

К.Д. Миртова

**Конструкция и прочность самолётов и
вертолёт**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 030
ББК 92
К11

К11 **К.Д. Миртова**
Конструкция и прочность самолётов и вертолётов / К.Д. Миртова – М.: Книга по Требованию, 2024. – 440 с.

ISBN 978-5-458-32409-0

В учебнике рассматривается порядок проектирования и постройки летательных аппаратов.

ISBN 978-5-458-32409-0

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2024
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2024

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

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

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

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

При выборе силовой установки и аэродинамической компоновки применяются лучшие перспективные типы двигателей и новейшие результаты аэродинамических исследований. При разработке конструкции планера и подборе оборудования используются последние достижения в этих областях и учитывается опыт проектирования и эксплуатации летательных аппаратов, сходных по назначению.

Эскизный проект иногда разрабатывается одновременно в нескольких вариантах.

Работа конструкторского бюро при создании эскизного проекта включает следующие элементы:

- а) определение основных параметров летательного аппарата, выбор двигателей и оборудования;
- б) разработку чертежей общего вида, компоновочного чертежа, чертежей отдельных частей;

На компоновочном чертеже, выполняемом в большом масштабе, показываются основные части конструкции, грузы и оборудование. При посредстве этого чертежа согласуются их взаимное расположение и увязываются интересы всех конструкторских групп. Компоновочный чертеж используется как основа для центровки. Задачей центровки является размещение грузов и частей, при котором положение центра тяжести (ц. т.) летательного аппарата соответствует требованиям устойчивости и управляемости;

в) предварительный аэродинамический расчет, основанный на данных продувок (обычно ограниченного количества их);

г) расчет на прочность отдельных частей (неполный для наиболее ответственных в смысле прочности частей конструкции);

д) изготовление макета (в натуральную величину) участков конструкции. В макет входят кабина экипажа, часть пассажирского салона, примыкающие части крыла, установка двигателя и пр. Макет принимается макетной комиссией, в состав которой входят пилоты, инженеры по оборудованию и др.

Эскизный проект работниками ОКБ защищается перед специальной комиссией и принимается как основа для дальнейшей работы, если проект одобрен.

2. Технический проект и постройка опытного образца

Работа конструкторского бюро и завода, строящего опытный образец летательного аппарата, включает следующее:

- а) изготовление рабочих чертежей;
- б) проведение полной программы аэродинамических исследований и расчетов;
- в) расчет на прочность;
- г) постройка обычно не менее трех экземпляров летательного аппарата — двух для летных испытаний и одного для испытания на прочность;
- д) испытания конструкции на прочность.

3. Летные испытания

Летные испытания ведутся в такой последовательности:

- а) заводские испытания;
- б) испытания, проводимые организацией-заказчиком.

После окончания испытания и доводки (устранения недостатков конструкции) в случае положительного заключения о их результатах может быть принято решение о серийной постройке и принятии на эксплуатацию летательного аппарата.

4. Серийная постройка

Над подготовкой к серийной постройке работает серийное конструкторское бюро (СКБ). В процессе работы СКБ вносит иногда изменения в конструкцию, связанные с особенностями технологии изготовления при серийной постройке и в дальнейшем с учетом опыта эксплуатации. Все изменения согласовываются с опытным конструкторским бюро и заказчиком. Проводится полный расчет на прочность и выполняются все чертежи, разрабатывается технологическая оснастка.

Приемка готовых летательных аппаратов производится представителями организации-заказчика. Через определенное число выпускаемых летательных аппаратов экземпляры их проходят более полные летные испытания и проверяются на прочность.

5. Эксплуатация летательного аппарата и срок службы

Во время эксплуатации летательного аппарата и при его ремонте ведется наблюдение за состоянием конструкции, выявляются дефекты и сроки их возникновения.

Для более раннего обнаружения изменений состояния парка летательных аппаратов определенного типа в условиях эксплуатации используются рейсовые летательные аппараты, налетавшие больше часов, и лидеры, повышенный налет которых определяется специальной программой.

Для уточнения ресурса планера и обоснования его продления проводятся усталостные испытания как новых летательных аппаратов, так и имеющих определенный налет. На основании таких испытаний устанавливаются сроки технического обслуживания и ремонта, определяются необходимые доработки (изменения конструкции), нужные для увеличения ресурса отдельных частей.

Срок службы современных летательных аппаратов в основном определяется экономическими причинами. Объясняется это следующим.

Если не вводятся модификации, связанные с улучшением летно-технических свойств (за счет установки более совершенных двигателей, увеличения числа пассажирских мест и пр.), то с течением времени летательные аппараты рассматриваемого типа по своим данным значительно отстают от уровня новых типов и поэтому переводятся на трассы, менее нагруженные.

При большом сроке службы летательного аппарата увеличиваются расходы на ремонт, поэтому наступает время, когда дальнейшее использование его и продление ресурса становятся невыгодными и летательный аппарат снимается с эксплуатации.

УСЛОВИЯ НАГРУЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Для обеспечения безопасности полетов конструкция летательных аппаратов прежде всего должна быть достаточно прочной и жесткой при действии на нее нагрузок, встречающихся в эксплуатации. Необходимо, чтобы прочность и жесткость обеспечивались в течение всего срока службы летательного аппарата и были достигнуты при возможно меньшем весе его конструкции.

Для установления связанных с этим требований прочности и уточнения их с учетом развития авиационной техники в исследовательских организациях систематически ведутся работы по изучению величин, направлений и повторяемости нагрузок, действующих на части конструкции в условиях эксплуатации.

Результаты этих работ систематизируются, обобщаются и излагаются в нормах прочности летательных аппаратов (см. § 7 настоящей главы).

Выполнение требований норм прочности проверяется расчетом конструкции и испытаниями, проводимыми в лабораториях и в полете.

При оценке прочности летательного аппарата рассматриваются следующие виды эксплуатационных условий нагружения:

- 1) маневренный полет;
- 2) полет в беспокойном воздухе;
- 3) движение по аэродрому при взлете, посадке и рулении.

К основным нагрузкам, действующим на части летательного аппарата в этих условиях, могут добавляться:

- а) нагрузки от сил избыточного давления в герметических отсеках;
- б) нагрузки, связанные с колебаниями и большими деформациями частей конструкции (колебания, вызванные неуравновешенностью двигателя; колебания от акустических воздействий; нарастающие деформаций и колебания несущих поверхностей при взаимодействии аэродинамических и упругих сил и пр.);
- в) силовые воздействия, возникающие при нагреве конструкции (в зоне установки двигателя, при сверхзвуковом полете).

Действие нагрузок на конструкцию проявляется и учитывается при проверке прочности различно в зависимости от их величины и количества повторений.

Наибольшие нагрузки, возможные в эксплуатации, но встречающиеся редко, могут вызвать остаточные деформации и даже разрушение конструкции. Они принимаются за основу при оценке необхо-

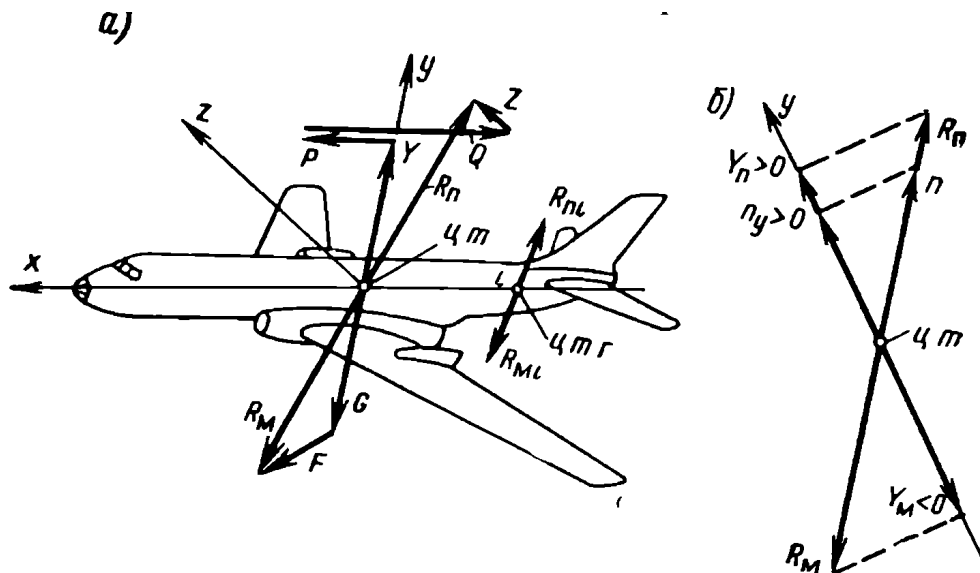


Рис. 1.1. Силы, действующие на самолет в криволинейном полете

димых для обеспечения прочности размеров конструкции и рассматриваются как приложенные однократно.

Нагрузки меньше, но многократно встречающиеся в течение срока службы, могут привести к усталостным повреждениям конструкции. Они являются решающими при определении долговечности конструкции.

Наряду с нагрузками при оценке прочности должны учитываться факторы, могущие повлиять на прочность, жесткость и долговечность конструкции: износ деталей, воздействие среды (разные виды коррозии), изменение свойств материалов от нагрева, радиации и т. п.

§ 1. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

При рассмотрении сил, действующих на летательный аппарат или его части в полете и на земле, пользуются методом кинетостатики, основанным на применении принципа Даламбера.

Кратко принцип Даламбера формулируется так: движущееся тело можно рассматривать как находящееся в равновесии, если в число действующих на него сил включить силы инерции.

Пользуясь методом кинетостатики, можно сравнительно просто определять нагрузки, действующие на конструкцию, находящуюся в движении, а по нагрузкам — усилия в ее элементах.

При проведении расчета на прочность все силы, действующие на летательный аппарат и его части, обычно разделяют на два вида:

1) массовые силы — силы, действующие на элементы массы и пропорциональные массе. К ним относятся силы веса и инерционные силы;

2) поверхностные силы — силы, приложенные к поверхности аппарата. К поверхностным силам относятся аэродинамические силы, тяга двигателей, реакции земли при посадке, силы взаимодействия между отдельными частями конструкции.

Рассмотрим поступательно движущийся самолет (рис. 1.1).

Равнодействующие R_{Π} и R_M поверхностных и массовых сил, приложенных к самолету и к находящемуся в нем грузу i , пройдут соответственно через центр тяжести самолета (ц. т.) и центр тяжести груза (ц. т. г.).

Согласно принципу Даламбера, под действием этих сил и самолет и груз могут рассматриваться как находящиеся в равновесии. Тогда для самолета в целом можно записать

$$\bar{R}_{\Pi} + \bar{R}_M = 0,$$

откуда следует, что

$$\bar{R}_{\Pi} = -\bar{R}_M, \quad R_{\Pi} = R_M,$$

где \bar{R}_{Π} — равнодействующая поверхностных сил, полученная суммированием векторов равнодействующей аэродинамических сил и тяги двигателей; \bar{R}_M — равнодействующая массовых сил, полученная суммированием векторов сил веса и инерционных сил самолета; R_{Π} и R_M — модули (абсолютные значения) векторов \bar{R}_{Π} и \bar{R}_M .

Для любого груза i , расположенного в самолете, аналогично получим:

$$\bar{R}_{\Pi i} = -\bar{R}_{M i}, \quad R_{\Pi i} = R_{M i},$$

где $\bar{R}_{\Pi i}$ — равнодействующая поверхностных сил груза i , равная векторной сумме реакций крепления груза; $\bar{R}_{M i}$ — равнодействующая массовых сил груза i , равная векторной сумме силы веса и силы инерции груза; $R_{\Pi i}$ и $R_{M i}$ — модули векторов $\bar{R}_{\Pi i}$ и $\bar{R}_{M i}$.

Остановимся на двух случаях движения самолета: в криволинейном полете и в горизонтальном прямолинейном равномерном полете. Будем рассматривать их как движение материальной точки — центра тяжести самолета, к которой приложены все силы, действующие на самолет. Это соответствует допущению, что движение самолета поступательное.

1. Криволинейный полет

Скоростные оси координат x , y , z проведем через центр тяжести самолета. К этой же точке приложены поверхностные и массовые силы (рис. 1.1, а).

Поверхностные силы: Y — подъемная сила; P — тяга двигателя; Q — лобовое сопротивление; Z — боковая сила; R_{Π} — равнодействующая поверхностных сил.

Массовые силы: G — вес; F — инерционная сила; R_M — равнодействующая массовых сил.

Из схемы сил, приведенной на рис. 1.1, а, следует

$$\bar{R}_{\Pi} = \bar{Y} + \bar{P} + \bar{Q} + \bar{Z}; \quad \bar{R}_M = \bar{G} + \bar{F}.$$

Поверхностную силу \bar{R}_{Π} можно представить через вызываемое ею ускорение \bar{a}_{Π}

$$\bar{R}_{\Pi} = \frac{G}{g} \bar{a}_{\Pi}.$$

Вектор полного ускорения движения

$$\bar{a} = \bar{a}_n + \bar{g},$$

где \bar{g} — вектор ускорения земного тяготения.
Отсюда

$$\bar{a}_n = \bar{a} - \bar{g}$$

и

$$\bar{R}_n = \frac{G}{g} (\bar{a} - \bar{g}).$$

Это же выражение можно получить, рассматривая массовую силу \bar{R}_m и учитывая, что

$$\bar{G} = \frac{G}{g} \bar{g} \text{ и } \bar{F} = - \frac{G}{g} \bar{a}.$$

Тогда

$$\bar{R}_m = \frac{G}{g} (\bar{g} - \bar{a}).$$

Так как

$$\begin{aligned} \bar{R}_n &= - \bar{R}_m, \\ \bar{R}_n &= \frac{G}{g} (\bar{a} - \bar{g}). \end{aligned}$$

то

2. Горизонтальный прямолинейный равномерный полет

При горизонтальном прямолинейном полете с постоянной скоростью массовой силой будет только вес G , а в число поверхностных войдут тяга P , лобовое сопротивление Q и подъемная сила Y .

Если P не дает проекции на ось y , то

$$\bar{P} = - \bar{Q}$$

и

$$\bar{R}_n = \bar{Y}.$$

Так как $\bar{R}_n = - \bar{R}_m$, то абсолютные значения равнодействующих поверхностных и массовых сил в этом варианте полета будут равны весу самолета:

$$R_n = R_m = G.$$

Рассмотренные выше положения справедливы и для поверхностных и массовых сил, действующих на вертолет.

§ 2. ПОНЯТИЕ О ПЕРЕГРУЗКЕ

Для сравнения сил, действующих на самолет и его части в криволинейном и в горизонтальном прямолинейном равномерном полете, вводится понятие о перегрузке.

1. Полная перегрузка

Полная перегрузка в центре тяжести летательного аппарата есть отношение равнодействующей поверхностных сил к его весу.

Полная перегрузка — величина векторная, так как принято, что она представляет собой отношение вектора \bar{R}_Π к модулю веса G , т. е.

$$\bar{n} = \frac{\bar{R}_\Pi}{G} = -\frac{\bar{R}_M}{G}.$$

Вектор \bar{n} направлен так же, как вектор \bar{R}_Π .

Абсолютная величина полной перегрузки может быть определена из выражения

$$n = \frac{R_\Pi}{G} = \frac{R_M}{G}.$$

Другими словами, абсолютная величина полной перегрузки может быть вычислена по значению равнодействующих либо поверхностных, либо массовых сил.

Выразим перегрузку через ускорение

Так как равнодействующая поверхностных сил:

$$\bar{R}_\Pi = \frac{G}{g} \bar{a}_\Pi = \frac{G}{g} (\bar{a} - \bar{g}),$$

то полная перегрузка

$$\bar{n} = \frac{1}{g} \bar{a}_\Pi = \frac{1}{g} (\bar{a} - \bar{g}).$$

Для разъяснения смысла понятия о перегрузке рассмотрим три возможных представления перегрузки самолета.

1. Исходя из рассмотрения горизонтального прямолинейного равномерного полета, можно сказать, что полная перегрузка самолета показывает, во сколько раз поверхностные силы, действующие в полете с ускорением, больше или меньше поверхностных сил в горизонтальном прямолинейном равномерном полете.

2. Из выражения полной перегрузки видно, что величина перегрузки дает сравнение массовых сил в рассматриваемом полете с весом самолета. Следовательно, полная перегрузка характеризует кажущееся изменение веса самолета (увеличение или уменьшение) в полете с ускорением (криволинейном или прямолинейном неустановившемся). Самолет как бы «перегружается» (или «разгружается») за счет присоединения к силам веса инерционных сил.

3. Как видно из выражения перегрузки через ускорения, полная перегрузка

$$\bar{n} = \frac{\bar{a}_\Pi}{g}.$$

Таким образом, перегрузка может рассматриваться как мера того ускорения $\bar{a}_{\pi} = \bar{n}g$, которое вызывают действующие на самолет поверхностные силы¹.

Понятие о перегрузке может быть применено также к силам, действующим на вертолет и на отдельные части самолета и вертолета и на грузы, размещенные в них.

Например, выражение для полной перегрузки груза, имеющего вес G_i , записывается так:

$$\bar{n}_i = \frac{\bar{R}_{\pi i}}{G_i},$$

где $\bar{R}_{\pi i}$ — равнодействующая поверхностных сил, действующих на груз.

Полная перегрузка, выраженная через ускорения, определяется по формуле

$$\bar{n}_i = \frac{1}{g} \bar{a}_{\pi i} = \frac{1}{g} (\bar{a}_i - \bar{g}),$$

где \bar{a}_i — ускорение груза i ; $\bar{a}_{\pi i}$ — ускорение от силы $\bar{R}_{\pi i}$.

Из полученных формул видно, что полная перегрузка зависит не только от ускорения движения \bar{a} , но и от ускорения силы тяжести \bar{g} .

2. Перегрузки в направлении координатных осей

Часто рассматривают не полную перегрузку, а ее составляющую в направлении какой-либо оси.

Перегрузкой в направлении оси называется проекция полной перегрузки n на направление этой оси.

Из рис. 1.1, б следует, что величина перегрузки в направлении оси y определится по формуле

$$n_y = n \cos(\bar{n}, \bar{y}).$$

Так как $n = \frac{R_{\pi}}{G}$, а $R_{\pi} \cos(\bar{n}, \bar{y}) = Y_{\pi}$,

где Y_{π} — проекция вектора \bar{R}_{π} на ось y , т. е. скалярная величина, то

$$n_y = \frac{Y_{\pi}}{G}.$$

По аналогии:

$$n_x = \frac{X_{\pi}}{G}.$$

¹ Следует заметить, что иногда, смешивая понятия перегрузки и ускорения, неправильно представляют перегрузку в виде числа, умноженного на величину g .

Перегрузка в направлении определенной оси как проекция вектора на ось может быть положительной, отрицательной или равной нулю.

Если при определении n_y исходить из выражения полной перегрузки через ускорения:

$$\bar{n} = \frac{\bar{a}_n}{g} = \frac{1}{g} (\bar{a} - \bar{g}),$$

то проекция вектора \bar{n} на ось y найдется как алгебраическая сумма проекций на ту же ось векторов, составляющих \bar{n} .

Так как $\frac{1}{g} (a_y - g_y) = \frac{1}{g} [a \cos(\bar{a}, \bar{y}) - g \cos(\bar{g}, \bar{y})]$, то

$$n_y = \frac{a_{ny}}{g} = \frac{a_y}{g} - \cos(\bar{g}, \bar{y}).$$

Отметим некоторые положения, связанные с применением понятия о перегрузке в направлении координатной оси.

1. Знак перегрузки в направлении оси y определяется знаком Y_n — проекции равнодействующей поверхностных сил на эту ось, а ее абсолютное значение

$$|n_y| = \frac{|Y_n|}{G} = \frac{|Y_M|}{G}.$$

2. Чаще всего рассматривается перегрузка самолета в направлении скоростной оси y . Опыт показывает, что при маневренном полете и при полете в беспокойном воздухе перегрузка в направлении оси y получается наибольшей.

3. Иногда перегрузку в направлении оси y называют просто «перегрузкой» или «коэффициентом перегрузки». Эта терминология неточна.

4. Строго говоря, для самолета Y_n — проекция поверхностной силы равна сумме проекций воздушных сил крыла и горизонтального оперения и силы тяги на ось y . При приближенном определении n_y воздушная сила горизонтального оперения и проекция силы тяги не учитываются. Проекция поверхностной силы принимается равной подъемной силе крыла. Неточность значения n_y может быть велика в тех случаях, когда тяга направлена под значительным углом к скорости (особенно у самолетов, имеющих большую тягу двигателей), и тогда, когда площадь горизонтального оперения сравнима с площадью крыла.

5. Перегрузка самолета в направлении скоростной оси x :

$$n_x = \frac{X_n}{G}.$$

Такая перегрузка возникает, например, при разгоне летящего самолета.

3. Выражение полной перегрузки через перегрузки в направлении координатных осей

Если известны перегрузки в направлениях трех взаимно перпендикулярных координатных осей n_x, n_y, n_z , то полная перегрузка может быть определена как вектор \bar{n} , имеющий проекции n_x, n_y, n_z . Абсолютное значение \bar{n} находится по формуле

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}.$$

§ 3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИЗУЧЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК. ИЗМЕРЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК

Определение перегрузок теоретическими методами наталкивается на ряд трудностей. Поэтому, особенно при определении предельных значений перегрузок для расчета на прочность, большую роль играет измерение перегрузок непосредственно на летательных аппаратах в полете и при движении по земле.

Для измерения перегрузок применяются перегрузочные приборы, называемые акселерометрами (указателями ускорения), а также самописцы перегрузок — акселерографы.

Первые исследования перегрузок в полете были осуществлены в 1918 г. В. П. Ветчинкиным, использовавшим для этой цели обычные пружинные весы с гирей.

Рассмотрим принцип действия перегрузочных приборов на примере простейшей конструкции прибора (рис. 1.2, а). В корпусе 1, в котором залита жидкость, на пружине 2 подвешен груз 3 с отверстиями. Указатель показывает на шкале 4 перемещение груза. Сопротивление жидкости, проходящей через отверстия в грузе, гасит колебания, искажающие показания прибора.

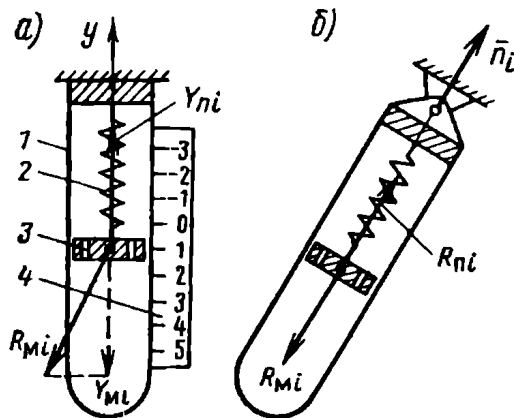


Рис 1.2. Простейший акселерометр: а — при неподвижном закреплении прибор показывает составляющую полной перегрузки, действующую вдоль его оси; б — при шарнирной подвеске прибор показывает полную перегрузку в точке его крепления

Пусть прибор установлен в точке i самолета.

Если прибор подвешен шарнирно, то при движении самолета его продольная ось располагается в направлении линии действия равнодействующей массовых сил. При этом прибор показывает полную перегрузку \bar{n}_i (рис. 1.2, б).

Полная перегрузка в любой точке определяется ускорением этой точки и ускорением земного тяготения:

$$\bar{n}_i = \frac{R_{ni}}{G_i} = \frac{1}{g} (\bar{a}_i - \bar{g}).$$