деформацию пластины и одновременно через зубчатую связь передается на счетчик. Когда пластина прогибается, один из тензометров работает на растяжение, а другой — на сжатие. Путем изменения положения заделки пластины можно менять положение тензометров и тем самым менять их тарировку.

Два других тензометра укреплены: один — на недеформируемой металлической пластине (фиг. 76,б) (постоянное сопротивление), а другой — на деформируемой пластине из того же металла, что дает температурную компенсацию.



Фиг. 76. Элементы измерительной части прибора.

а — деформируемая пластина механизма приведения к нулю; б — закрепленная пластина для компенсации.



Фиг. 77. Блок компенсатора и счетчика.

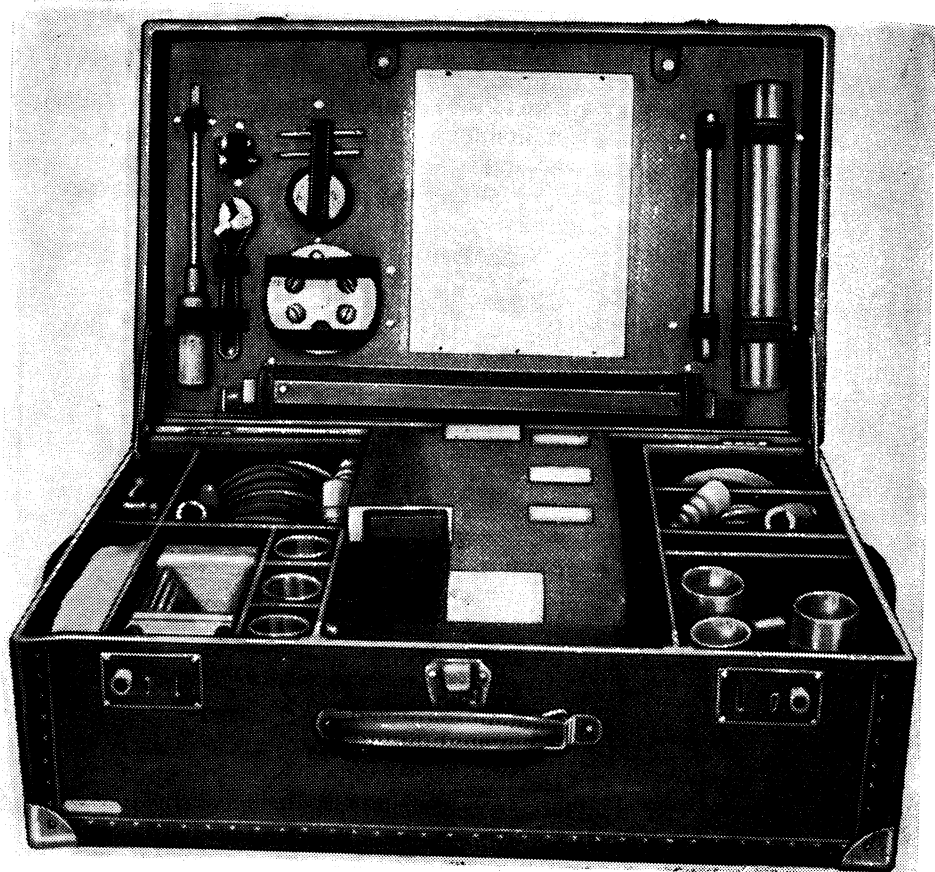
Деформация этих тензометров (m_1 и m_2), включенных последовательно в два плеча мостика Уитстона, позволяет уравновешивать мостик. Приведение к нулю осуществляется гальванометром, вибрация которого демпфируется подвижной частью, погруженной в жидкость.

Измерительный прибор (см. фиг. 72) представляет собой компактный агрегат, в верхней части которого расположены: матовый экран, переключатель гальванометра, ручка управления механизмом приведения к нулю, связанная с изменением положения зеркала гальванометра, и градуированная шкала счетчика. На боковой стороне находятся: питающая вилка, выключатель, кнопка управления компенсатором, кнопка электрического управления механизмом приведения к нулю и выводной зажим для проводов детекторных тензометров. Задняя сторона представляет собой съемную панель, обеспечивающую доступ к экрану гальванометра.

Внутри расположен блок компенсатора (фиг. 77), который можно вынимать для регулировки без разъединения проводов.

Оптическая система имеет три зеркала, которые преломляют световой луч и направляют его на экран. Агрегат, состоящий из гальванометра, прожектора, зеркала и экрана, смонтирован на жесткой раме.

Прибор имеет три измерительные цепи и переключатель для включения гальванометра в диагональ. Благодаря небольшим габ-



Фиг. 78. Комплект оборудования в упаковке.

ритам, прочности и другим качествам он удобен в транспортировке и в эксплуатации. Его общие размеры: длина — 300 мм, ширина — 180 мм, высота — 250 мм, вес — 5 кг.

Характеристики оборудования определяются пятью формулами, выражающими зависимость между относительным изменением сопротивления имеющихся тензометров и изменением их длины с учетом длины и толщины пластин, модуля упругости, стрелы прогиба пластины, напряжения тока, сопротивления гальванометра и некоторых других параметров.

Приборы, описание которых здесь дано, позволяют производить взвешивание быстро и с достаточной степенью точности.

Для транспортировки все оборудование укладывается в специальный чемодан (фиг. 78) со следующими размерами: длина — 650 мм, ширина — 400 мм, высота — 220 мм, вес — около 30 кг.

Прибор для определения положения центра тяжести самолета на земле

В дополнение к описанному выше оборудованию для взвешивания самолета, в том же институте был разработан электрический прибор для определения положения центра тяжести самолета на земле (см. фиг. 73). Принцип построения прибора заключается в следующем.

Точки a , b и c (см. фиг. 74) представляют собой горизонтальные проекции точек опоры самолета. В плоскости W выбираем две прямоугольные оси Ox и Oz (фиг. 79) и строим фигуру ABC , подобную треугольнику abc , образованному проекциями опор. Отношение $\frac{BC}{bc}$ дает масштаб фигуры. Для этого на оси Ox выбираем точку A , а на оси Oz точки B и C , расположенные симметрично относительно оси Ox ; полученные отрезки обозначаем

$$|OB| = |OC| = d; \quad |OA| = h.$$

Если три реакции опор P_a , P_b и P_c перенести в точки A , B и C плоскости W , то можно вычислить координаты x и z геометрического центра тяжести фигуры, образованной тремя параллельными силами в системе Ox и Oz

$$x = h \frac{P_a}{P}; \quad z = d \frac{P_b - P_c}{P}, \quad (76)$$

где

$$P = P_a + P_b + P_c.$$

Затем в той же плоскости W проводим две прямые $B-B'$ и $C-C'$, проходящие соответственно через точки B и C .

Координаты точек пересечения этих прямых выражаются через угловые коэффициенты β и γ следующими уравнениями:

$$x = \frac{2d}{\gamma - \beta}; \quad z = d \frac{\gamma + \beta}{\gamma - \beta}. \quad (77)$$

Решением уравнений (76) и (77) устанавливается зависимость между наклоном прямых $B-B'$ и $C-C'$ и реакциями опор для того, чтобы точка пересечения M представляла собой проекцию центра тяжести самолета на горизонтальную плоскость. Эти соотношения следующие:

$$\left. \begin{aligned} \beta &= -\frac{d}{h} \frac{P_a + 2P_b}{P_a}; \\ \gamma &= \frac{d}{h} \frac{P_a + 2P_c}{P_a}. \end{aligned} \right\} \quad (78)$$

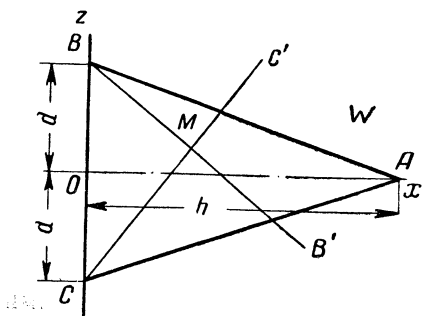
Практически достаточно поместить в точках B и C стрелочные механизмы и связать движение стрелок с реакциями опор соотношениями (78). Это может быть осуществлено при помощи логометра, т. е. прибора, измеряющего отношение токов.

Рассмотрим, например, логометр с неподвижными катушками и ротором (подвижным сердечником из мягкого железа).

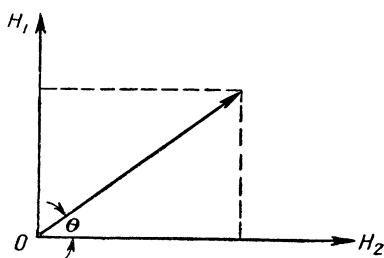
Через катушки с взаимно перпендикулярными осями протекают токи I_1 и I_2 , создающие поля H_1 и H_2 . Ротор, а следовательно, и стрелка ориентируются тогда в направлении результирующего поля (фиг. 80)

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{H_1}{H_2} = \frac{I_1}{I_2}.$$

Представим себе далее такой логометр, у которого поле H_1 создается двумя катушками, вращающимися одна в другой, и через



Фиг. 79. Графическое изображение точек опоры самолета.



Фиг. 80. Схема построения поля.

которые протекают токи $I_{1a} = kP_a$ и $I_{1b} = 2k_1P_b$. Поле H_2 этого логометра создается одной катушкой, через которую проходит ток $I_{2a} = k_2P_a$. Стрелка логометра отклоняется в направлении, определяемом выражением

$$\operatorname{tg} \theta = k \frac{P_a + 2P_b}{P_a},$$

т. е. точно в направлении прямой $B-B'$ (см. фиг. 79).

Связав два таких прибора, помещенных соответственно в точках B и C (см. фиг. 79) и надлежащим образом ориентированных, получим уравнения движения стрелок

$$\left. \begin{aligned} \beta &= -\frac{H_1}{H_2} = -k \frac{P_a + 2P_b}{P_a}; \\ \gamma &= \frac{H_1}{H_2} = k \frac{P_a + 2P_c}{P_a}. \end{aligned} \right\} \quad (79)$$

Как видно из уравнений (78), точка пересечения стрелок представляет собой изображение в плоскости W проекции центра тяжести самолета на горизонтальную плоскость.

Для нахождения центра тяжести самолетов различных типов необходимо определить значение k [из уравнений (79)] и приравнять его значению $\frac{d}{h}$ [из уравнений (78)], характеризующему

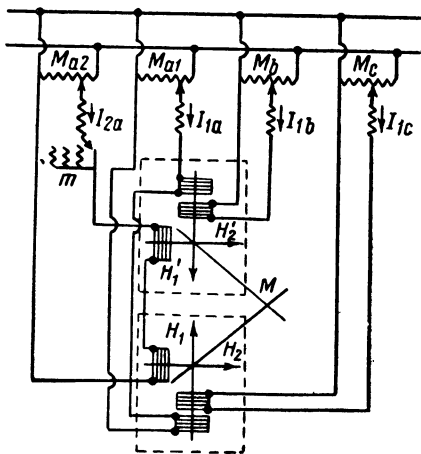
самолет. С этой целью к контуру, образующему поле H_2 (фиг. 81), присоединен реостат сопротивления m . Эта же регулировка позволяет применять динамометры с различной расчетной нагрузкой.

Устройство прибора. Каждая группа катушек крепится к латунному основанию регулирующими лапками. Подвижная система укреплена на стальной оси, закрепленной на раме шарнирами, регулирующими по высоте. Ротор, установленный на оси, выполнен из железа. Стрелка изготовлена из алюминиевой трубки с наружным диаметром 0,5 мм; на нее надета вторая, более короткая, трубка из нержавеющей стали; последняя прикреплена к оси. Верхняя трубка служит противовесом, обеспечивающим состояние неустойчивого равновесия подвижной системы прибора.

На основании прибора смонтированы два цоколя, оси которых отстоят друг от друга на расстоянии $2d=60$ мм. Стрелки длиной 85 мм движутся на белом фоне. Для предохранения от ударов и пыли они закрыты листом плексигласа; стрелки прикреплены к рамке. В верхней части прибора сделаны специальные пазы, в которые могут вставляться съемные панели из плексигласа размером 120×135 мм. На панелях нанесены система координат рассматриваемого самолета, положение точек опоры B и C (см. фиг. 79) и положение, которое должен занимать центр тяжести (значение верхней проекции).

На верхней стороне кожуха имеются рукоятки настройки прибора для данного типа самолета и пусковая кнопка. Потенциометры M_{a1} ; M_{a2} ; M_b ; M_c (см. фиг. 81) помещаются внутри корпуса прибора, они связаны с аппаратурой взвешивания; и напряжения в них пропорциональны показаниям счетчиков, находящихся в измерительном приборе. Указатель центра тяжести связан с динамометром семижильным кабелем с разъемной вилкой. Соединив прибор с динамометром и установив рукоятку шкалы регулировки в положение, соответствующее данному самолету (съемной прозрачной панели), можно прочесть положение центра тяжести (после некоторой выдержки, необходимой для того, чтобы показания прибора получили устойчивость).

Прибор для определения центра тяжести самолета при взвешив-



Фиг. 81. Электрическая схема указателя центра тяжести самолета.

вании имеет некоторые недостатки, которые нетрудно устранить. Например, можно заменить логометры, работающие по линейному закону, потенциометрами с переменной функцией; для повышения точности прибора можно увеличить его размеры. Но данный прибор имеет большие достоинства: он позволяет мгновенно определить фактическое положение центра тяжести и имеет относительно простую конструкцию. Возможность применения съемных панелей, соответствующих различным типам самолетов, делает его универсальным.

3. ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ЛИНЕЙКИ

Центровочные линейки, позволяющие довольно быстро и достаточно точно определять положение центра тяжести самолета, могут иметь различный вид в зависимости от расчетного метода, принимаемого для построения их шкал.

В основу одной из существующих систем центровочных линеек положен рассмотренный выше метод индексов. На этих линейках нанесены различные шкалы, каждая из которых соответствует определенному виду загрузки, например: одна шкала для топлива, другая для масла, третья для коммерческого груза и т. д. Большинство шкал не горизонтальные, а диагональные. Таким образом, эта линейка как по своему внешнему виду, так и по системе построения ни в какой степени не напоминает логарифмическую. Большое количество различных шкал, расположенных с двух сторон линейки, и имеющиеся там графики загромождают ее и усложняют вычисления.

Расчет центровки с помощью такой линейки ведется в два приема: по линейке производится вычисление индексов различных грузов, а центр тяжести самолета находится на графике, прилагаемом к линейке или размещенном в средней части ее корпуса. В случае, если принятое перед вычислением размещение грузов не привело к желаемому значению центровки, все операции приходится повторять снова, производя перемещение грузов, и так до тех пор, пока не будет получено требуемое положение центра тяжести самолета.

Центровочные линейки, построенные в системе индексов, бывают нескольких типов, с различными шкалами отсчета центра тяжести. Одни из них позволяют вычислять положение центра тяжести и его изменение от загрузки или уменьшения веса в полете только относительно диапазона центровок в отвлеченных числах по шкале индексов; другие, кроме того, позволяют находить положение центра тяжести в процентах средней аэродинамической хорды крыла для различных полетных весов.

Все шкалы этой линейки имеют непосредственную связь с размерами и компоновкой самолета вполне определенного типа; применение этой линейки к другому типу самолетов невозможно. Кроме того, применение линеек системы индексов, как следует из сказанного, ограничивается расчетом центровки самолета при его загрузке, т. е. имеет чисто эксплуатационное назначение.

Необходимо указать еще на один недостаток линейки системы индексов. Метод расчета с помощью этой линейки не дает непрерывной записи операций; по этой причине, когда в ход расчета вовлечено большое количество различных грузов, вполне возможно пропустить критическую нагрузку и закончить подсчет полностью ошибочным результатом.

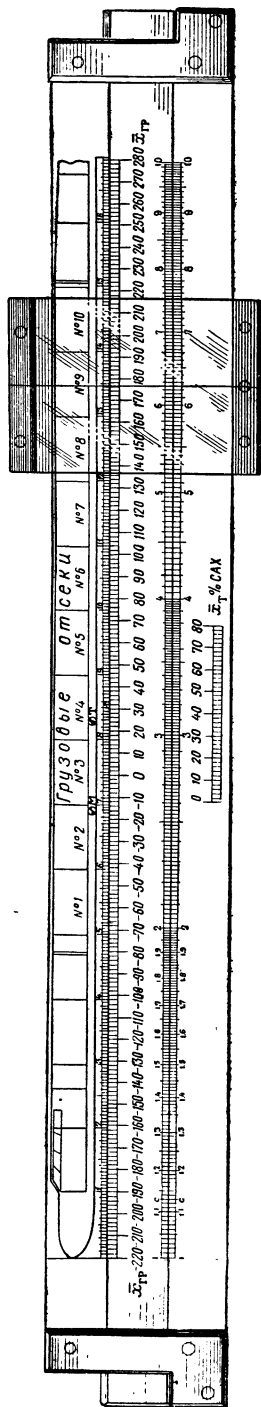
Можно также создать центровочную линейку, положив в основу рассмотренный выше графо-аналитический метод. С ее помощью задача нахождения центра тяжести будет решаться с достаточной степенью точности, но шкалы ее будут диагональными и достаточно сложными, что вызовет известные трудности при ее освоении.

Линейку любой системы, как бы она ни была проста, необходимо изучать, а для свободного ее применения необходима некоторая практика. Поэтому главным достоинством системы центровочной линейки при прочих равных условиях следует считать однородность ее шкал со шкалами широко известной логарифмической линейки, а также наименьшую связь этой линейки с каждым отдельным типом самолета и наименьшую ограниченность в количестве видов нагрузки.

Этими соображениями руководствовались при совместной разработке центровочной линейки новой системы инж. Столбовой Н. П. и автор настоящей работы.

Все шкалы предлагаемой линейки (фиг. 82) расположены с одной стороны; основная из них является логарифмической и не связана с отдельным типом самолета. Кроме нее, на линейке имеется схема самолета и две шкалы — одна на движке, другая в нижней части корпуса; эти шкалы построены в масштабе длины средней аэродинамической хорды данного самолета.

Для удобства пользования центровочная линейка новой системы по своему виду (прямолинейные шкалы) и методу расчета максимально приближена к обычной логарифмической линейке.



Фиг. 82. Центровочная линейка системы Н. П. Столбового и В. М. Шейнина.

В основу вычисления центровки самолета по линейке положено уравнение (58), с помощью которого находится смещение центра тяжести самолета от добавления, снятия или перемещения каждого груза в отдельности

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{G_{гр} x_{с_{гр}}}{0,01 b_A (G + G_{гр})}$$

Следовательно, окончательное положение центра тяжести самолета в нашем случае определяется путем последовательного суммирования величин его перемещения.

С помощью этой линейки по одним и тем же ее шкалам вычисляется изменение центровки самолета:

- 1) от загрузки всех видов груза;
- 2) от изменения веса самолета в полете;
- 3) от снятия с самолета части нагрузки или каких-либо агрегатов оборудования;
- 4) от перемещения на самолете экипажа, грузов или агрегатов;
- 5) от выгорания топлива.

С помощью линейки, кроме того, можно найти величину груза, загружаемого в какой-либо отсек для смещения центровки самолета на заданную величину, или положение груза известного веса, загружаемого на самолет с той же целью.

Линейка этой системы может быть изготовлена для самолетов всех назначений как военных, так и транспортных. При этом главная ее шкала остается неизменной, а две другие шкалы являются равномерными и поэтому элементарно просты. Изготовление такой линейки для любого самолета не вызывает никаких затруднений.

Описание линейки

Центровочная линейка состоит из корпуса, движка и визира. Шкалы расположены на движке и на корпусе линейки.

Ниже дается описание схемы самолета и построения двух шкал ($\bar{x}_{гр}$ и \bar{x}_T), третья шкала перенесена с логарифмической линейки.

Схема транспортного самолета, помещенная в верхней части линейки, наносится в искаженном виде. При этом длина самолета и все остальные продольные размеры должны быть вычерчены в определенном масштабе. На этой схеме наносится разбивка грузовых и служебных помещений на отсеки. Отсеки грузового помещения пронумерованы. При этом нумерация на схеме должна соответствовать нумерации отсеков на самолете. (Для удобства загрузки, грузовое помещение самолета следует разбить на отсеки, проведя линии на полу или по бортам, и пронумеровать). Грузовые отсеки следует сделать равными, длиной один или два метра, тогда шкала, расположенная под схемой на корпусе линейки, получится равномерной.

В верхней части корпуса линейки можно нанести точки М и Т, соответствующие положению центров тяжести масла и топлива.

Для самолетов, у которых топливная система состоит из нескольких самостоятельных групп, количество точек Т должно соответствовать количеству таких групп.

В нижней части корпуса центrovочной линейки нанесена шкала исходных центровок, представляющая собой среднюю аэродинамическую хорду крыла, отложенную в том же масштабе, что и длина самолета по схеме, причем длину шкалы можно ограничить и принять равной 0,6 или $0,8b_A$. Каждое деление на этой шкале соответствует 2% длины хорды. Положение шкалы исходных центровок по длине корпуса линейки строго определено и находится в соответствии с положением носка средней аэродинамической хорды на самолете.

В верхней части движка линейки расположена шкала относительных координат центров тяжести грузов, т. е. величин

$$\bar{x}_{гр} = \frac{x_{сгр}}{b_A} 100.$$

Эта шкала нанесена в масштабе средней аэродинамической хорды крыла с таким расчетом, что участки ее от нуля до 100, от 100 до 200 и т. д. равны длине хорды в масштабе, принятом при вычерчивании схемы самолета. Полная длина шкалы должна соответствовать длине самолета или его грузового отсека.

Начало отсчета (ноль) на шкале относительных координат расположено в средней части движка, что позволяет производить расчет центровки с минимальным перемещением движка. Справа от нуля находятся положительные значения величины $\bar{x}_{гр}$, слева — отрицательные.

Определение по линейке положения центра тяжести самолета при прибавлении или снятии грузов

Для определения положения центра тяжести самолета по центrovочной линейке необходимо иметь следующие исходные данные: неизменный вес самолета, центровку, соответствующую этому весу, и весá загружаемых на самолет грузов.

К неизменному весу самолета следует относить вес пустого самолета и той нагрузки, вес которой не изменяется при различных вариантах загрузки самолета, а именно: весá экипажа, погрузочных устройств, служебной нагрузки и пр. Следовательно, неизменный вес и соответствующая центровка для каждого данного самолета могут быть однажды вычислены и записаны, например, на футляре линейки.

Как указывалось выше, расчет центровки самолета с помощью такой линейки производится путем последовательных вычислений величин изменения центровки самолета от загрузки отдельными грузами. Поэтому, приступая к расчету, прежде всего следует найти центровку самолета после заправки его топливом и маслом, а затем, наметив размещение грузов, вести вычисление центровки загруженного самолета.

Последовательность вычисления центровки самолета по линейке следующая.

1) Пользуясь шкалами, расположенными в нижней части корпуса и на движке, определяем значение относительной координаты центра тяжести грузов $\overline{x_{гр}}$; для этого:

а) на шкале исходных центровок самолета $\overline{x_{т}}$ находим деление, соответствующее центровке незагруженного самолета, и устанавливаем против него риску визира;

б) передвигаем движок до совмещения деления «0» на его шкале с риской визира (точка A на схеме 1, фиг. 83);

в) передвигаем визир до совмещения с центром тяжести груза, загружаемого в назначенный отсек и под риской на шкале движка находим величину $\overline{x_{гр}}$ (точка B на схеме 1, фиг. 83).

2) Найдя относительную координату груза, дальнейшее вычисление ведем по логарифмической шкале линейки (см. фиг. 83) в следующем порядке:

а) устанавливаем риску визира против деления на шкале в нижней части корпуса, соответствующего найденному значению $\overline{x_{гр}}$;

б) перемещаем движок до совмещения деления 1 на нижней его шкале с риской визира (точка C на схеме 2);

в) перемещаем визир до совмещения его риски с делением на нижней шкале движка, соответствующим весу груза $G_{гр}$ (точка D на схеме 2);

г) перемещаем движок до совмещения деления на его шкале, соответствующего весу самолета G с риской визира (точка E на схеме 3);

д) перемещаем визир до совмещения его риски с делением 1 на шкале движка и под риской на шкале корпуса (точка F на схеме 3) находим величину изменения центровки самолета $\Delta\overline{x_{т}}$ %, вызванного добавлением или снятием груза.

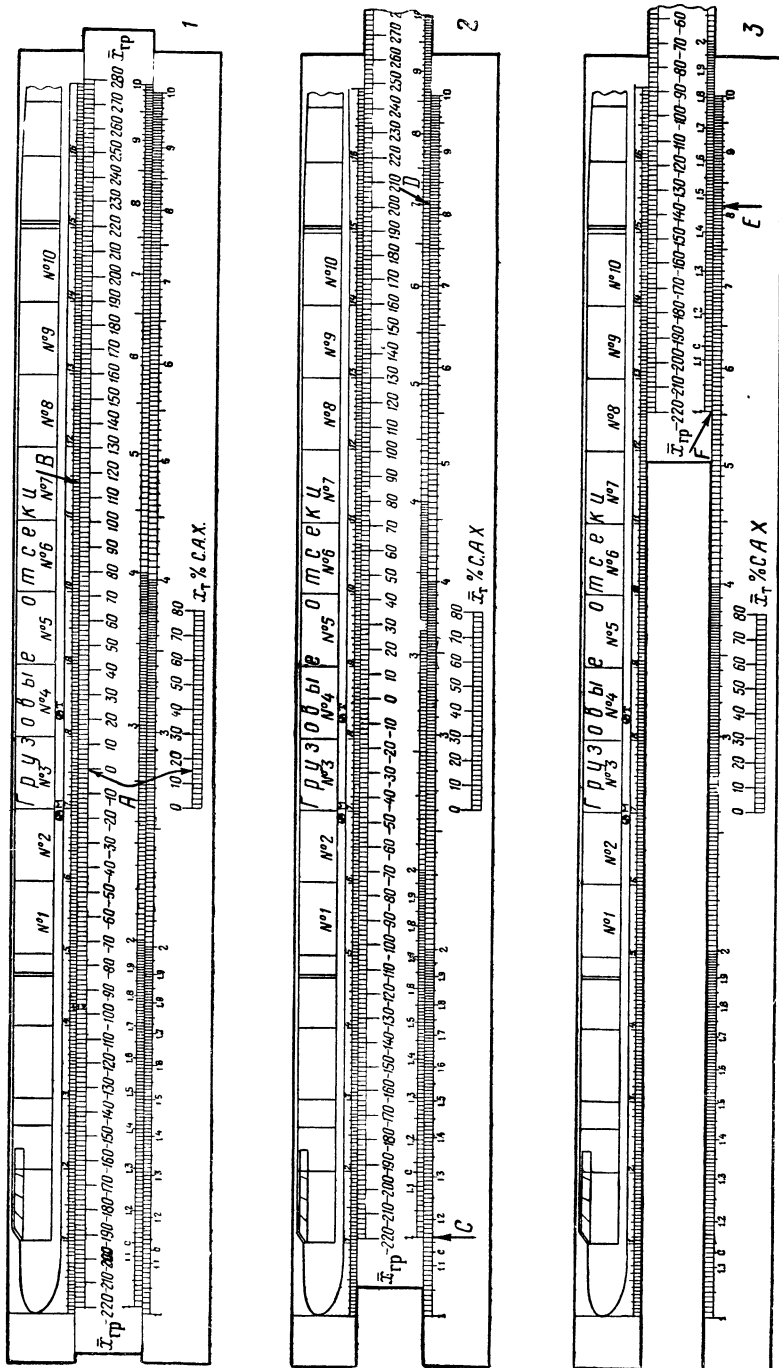
Таким образом, этими операциями на логарифмической шкале решено уравнение

$$\Delta\overline{x_{т}} = \frac{\overline{x_{гр}} G_{гр}}{G}.$$

Вычисления эти повторяются столько раз, сколько различных грузов загружается на самолет. При этом следует хорошо помнить, что исходными данными для вычисления величины $\Delta\overline{x_{т}}$ % от каждого последующего груза будут вес и центровка самолета с учетом добавления или снятия предыдущего груза.

Вычисление по линейке величины изменения центровки при перемещении грузов на самолете

Если принятое при вычислении центровки самолета размещение грузов не привело к желаемому результату, то, пользуясь этой линейкой, не приходится повторять все операции снова. Следует лишь найти величину перемещения $\Delta\overline{x_{т}}$ одного из заданных гру-



Фиг. 83. Схема действий по центровой линейке.

зов $G_{гр}$ для смещения центра тяжести самолета на известную величину Δx_t или найти величину груза $G_{гр}$ для перемещения его на заданное расстояние $\Delta x_{гр}$.

Последовательность вычислений следующая.

1) Определяя расстояние $\Delta x_{гр}$, на которое необходимо сместить груз весом $G_{гр}$ для исправления центровки на заданную величину Δx_t , вычисление начинаем на логарифмической шкале, с помощью которой решаем уравнение (написанное в средней части корпуса под движком) относительно $\overline{x_{гр}}$

$$\overline{x_{гр}} = \frac{\Delta \overline{x_t} G}{G_{гр}}$$

2) Дальнейшее вычисление ведем по шкале $\overline{x_{гр}}$, с использованием схемы самолета, в следующем порядке:

а) ставим риску визира против центра тяжести перемещаемого груза, расположение которого находим по схеме самолета;

б) совмещаем деление «0» на шкале движка с рисккой визира;

в) перемещаем визир до совмещения с делением на шкале движка, соответствующим ранее найденному значению $\overline{x_{гр}}$;

г) под рисккой визира на схеме самолета находим отсек, в который следует переместить груз для смещения центра тяжести самолета на заданную величину.

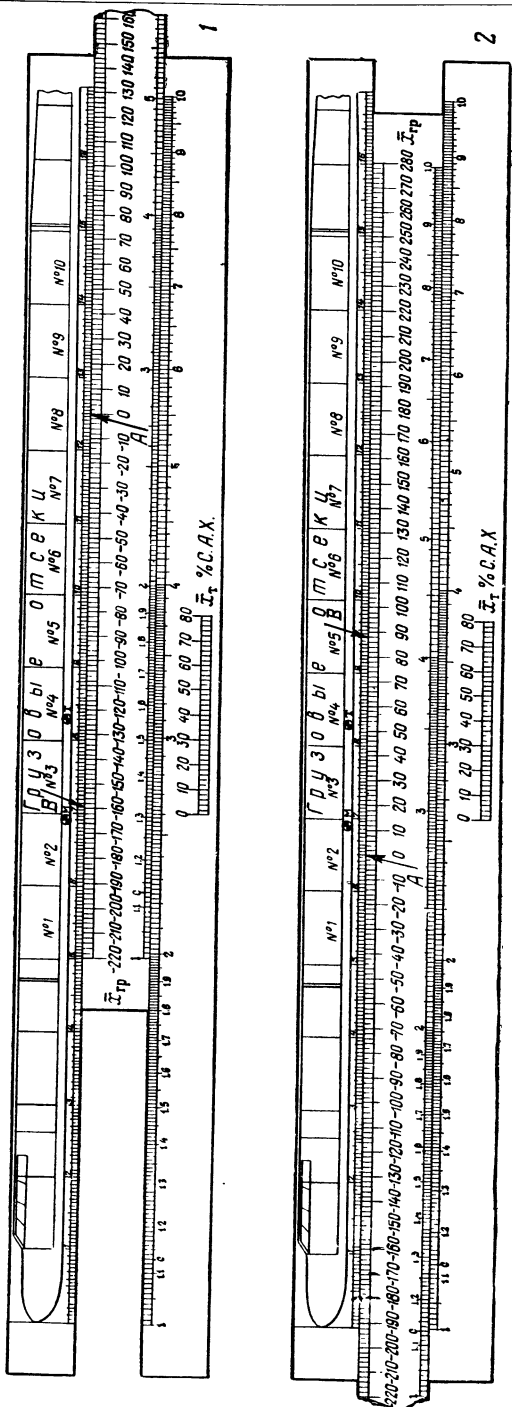
При этом вычислении следует иметь в виду, что когда исправляется задняя центровка, т. е. центр тяжести смещается вперед на величину $-\Delta x_t$, то найденное значение $\overline{x_{гр}}$ будет иметь отрицательный знак и визир следует перемещать влево до совмещения его риски с найденным значением $-\overline{x_{гр}}$, т. е. по направлению перемещения груза на самолете. Если же исправляется передняя центровка на величину $+\Delta x_t$, то найденное значение $\overline{x_{гр}}$ будет иметь положительный знак и визир следует перемещать соответственно вправо, что также совпадает с перемещением груза к хвостовой части фюзеляжа.

Все остальные возможные случаи, например, определение величины Δx_t при перемещении заданного груза $G_{гр}$ на известное расстояние, определение величины груза, перемещаемого из одного отсека в другой для смещения центра тяжести самолета на заданную величину, и др., решаются аналогично рассмотренному случаю с помощью того же уравнения.

Правила пользования линейкой

Необходимо запомнить следующие правила пользования линейкой:

1) При перемещении визира движок линейки должен быть неподвижен, а при перемещении движка должен быть неподвижен визир. Движок, как и визир, перемещается в обе стороны — вправо и влево.



Фиг. 84. Схема действий по центровой линейке.

2) Искомые величины могут иметь как положительное, так и отрицательное значения. Правило знаков состоит в следующем:

а) при нахождении относительной координаты груза $\bar{x}_{гр}$ знак определяется непосредственно по шкале;

б) при вычислении по логарифмической шкале линейки правило знаков — обычное алгебраическое, а именно: если величина $\bar{x}_{гр}$ имеет знак плюс и величина $G_{гр}$ тоже имеет знак плюс, т. е. на самолет устанавливается дополнительный груз, то найденная величина $\Delta \bar{x}_т$ также будет положительной; если величина $\bar{x}_{гр}$ будет положительной, а величина $G_{гр}$ отрицательной, т. е. с самолета снимается груз, то найденная величина $\Delta \bar{x}_т$ будет отрицательной.

Аналогично следует поступать и в двух других возможных случаях.

Пример 1. На самолет весом $G=14\,000$ кг, с исходной центровкой $\bar{x}_т=15\%$ САХ, загружается груз весом $G_{гр}=700$ кг. Определить изменение центровки самолета, если груз будет положен в отсек № 7.

1) Находим на шкале исходных центровок деление, соответствующее $\bar{x}_т=15\%$ (точка *A*, см. схему 1 на фиг. 83), и устанавливаем против нее риску визира.

2) Передвигаем движок до совмещения деления «0» с риской визира.

3) Перемещаем визир до совмещения его риски с центром отсека № 7. На шкале движка находим $\bar{x}_{гр}=116$ (точка *B* на схеме 1, фиг. 83).

4) Далее, на логарифмической шкале, как на обычной линейке, решаем уравнение

$$\Delta \bar{x}_т = \frac{\bar{x}_{гр} \cdot G_{гр}}{G} = \frac{116 \cdot 700}{14\,700} = 5,5\% \text{ САХ.}$$

Пример 2. Для самолета весом 16 000 кг после распределения грузов получили центровку 20% САХ. Требуется определить: куда следует переместить из отсека № 8 груз весом 200 кг для изменения центровки самолета на $\Delta \bar{x}_т^* = 2\%$ САХ.

1) Вначале находим величину $\bar{x}_т$, решением уравнения по логарифмической шкале

$$\bar{x}_т = \frac{\Delta \bar{x}_т \cdot G}{G_{гр}} = - \frac{2 \cdot 16\,000}{200} = -160.$$

2) Устанавливаем деление «0» на шкале движка против отсека № 8 (точка *A* на схеме 1, фиг. 84).

3) Совмещаем риску визира с делением «-160» на шкале движка. Под риской визира на схеме самолета находим место расположения рассматриваемого груза (точка *B* на схеме 1, фиг. 84).

На шкале в верхней части корпуса под схемой самолета можно найти величину перемещения груза

$$\Delta x = 12,5 - 7,05 = 5,45 \text{ м.}$$

ЛИТЕРАТУРА

1. Бедункович А. Г., Проектирование самолетов, ЛКВВИА, 1948.
2. Борисенко И. Е., Номограмма для определения центра тяжести самолета от прибавления, снятия и перемещения грузов, ТВФ № 8, 1940.
3. Галлай М. Л., Об улучшении продольной устойчивости серийных самолетов, ТВФ № 4, 1945.
4. Зинин Л. С., Весовой расчет самолета, Оборонгиз, 1941.
5. Кравцов А. А., Взвешивание и определение центра тяжести самолета, ТВФ № 10, 1929.
6. Макаров С. Я., О приближенном определении полетного веса самолета и его частей, ТВФ № 4, 1945.
7. Пышнов В. С., Аэродинамика самолета, ч. II, ОНТИ НКТП, 1935.
8. Савельев В. В., Определение центра тяжести всего фюзеляжа или лодки в стадии эскизного проектирования, ТВФ № 4, 1939.
9. Строганов А. Г., Центровка самолета, Оборонгиз, 1940.
10. Сутугин Л. И., Основы проектирования самолетов, Оборонгиз, 1945.
11. Шульженко М. Н., Конструкции самолетов, Оборонгиз, 1953.
12. ТВФ № 1 и № 12, 1945.
13. Справочник авиаконструктора, том I, ЦАГИ, 1937.
14. Техническое описание самолета ПС-84, Оборонгиз, 1941.
15. Фадеев Н. Н., Весовые формулы самолета и его частей, ЦАГИ, 1939.
16. Сяницын В. Ф., Влияние параметров крыла на вес его конструкции, ТВФ № 10, 1946.
17. D. C. Tennant, A new standard loading system, «The Aeroplane», August 4, 1950.
18. C. Raguenet. Appareil de pesee pour avions, «La Recherche aeronautique» № 7, 1949.
19. J. Laxague, Pont statique et pesees d'avions, «La Recherche aeronautique» № 20, 1951.
20. J. Laxague, Indicateur du centre de gravité des avions du sol, «La Recherche aeronautique» № 29, 1952.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Условные обозначения	5
Введение	7
1. Значение центровки самолета	7
2. Основные понятия и терминология	10
3. Виды расчетов центровки самолета	12
Глава I. Средняя аэродинамическая хорда крыла и ее практическое определение	17
1. Определение средней аэродинамической хорды прямолинейного трапецевидного крыла	21
2. Определение средней аэродинамической хорды крыла нетрапецевидной формы в плане	25
3. Определение средней аэродинамической хорды стреловидного крыла	29
Глава II. Расчеты центровки в процессе проектирования и постройки самолета	32
1. Весовая классификация, применяемая в расчетах центровки самолета	32
2. Компоновочный и эскизный расчеты центровки самолета	40
3. Пример компоновочного расчета центровки самолета	50
4. Расчет центровки самолета по рабочим чертежам	61
5. Расчет центровки самолета по материалам детального взвешивания	64
6. Положение центров тяжести отдельных частей самолета и агрегатов	66
7. О точности расчетов центровки самолета	80
8. Углы выноса шасси и запас устойчивости самолета на земле	82
Глава III. Весовая компоновка и влияние параметров крыла на центровку самолета	86
1. Весовая компоновка	86
2. Изменение центровки самолета при изменении взаимного расположения крыла и фюзеляжа	89
3. Изменение центровки самолета при изменении стреловидности крыла в плане	93
4. Влияние изменения площади крыла на центровку самолета	108
5. Влияние удлинения и сужения крыла на центровку самолета	121
Глава IV. Экспериментальное определение веса и положения центра тяжести самолета	128
1. Подготовка к взвешиванию самолета	128
2. Взвешивание и обмер самолета	131

	<i>Стр.</i>
3. Графический метод определения положения центра тяжести самолета по результатам взвешивания	136
4. Аналитический метод определения положения центра тяжести самолета по результатам взвешивания (метод инж. А. Г. Строганова)	139
5. Приближенное определение положения центра тяжести самолета по давлению на носовое шасси	147
6. Практическое определение положения центра тяжести отдельных частей самолета	151
Глава V. Методы исправления центровки и улучшения продольной статической устойчивости построенных самолетов	155
1. Общие замечания	155
2. Средства исправления задней центровки самолета	157
3. Средства исправления передней центровки самолета	158
4. Методы улучшения продольной статической устойчивости самолета	159
Глава VI. Эксплуатационные методы определения центровки самолета	164
1. Постановка задачи	164
2. Определение центровки самолета с помощью диаграммы Юнкерса	168
3. Приближенный расчет центровки самолета с помощью диаграммы проф. В. С. Пышнова	171
4. Метод индексов	174
5. Графо-аналитический метод определения центровки самолета (метод инж. В. М. Шейнина)	180
6. Графический метод инж. И. Е. Борисенко	189
7. Графический метод определения загрузки пассажирских самолетов (метод инж. В. М. Шейнина)	194
8. Метод критического отсека	200
9. Формула для определения центровки самолета при добавлении, снятии или перемещении груза	203
Глава VII. Оборудование для определения веса и положения центра тяжести самолета. Центровочные линейки	206
1. Прибор для определения положения центра тяжести самолета при загрузке и в полете	207
2. Определение веса и положения центра тяжести самолета на земле с помощью электрооборудования	207
3. Центровочные линейки	216
Литература	225

Виктор Михайлович Шейнин

РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Издательский редактор *И. А. Петрова* Техн. редактор *А. В. Чистякова*

Г-15015 Подписано в печать 20/IX 1955 г. Учетно-изд. л. 14,8

Формат бумаги $60 \times 92 \frac{1}{16} = 7,38$ бум. л.—14,5 печ. л. в т/ч. 2 экл.

Цена 9 р. 40 к.

Заказ 204/1450

Типография Оборонгиза

