



В. КУМАНИН

РЕГУЛИРОВКА И ЗАПУСК
ЛЕТАЮЩИХ МОДЕЛЕЙ

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ

Москва — 1959

ВВЕДЕНИЕ

Летающая модель чемпионатного класса представляет собой сложный аппарат, летные качества которого определяются не только аэродинамической схемой и конструктивным оформлением, но во многом зависят от правильно выбранных режимов работы отдельных агрегатов модели, верной оценки метеорологических условий.

Технические условия соревнований ограничивают геометрические и весовые характеристики моделей, искусственно затрудняя получение высоких полетных результатов.

Наряду с ограничениями параметров модели повышены требования к полетным показателям: моделисту необходимо набрать максимальное количество очков (900) в пяти зачетных вылетах модели. В каждом официальном полете время учитывается до трех минут.

По условиям испытаний необходимо добиться стабильного полета модели, обеспечить который значительно сложнее, чем получить максимальный результат в одном из вылетов. Еще труднее совместить обе эти характеристики в одной модели.

Чтобы повысить надежность полета модели, необходимо применять проверенные конструкции, элементы, материалы, четко контролировать каждую операцию при изготовлении модели.

Надежность полета модели определяется вероятностью того, что каждый элемент в данной модели будет работать удовлетворительно при заданных усло-

виях, в течение заданного времени. Однако, как показывает опыт, стабильность результатов еще не гарантируется полностью надежной работой отдельных элементов модели. Она зависит еще от метеорологических условий, в которых совершается полет, от правильности балансировки, от характеристик устойчивости модели.

Чтобы определить влияние основных факторов на получение трехминутных полетов, можно воспользоваться статистическим методом, согласно которому вероятность получения необходимого результата будет равна произведению вероятностей отдельных факторов, влияющих на полет модели.

$$P_a = P_v \cdot P_r \cdot P_d,$$

где P_a — вероятность получения трехминутного полета в условиях соревнований;

P_v — вероятность набора расчетной высоты;

P_r — вероятность обеспечения расчетного качества планирования;

P_d — вероятность неизменности режима полета в худшую сторону вследствие воздействия метеорологических условий.

Произведение $P_v \cdot P_r$ равно P_6 — вероятности получения трехминутного полета модели при отсутствии влияния внешних воздействий. Обычно $P_6 \approx 80\%$, т. е. из десяти запусков приблизительно восемь будут расчетными.

Но если перенести испытания в реальные условия, то возможность получения максимального полета резко падает, так как вероятность изменения режима полета в худшую сторону вследствие воздействия метеорологических условий достигает 50% ($P_d = 50\%$) и зависит как от характера внешних воздействий, так и от режима полета модели. Метеорологические условия влияют значительней при несовершенной регулировке модели.

Из изложенного ясно, что дальнейшее увеличение надежности работы отдельных элементов модели даже до 100% незначительно скажется на стабильности полетных результатов. Поэтому основное внимание нужно обращать на аэродинамические особенности полета конкретной модели применительно к реальным условиям соревнований.

Для обеспечения высокой стабильности полетов следует создать специальную методику испытаний модели при ее регулировании. Благодаря влиянию многих внешних факторов на полет модели испытания ее на первом этапе должны проводиться в благоприятных метеорологических условиях с последующим их усложнением.

К сожалению, многие не только начинающие авиа-моделисты, но и опытные спортсмены не уделяют должного внимания регулированию модели в реальных полетных условиях. Сам процесс регулировки модели обычно сводят к перемещению центра тяжести относительно САХ и изменению установочных углов крыла и горизонтального оперения, совершенно не вникая в те аэродинамические процессы, которые происходят при этом.

Такое отношение к регулировке снижает летные возможности моделей. Очень часто на соревнованиях можно видеть отлично спроектированные и построенные модели, не показывающие высоких результатов. Это происходит потому, что спортсмены неумело регулируют и запускают модели. Иногда в модели нужно незначительно переделать какой-нибудь один элемент, после чего она сможет лучше летать, но спортсмен или не замечает недостатка, или не придает ему большого значения. Все это сказывается на результатах полетов моделей наших спортсменов, которые за последние годы наряду с большими успехами неоднократно испытывали горечь поражений.

В настоящей брошюре обобщается имеющийся опыт по регулированию моделей чемпионатных классов, рассматриваются вопросы, связанные с балансировкой и устойчивостью летающих моделей, и вопросы обеспечения стабильных полетных результатов в условиях соревнований.

ПЛАНИРУЮЩИЙ ПОЛЕТ

ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ПРИ РАССМОТРЕНИИ ПОЛЕТА МОДЕЛЕЙ

Всем свободнолетающим моделям чемпионатного класса присущ один общий элемент полета, а именно: планирование. Планировать с минимальной скоростью снижения должны как модели планеров, так и резино-моторные и таймерные модели. При разборе полета модели необходимо четко представлять себе все действующие на модель аэродинамические силы и моменты.

Система действующих на твердое тело внешних сил может быть приведена к одной результирующей силе R , в данном случае называемой полной аэродинамической силой, и результирующему моменту M , называемому полным аэродинамическим моментом. Для удобства рассмотрения аэродинамических нагрузок на модель целесообразно пользоваться проекциями внешних сил на оси прямоугольных координат. В зависимости от характера решаемой задачи применяют скоростную (поточную, рис. 1), связанную (рис. 2) или земную систему координатных осей.

Аэродинамические силы и моменты после приведения их к центру тяжести модели можно спроектировать на координатные оси, тогда они получают следующие наименования.

в скоростной системе
сила $Q = -X$ — сила лобового сопротивления,
сила Y — подъемная сила;
сила Z — боковая сила.

в связанной системе
сила $Q_1 = -X_1$ — тангенциальная сила;
сила Y_1 — нормальная сила;
сила Z_1 — поперечная сила.

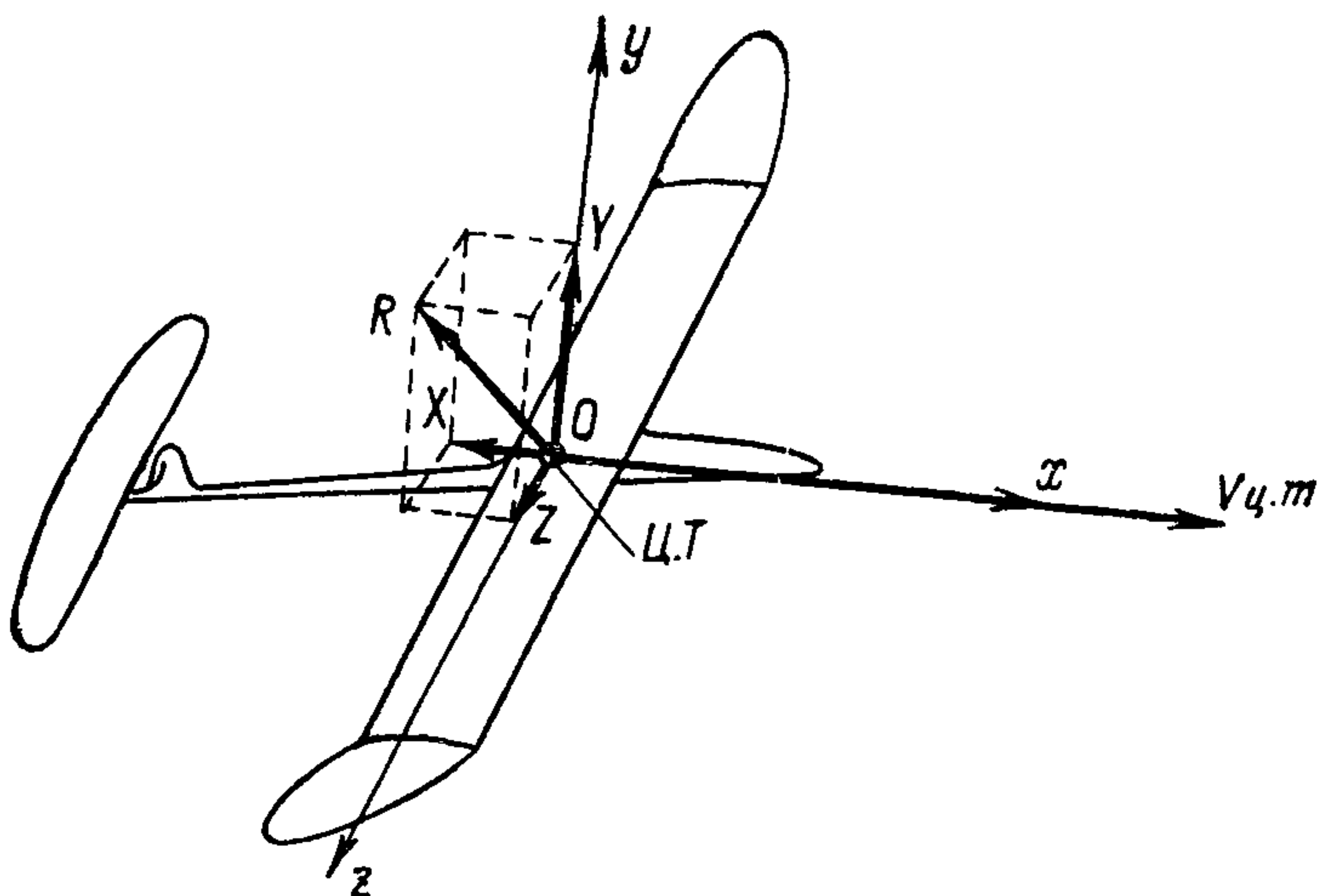


Рис. 1. Система скоростных (поточных) осей координат и проекции полной аэродинамической силы

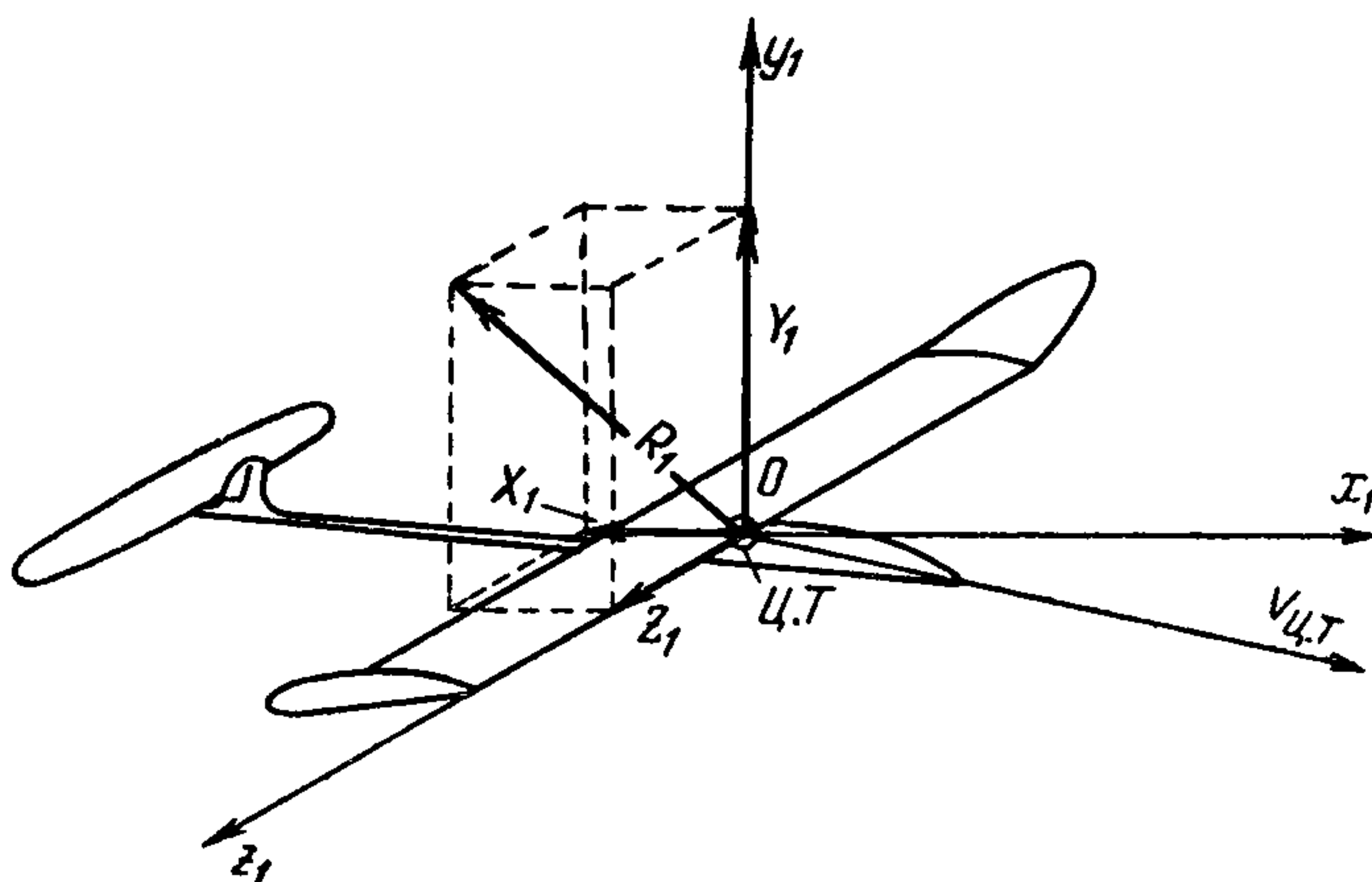


Рис. 2. Система связанных осей координат и проекции полной аэродинамической силы

Названия проекций моментов в обеих этих системах совпадают (рис. 3):

M_x, M_{x1} — момент крена;
 M_y, M_{y1} — момент рысканья;
 M_z, M_{z1} — момент тангажа.

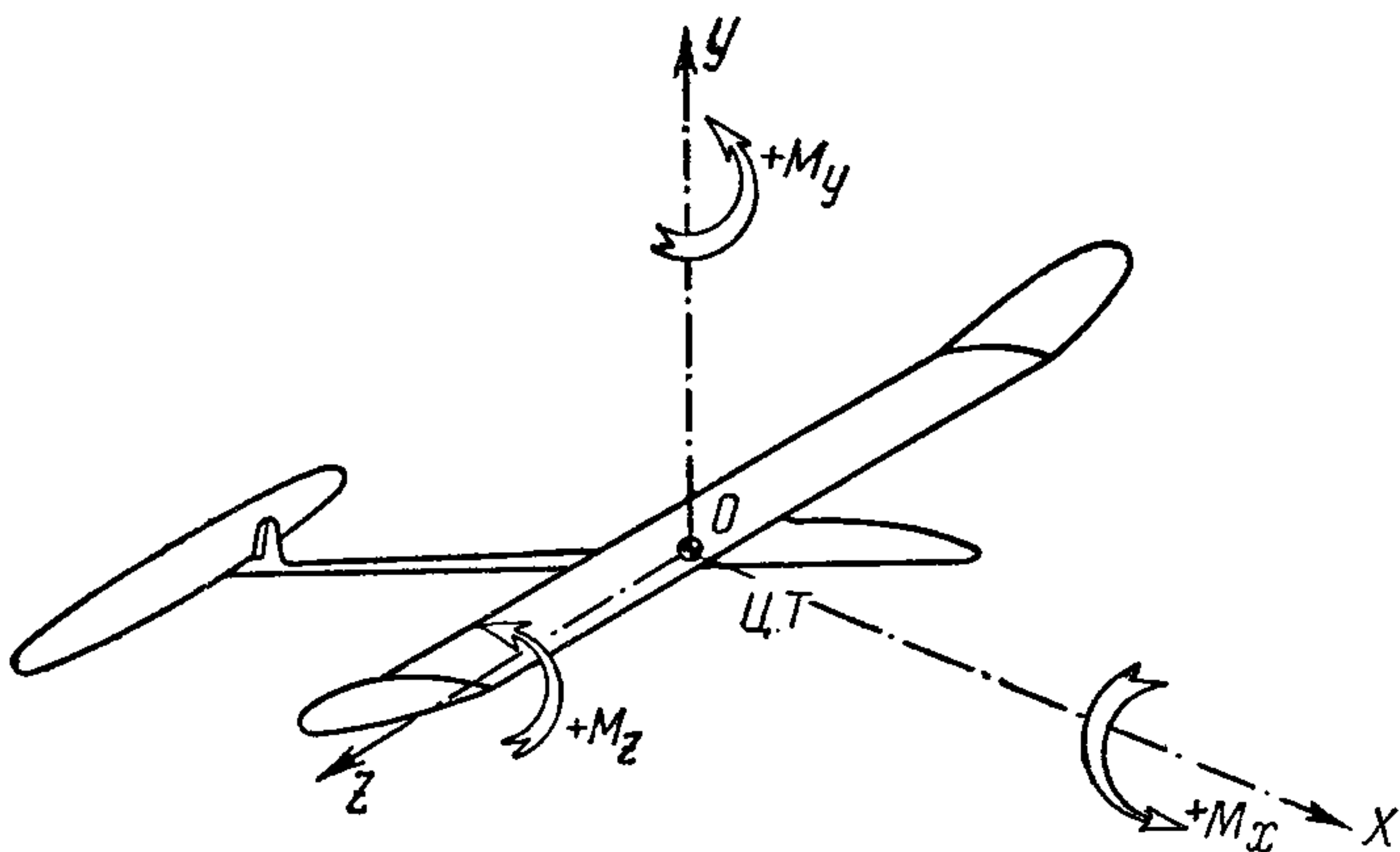


Рис. 3. Положительное направление моментов крена, рысканья и тангажа

Для расчета летных характеристик моделей необходимо знать значения коэффициентов аэродинамических сил C_y , C_x , C_z , а также моментов m_y , m_x , m_z .

Коэффициенты аэродинамических сил меняются с изменением направления набегающего потока. Эти из-

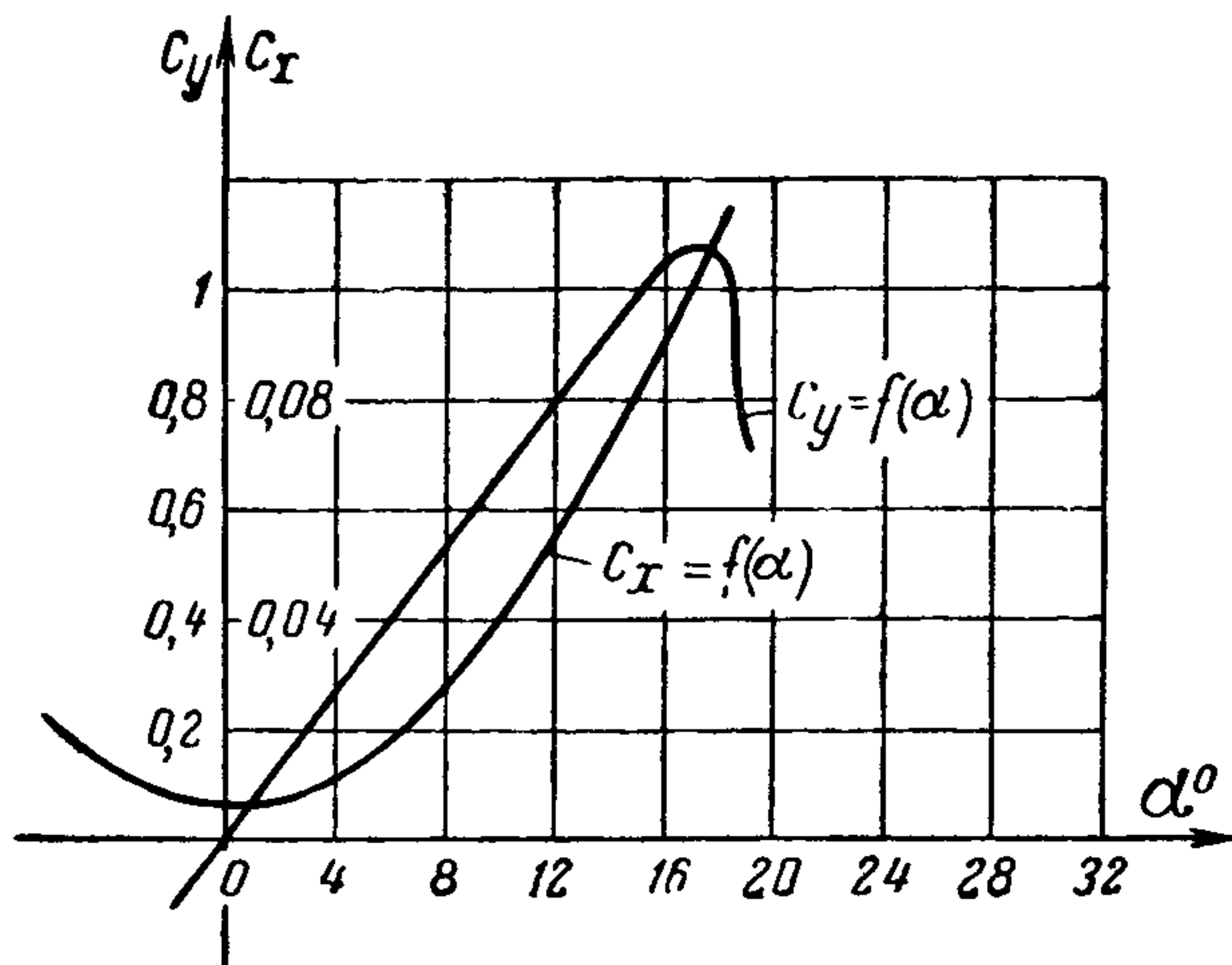


Рис. 4. Изменение коэффициентов C_y и C_x для симметричного профиля в зависимости от угла атаки

менения принято изображать в форме графиков. На вертикальной оси откладывают в масштабе величины коэффициентов, а на горизонтальной оси — соответствующие им углы атаки. Углом атаки называется угол, образованный проекцией вектора скорости V на плоскость симметрии модели и продольной связанной осью модели.

На рис. 4 показаны аэродинамические характеристики симметричного профиля $C_y = f(\alpha)$; $C_x = f(\alpha)$. Имея эти данные, можно построить поляру, т. е. кривую, описываемую концом вектора коэффициента полной аэродинамической силы.

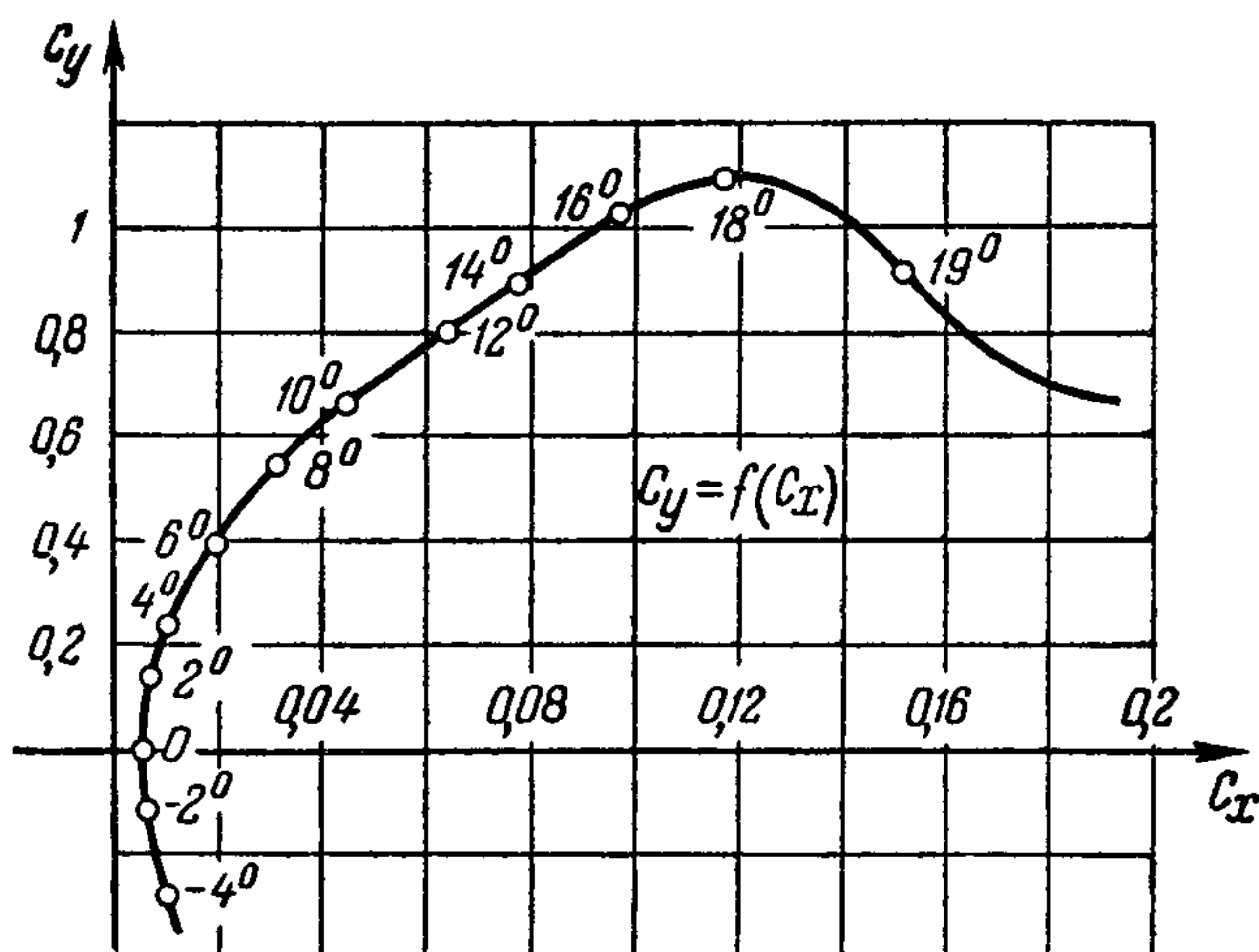


Рис. 5. Поляра первого рода для симметричного профиля

В поточных осях координат поляра для симметричного профиля будет иметь вид, показанный на рис. 5. Приведенная поляра называется поларой первого рода. Она играет большую роль в аэродинамическом расчете модели, так как дает возможность определить величины C_y и C_x для всего диапазона полетных углов атаки.

Точка приложения полной аэродинамической силы — центр давления крыла определяется координатой X_1 , отсчитанной от передней кромки (рис. 6). На практике эту координату выражают как отношение $\frac{X_1}{b}$

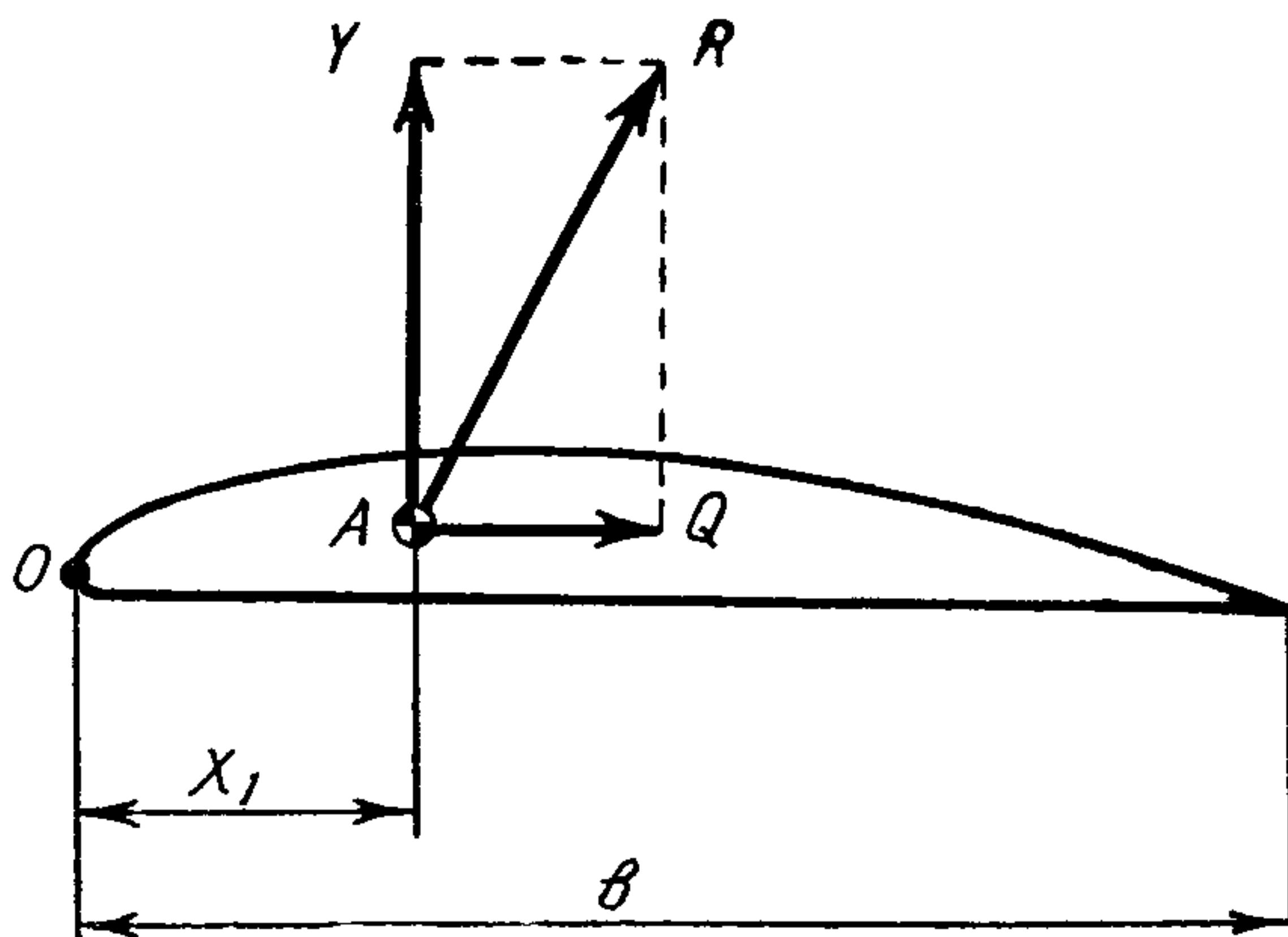


Рис. 6. Определение положения центра давления крыла

где b — хорда крыла. Отношение выражается в процентах хорды и называется коэффициентом центра давления C_d .

Если известно значение коэффициентов C_y и m_z , то легко определить X_1 и C_d .

$$M_z = YX_1,$$

откуда

$$X_1 = \frac{M_z}{Y}.$$

В свою очередь

$$Y = C_y S \rho \frac{V^2}{2}, \quad M_z = m_z S b \rho \frac{V^2}{2}.$$

Разделив M_z на Y , получим:

$$X_1 = \frac{m_z S b \frac{\rho V^2}{2}}{C_y S \frac{\rho V^2}{2}} = \frac{m_z b}{C_y}.$$

Коэффициент центра давления выразится формулой:

$$C_d = \frac{X_1}{b} = \frac{\frac{m_z b}{C_y}}{b} = \frac{m_z}{C_y}.$$

Характер изменения положения центра давления для двух различных профилей крыла по углам атаки показан на рис. 7.

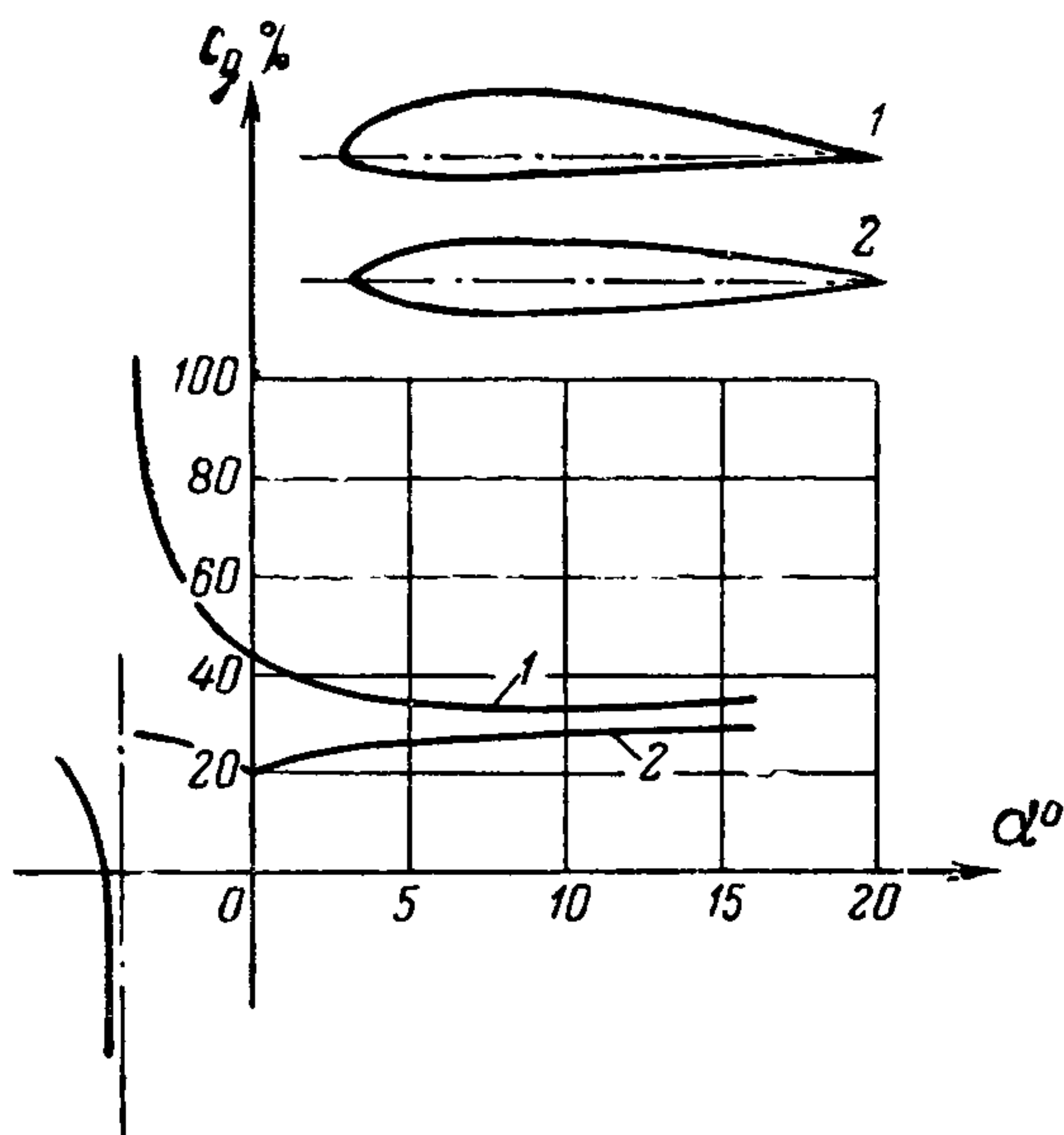


Рис. 7. Положение центра давления на профилях крыльев различных типов в зависимости от угла атаки

Для большинства профилей C_d крыла лежит на 23—25% хорды и в диапазоне летных углов атаки от 4 до 10° меняется незначительно.

Система аэродинамических сил, действующих на модель, может быть сведена к равнодействующей, приложенной в некоторой точке — фокусе и паре сил, момент которой не зависит от угла атаки. Это положение имеет большое значение при рассмотрении устойчивости летающей модели.

Исследование в этом случае ведется от некоторого равновесного состояния, при котором все силы и моменты взаимно скомпенсированы. Если под воздействием внешних сил произошло нарушение равновесия, то нас будут интересовать только изменения сил, приложенных в фокусах частей модели, так как пары сил относительно фокусов останутся без изменения. Таким образом фокус можно рассматривать как точку, к которой прилагается приращение аэродинамических сил, вызванное изменением угла атаки.

Это приращение обычно раскладывают по принятым осям и разбирают действие его составляющих. Выяснив направление действия приращения, определяют его плечо и находят приращение момента.

Ознакомившись с основными обозначениями, употребляемыми в аэродинамике, можно перейти к рассмотрению установившегося планирующего полета модели.

ПАРАМЕТРЫ ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ УСТАНОВИВШЕЕСЯ ПЛАНИРОВАНИЕ

Установившимся планированием называется полет по наклонной траектории с постоянной скоростью, который происходит под влиянием силы тяжести (рис. 8).

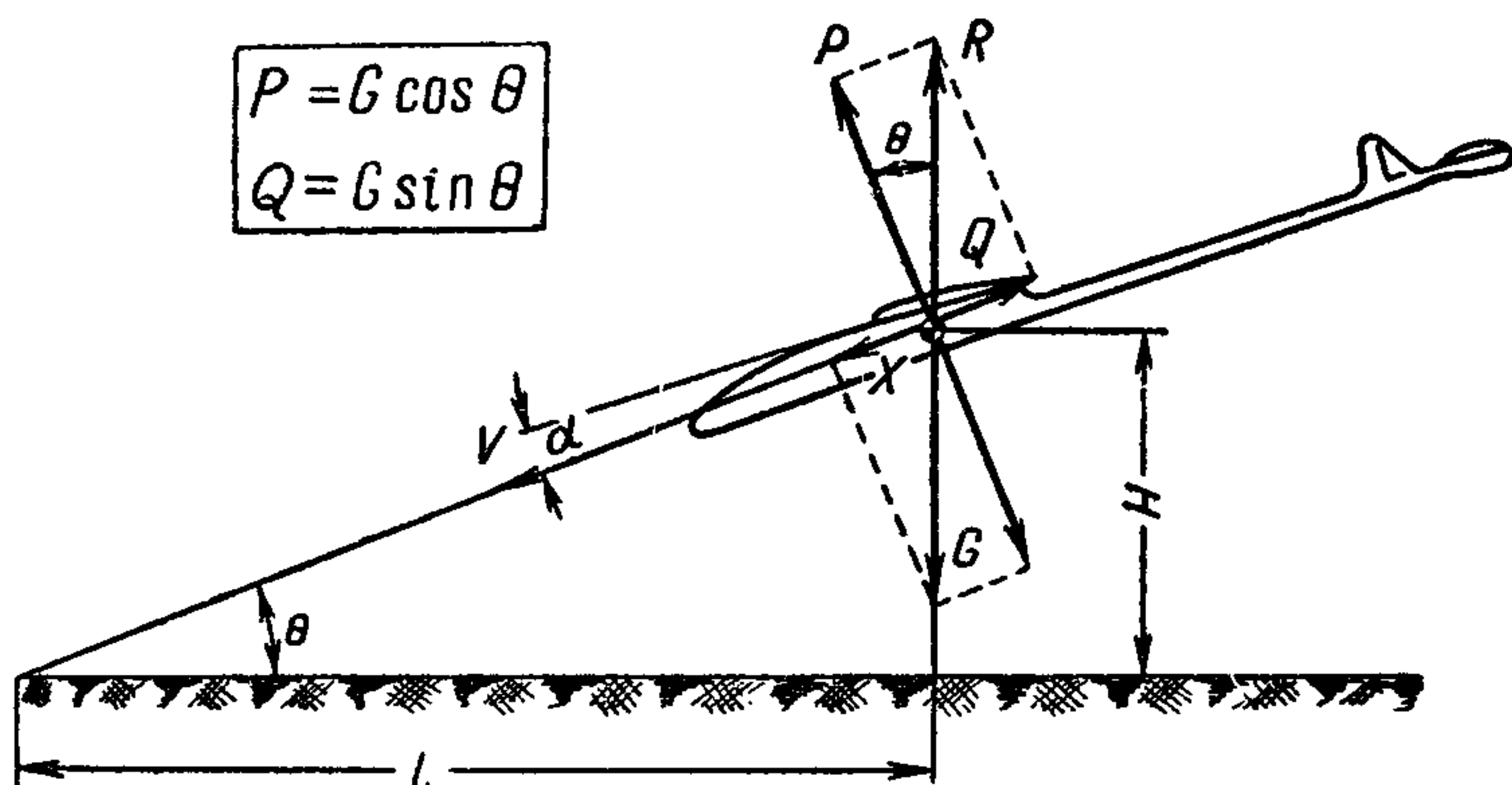


Рис. 8. Силы, действующие на модель при планировании

Угол θ между направлением полета и горизонтом называется углом планирования. Результирующие всех действующих сил и моментов при установившемся планировании должны быть равны нулю. Поэтому полная аэродинамическая сила R равна по величине силе веса G , но направлена вертикально вверх. Разложив силу G на две составляющие — одну по скорости, а другую перпендикулярно к траектории планирования — получим силу лобового сопротивления Q и подъемную силу P .

$$Q = G \sin \theta, \quad P = G \cos \theta.$$

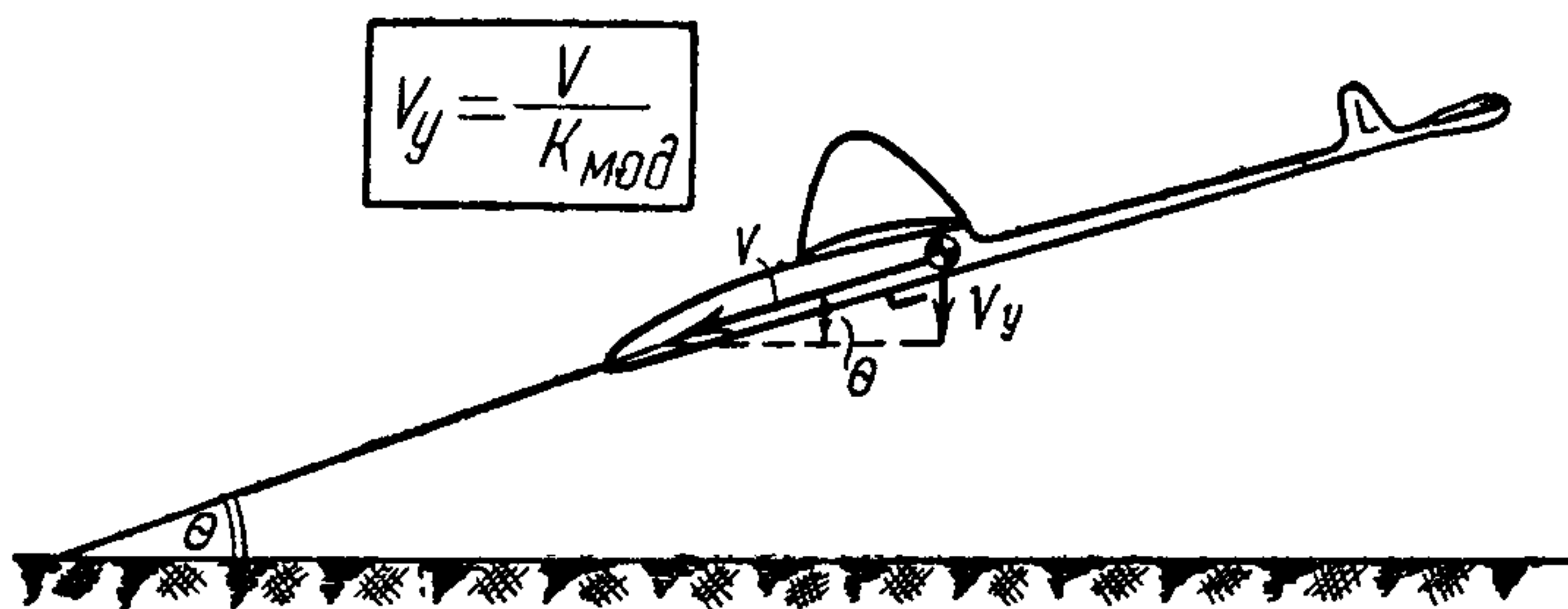


Рис. 9. Вертикальная скорость снижения модели

Отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления называется аэродинамическим качеством модели и обозначается буквой K .

$$K = \frac{P}{Q} = \operatorname{tg} \Theta.$$

Максимальное качество будет при минимальных углах планирования, но оно не всегда обеспечивает наибольшую продолжительность полета, которая определяется величиной потерянной высоты в единицу времени, т. е. скоростью снижения. Скорость снижения V планирующей модели зависит от угла планирования Θ , т. е. аэродинамического качества модели и скорости ее движения по траектории V (рис. 9).

Скорость полета может быть подсчитана по формуле:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_R}},$$

где C_R — коэффициент полной аэродинамической силы.

Если учесть, что углы планирования для летающих моделей не превышают обычно $5-8^\circ$, то можно считать, что $P \simeq R$, т. е. $C_y \approx C_R$ и приближенно

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_y}}.$$

На основе этого можно вывести формулу для подсчета вертикальной скорости снижения:

$$\frac{V_y}{V} = \frac{Q}{R}, \quad \frac{Q}{R} \approx \frac{Q}{Y} = K,$$

откуда

$$V_y = \frac{V}{K}.$$

Поставив в формулу значения V и K , получим выражение для определения V_y в общем виде:

$$V_y = \frac{\sqrt{\frac{2G}{\rho S C_y}}}{\frac{C_y}{C_x}}.$$

Обозначив $\frac{G}{S}$ через p ,

получим:

$$V_y = \frac{1,41 \sqrt{p}}{\sqrt{\rho} \frac{\sqrt{C_y^3}}{C_x}},$$

где p — нагрузка на крыло в кг/м^2 .

Выражение $\frac{\sqrt{C_y^3}}{C_x}$ называется коэффициентом мощности.

Разберем влияние каждого из переменных параметров на продолжительность планирования.

ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ

По техническим требованиям чемпионатов на 1958 год модели должны иметь ограничения по несущей площади и весу, нагрузка для каждой модели имеет ограничение нижнего предела. Однако нагрузку на крыло можно уменьшить, сохранив общую несущую площадь, но уменьшив размеры горизонтального оперения. Влияние нагрузки на обеспечение $V_{y \text{ мин}}$ учитывается авиамоделистом при проектировании модели.

При запуске модели следует иметь в виду, что коэффициент массовой плотности воздуха ρ меняет свою величину с изменением температуры при прочих неизменных условиях (рис. 10), что сказывается на результате полета. Еще большее влияние на скорость снижения оказывает коэффициент мощности $\frac{\sqrt{C_y^3}}{C_x}$.

Из формулы

$$V_y = \frac{1,41 \sqrt{p}}{\sqrt{\rho} \frac{\sqrt{C_y^3}}{C_x}}$$

ясно, что для уменьшения вертикальной скорости необходимо стремиться получить большие значения C_y при малой величине C_x , которые могут быть



Рис. 10. Изменение плотности воздуха при изменении температуры

получены при использовании второго режима планирования, т. е. на углах атаки α больше $K_{\text{макс}}$. Величины нагрузки на несущую площадь p и плотность воздуха ρ оказывают меньшее влияние на скорость снижения, так как они входят в формулу в степени $1/2$. Необходимо отметить, что 50—60% лобового сопротивления модели и 90—95% подъемной силы создает крыло, поэтому надо рассмотреть его работу.

Остановимся на тех особенностях обтекания профиля крыла, которые присущи летающим моделям.

Планирующий полет модели происходит при сравнительно малых скоростях (4—7 м/сек). Коэффициент полного лобового сопротивления крыла можно представить, как сумму трех составляющих:

$$C_x = C_{xi} + C_{xd} + C_{x_{\text{тр}}},$$

где C_{xi} — коэффициент индуктивного сопротивления;

C_{xd} — коэффициент давления;

$C_{x_{\text{тр}}}$ — коэффициент трения.

С ростом коэффициентов подъемной силы значение C_{xi} возрастает. Величина коэффициента индуктивного сопротивления прямо пропорциональна квадрату коэф-

коэффициента подъемной силы C_y и обратно пропорциональна $\pi\lambda$.

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi\lambda},$$

где $\pi = 3,14$;

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

Из формулы видно, что, увеличивая размах и уменьшая хорду крыла, можно снизить C_{xi} . Но эти параметры уже заданы у готовой модели, изменить их нельзя без переделки конструкции. Однако, проектируя модель, нет необходимости стремиться получить большое удлинение λ , так как малые хорды крыла приведут к понижению полетных чисел Re и полет такой модели может происходить в докритической зоне Re , что, как будет показано дальше, невыгодно.

Величины двух других составляющих — $C_{хд}$ и $C_{хтр}$ зависят от структуры потока, обтекающего крыло. Обтекание профиля крыла может происходить с отрывом потока и без отрыва. Безотрывное обтекание наблюдается у тонкой пластины при нулевом угле атаки. Профили крыла летающих моделей имеют криволиней-

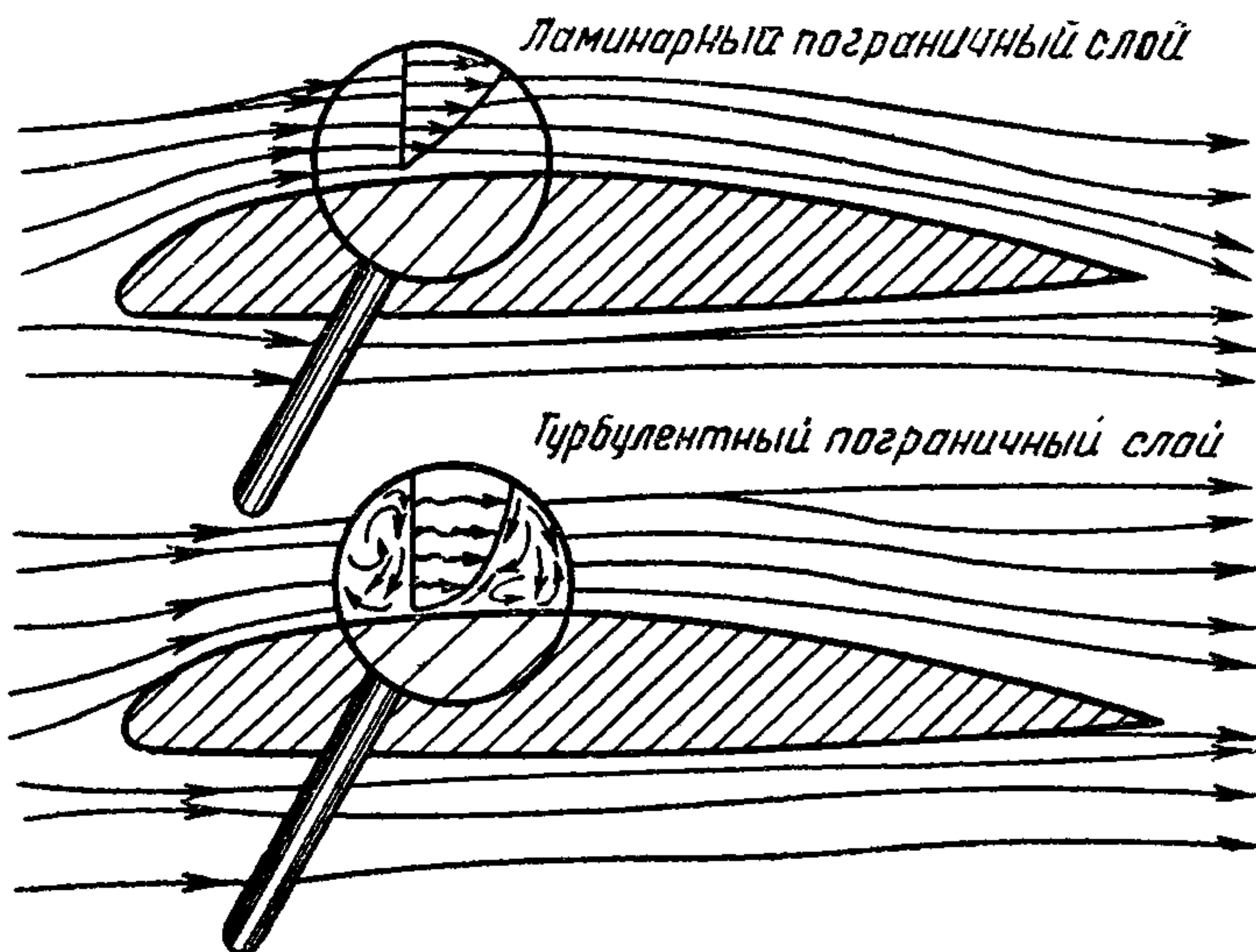


Рис. 11. Структура ламинарного и турбулентного пограничных слоев

ную поверхность и поэтому обтекаются с отрывом потока в основном с верхнего контура профиля. Начало отрыва потока для различных профилей и полетных углов атаки различно. Перемещение точки начала отрыва к задней кромке способствует уменьшению коэффициента $C_{хд}$. На это перемещение влияет состояние пограничного слоя, т. е. тонкого слоя воздуха, непосредственно прилегающего к поверхности крыла. Пограничный слой может быть ламинарным — невозмущенным и турбулентным — возмущенным (рис. 11). Характер обтекания какого-либо тела воздушным потоком характеризуется числом Рейнольдса (Re).

$$Re = \frac{V \cdot b}{\nu},$$

где V — скорость набегающего потока, $м/сек$;

b — длина тела, $м$ (например, хорда крыла);

ν — кинематический коэффициент вязкости воздуха, $м^2/сек$.

При критическом значении $Re = Re_{кр}$ пограничный слой переходит в турбулентное состояние, в результате чего резко меняются силы, действующие на крыло, — уменьшается сопротивление и увеличивается подъемная сила (рис. 12).

Для профиля № 60 при угле атаки $\alpha = 8^\circ$ в зоне чисел Re от 70 000 до 85 000 изменение коэффициента подъемной силы C_y происходит от 0,6 до 0,9, при меньших углах атаки приращение C_y для данного профиля уменьшается, а полоса критических чисел Рейнольдса расширяется ($Re_{кр} = 40\,000—80\,000$). Для различных профилей значение $Re_{кр}$ может быть различно и зависит от степени турбулентности потока. Чтобы получить устойчивое турбулентное обтекание, можно использовать профили с острой передней кромкой и наибольшей кривизной средней линии, расположенной на 15—25% хорды. Можно также сделать поверхность носка профиля шероховатой до 20—30% хорды. Несмотря на то, что это будет способствовать увеличению коэффициента сопротивления трения на данном участке крыла, общий выигрыш при турбулентном обтекании будет значительнее, так как уменьшится сопротивление давления, появится возможность использовать большие углы атаки и соответственно большие C_y при

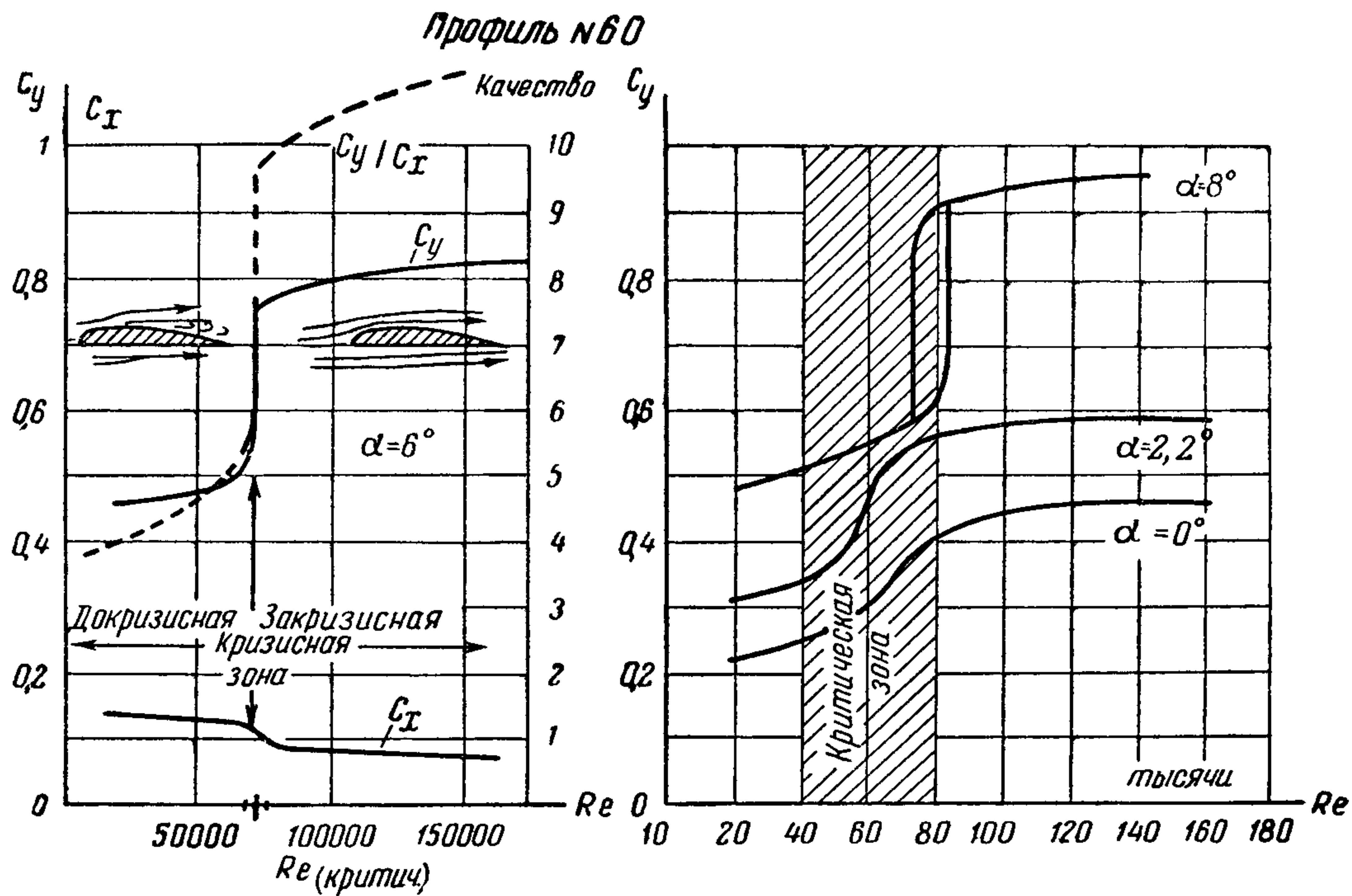


Рис. 12. Изменение коэффициентов C_y , C_x и C_y/C_x качества при изменении числа Рейнольдса

уменьшенном коэффициенте $C_{xл}$. Следовательно, суммарный коэффициент C_x в случае турбулентного обтекания по сравнению со смешанным уменьшится, выражение $\frac{\sqrt{C_{y^3}}}{C_x}$ будет увеличено, а вертикальная скорость снижения V_y уменьшится.

На рис 14 приведены построения графиков $\frac{1}{\sqrt{C_y}} = f(K)$ для четырех модельных профилей: Б8306, Б10355, MVA-123 и профиля Купфера.

По горизонтальной оси отложено качество $K = \frac{C_y}{C_x}$, а по вертикальной $\frac{1}{\sqrt{C_y}}$.

Чтобы оценить, какой из приведенных профилей обеспечит наименьшую скорость снижения в планирующем полете, надо провести из начала координат

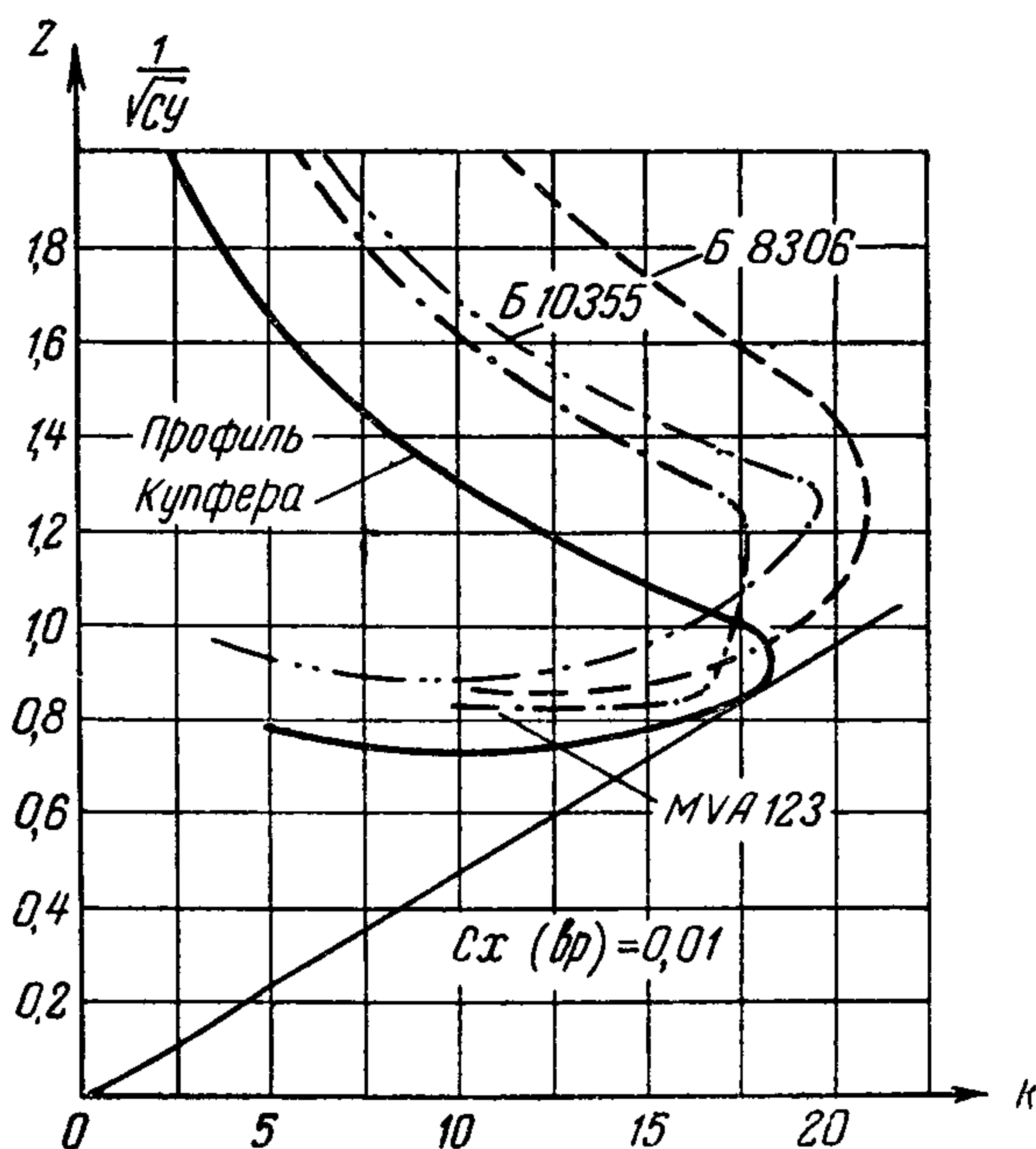


Рис. 13. График зависимости $\frac{1}{\sqrt{C_y}}$ от $K = \frac{C_y}{C_x}$ для профилей: MVA-123; Б8306; Б10355; Купфера

касательные к кривым. Величина $\frac{V\sqrt{C_y^3}}{C_x}$ будет максимальной, а вертикальная скорость — минимальной для профиля, касательная к кривой которого будет иметь меньший угол с осью OK .

Из анализа графиков (рис. 13) видно, что из приведенных профилей наименьшую скорость снижения могут обеспечить профиль Купфера и профиль серии Б8306. Эти профили хорошо зарекомендовали себя на летающих моделях. Для таймерных моделей, имеющих угол набора высоты около 90° , надо обращать внимание и на то, чтобы C_x при $C_y=0$ был наименьшим.

МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА МОДЕЛЬ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Обеспечить планирование на расчетных углах атаки можно в том случае, если сумма моментов относительно оси Oz , проходящей через центр тяжести модели, равна нулю ($\sum M_z = 0$). Модель будет планировать устойчиво, если при отклонении ее от заданной траектории под действием внешних сил приращение момента ΔM_z будет противодействовать изменению полетного угла атаки $\alpha_{бал}$.

Когда модель находится в установившемся равномерном движении, то все аэродинамические силы уравновешены. Если же изменится угол атаки на $\Delta\alpha$, то одновременно изменятся и некоторые из действующих сил. Наиболее значительно изменится подъемная сила $P\alpha$. Приращение этой силы будет приложено в фокусе модели на расстоянии $X\alpha$ от центра тяжести (рис. 14) и создаст восстанавливающий момент $\Delta M_z = \Delta P X \alpha$.

Стремление возвратиться к первоначальному углу атаки у модели будет в том случае, если фокус модели находится сзади центра тяжести. Если фокус расположен впереди центра тяжести, модель будет неустойчива, а если совпадает с центром тяжести, модель будет нейтральной.

Стремление модели, находящейся в режиме установившегося полета, противодействовать изменению угла атаки называется статической устойчивостью. Для оценки степени устойчивости величину X надо разделить на

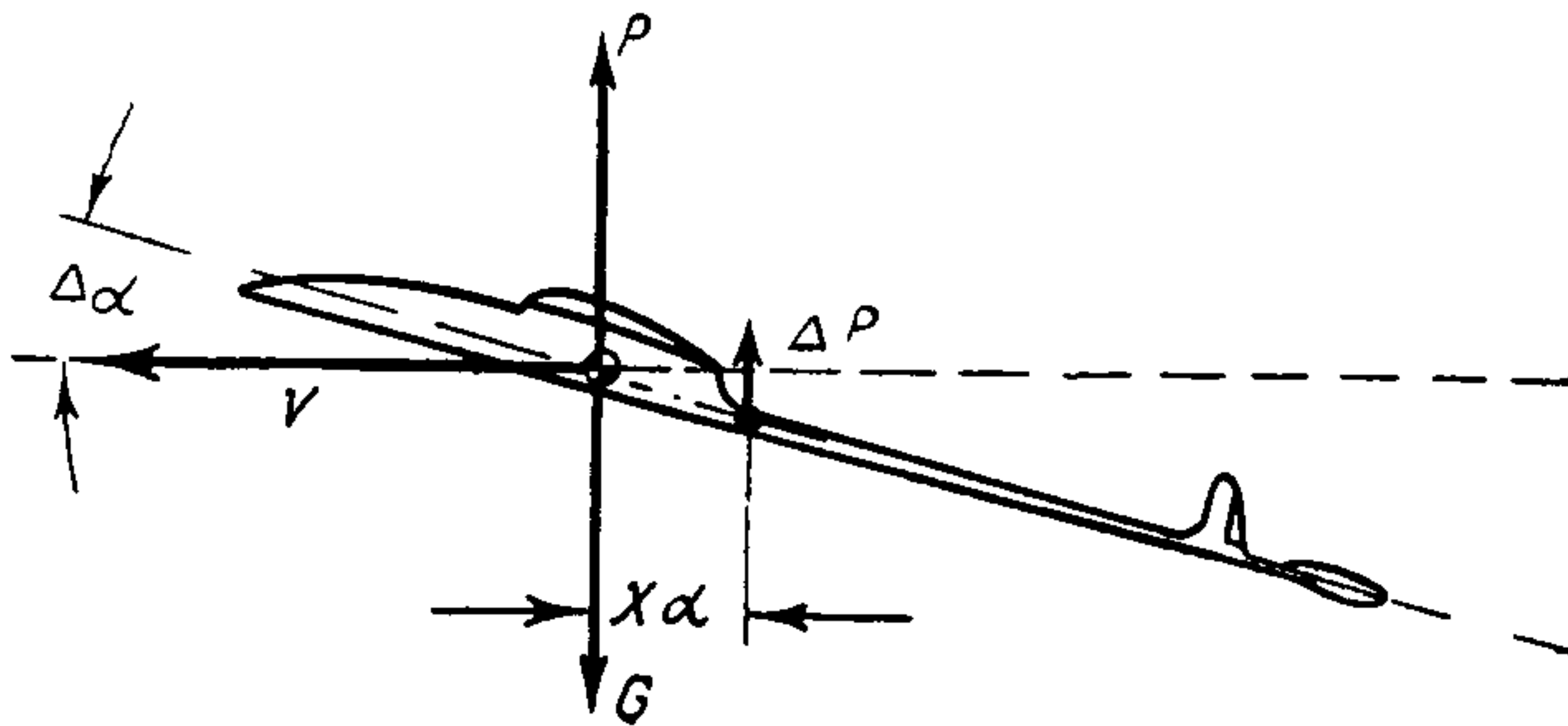


Рис. 14. Определение понятия статической устойчивости

среднюю аэродинамическую хорду крыла. Отношение $\frac{X}{b_{\text{САХ}}}$ обычно выражается в процентах к хорде и называется центровкой по хорде.

$$x = \frac{X}{b_{\text{САХ}}} 100,$$

где $b_{\text{САХ}}$ — средняя аэродинамическая хорда крыла (рис. 15).

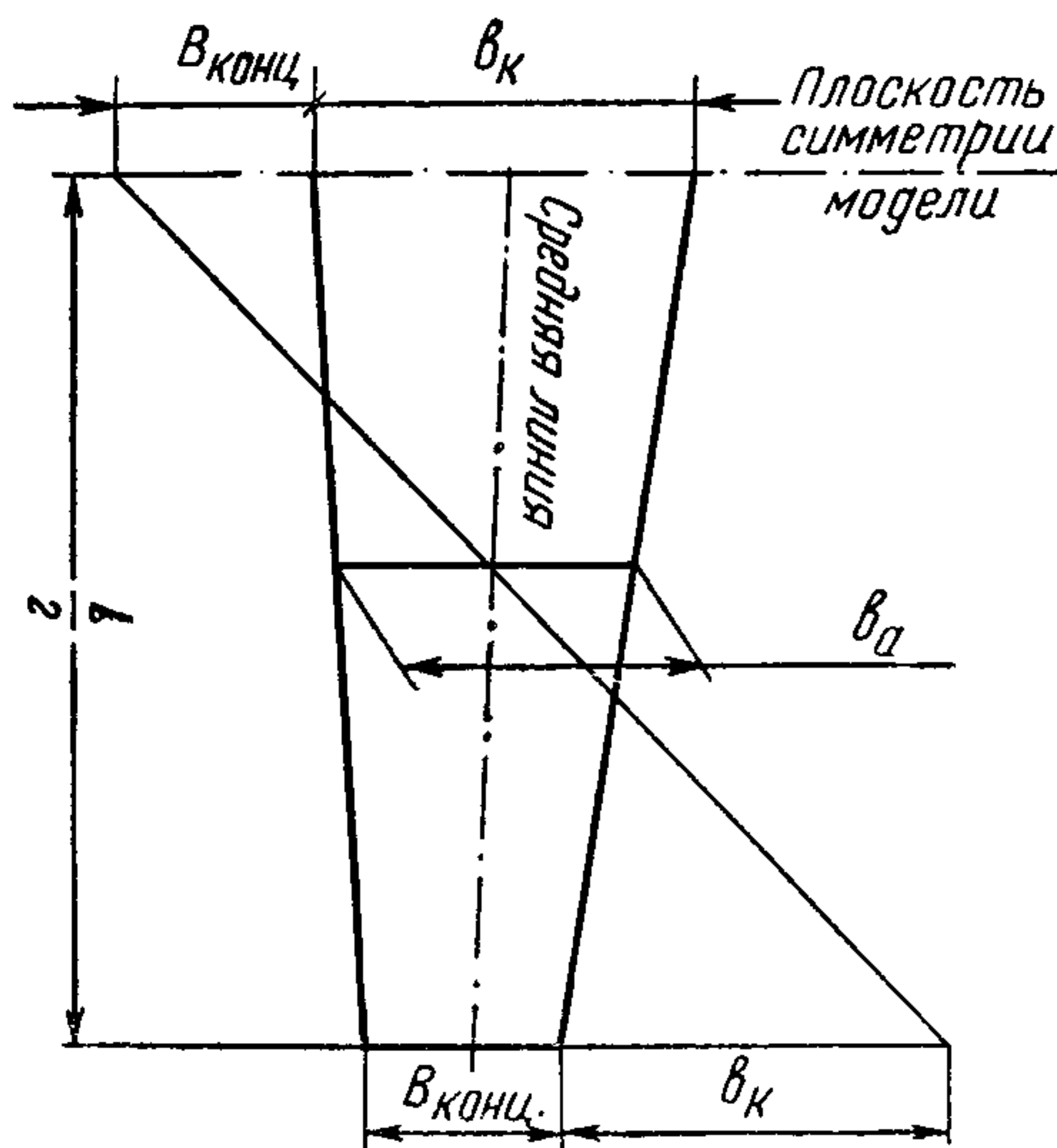


Рис. 15. Определение средней аэродинамической хорды (САХ) трапецевидного крыла

Центровка по хорде в процессе регулирования модели может изменяться, а с ее изменением будет меняться и коэффициент момента m_z , что приводит к изменению балансировочных углов атаки α и изменению характера кривой $m_z = f(\alpha)$. Для моделей с различны-

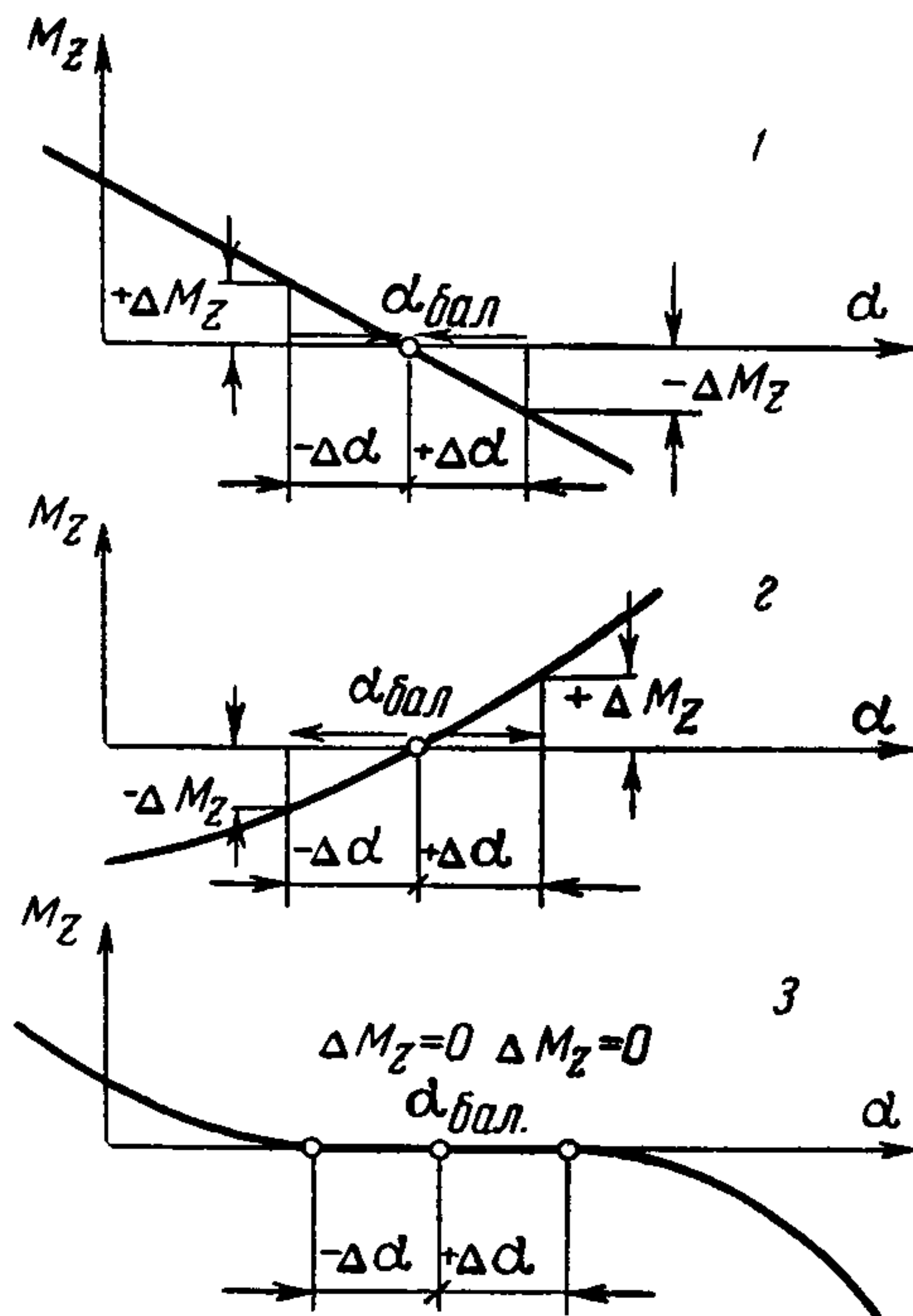


Рис. 16. Кривые $M_z = f(\alpha)$ для моделей статически устойчивой 1, неустойчивой 2 и нейтральной 3

ми центровками характер кривой $m_z = f(\alpha)$ показан на рис. 16. Точка пересечения кривой с осью абсцисс определяет угол атаки, при котором коэффициент продольного момента модели равен нулю. Этот угол называется балансировочным углом атаки.

Для устойчивой модели изменение коэффициента m_z показано на рис. 16,1. Если такую модель вывести из состояния равновесия, то коэффициент момента m_z , а с ним и момент M_z получат приращения, стремя-

щиеся вернуть модель к первоначальному режиму. Если возникший момент будет уводить модель с $\alpha_{бал}$, значит модель неустойчива (рис. 16,2).

На рис. 16 кривая 3 дана для модели с нейтральной продольной статической устойчивостью. В диапазоне углов атаки от α до β модель будет нейтральна. Следовательно, если тангенс угла наклона кривой $m_z = f(\alpha)$ в точке, соответствующей режиму балансировки, отрицателен, т. е. $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} < 0$, то модель статически устойчива; если $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} = 0$, то модель нейтральна, а в случае $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} > 0$ модель статически неустойчива.

Фокус модели обычной схемы всегда расположен сзади фокуса модели без горизонтального оперения. Смещение фокуса модели назад влечет за собой увеличение степени продольной статической устойчивости модели. К обратному результату приводит смещение центра тяжести модели назад, ближе к фокусу. Модель, устойчивая при центровке 35—50% хорды крыла, может стать нейтральной или даже неустойчивой, если центровку увеличить до 70—120%. Поэтому изменением центровки авиамоделист может влиять на степень статической устойчивости модели.

Существует определенный диапазон центровок, внутри которого возможно размещение центра тяжести модели. Теоретически предельно допустимой задней центровкой является центровка, отвечающая условию совмещения центра тяжести с фокусом модели. Эта центровка называется нейтральной или критической. Смещение центра тяжести модели относительно фокуса вперед обеспечивает ей продольную статическую устойчивость тем большую, чем больше это смещение, смещение же центра тяжести назад делает модель статически неустойчивой.

На практике для определения фокуса модели можно изменять положение центра тяжести, перемещая груз, подвешенный с нижней стороны фюзеляжа. Когда центр тяжести совместится с фокусом, модель перестанет реагировать на изменение угла атаки α в диапазоне углов от $+\Delta\alpha$ до $-\Delta\alpha$ (рис. 16,3). Проведя этот опыт несколько раз, можно с достаточной точностью определить расположение фокуса модели, а следова-

тельно, и расстояние X и отметить найденное положение фокуса модели. При всех последующих регулировочных запусках перемещать центр тяжести дальше назад не следует, так как модель попадет в область статической неустойчивости.

Величину предельно допустимой передней центровки пока еще трудно определить. Ясно только одно, что смещение центра тяжести вперед вызывает более резкое реагирование модели на возмущения. Модели, центр тяжести которых расположен менее чем на 50% САХ, часто сильно разбалтываются в восходящих потоках, так как стремление их к сохранению постоянства $\alpha_{\text{бал}}$ слишком велико и малейшие вертикальные порывы вызывают изменение угла планирования Θ . Если это явление наблюдается при полете модели, следует передвинуть крыло несколько вперед, а углы деградации уменьшить.

Смещать центр тяжести парящих моделей вперед более 40% САХ не следует, так как подобное смещение приводит к некоторому увеличению скорости полета V и соответственно возрастанию V_y планирования.

Одной из основных задач, стоящих перед авиамоделистом при регулировании модели, является установление связи между изменениями установочных углов крыла и горизонтального оперения и вызванными ими изменениями параметров движения модели.

Связь между параметрами, характеризующими режим полета модели, и потребными отклонениями установочного угла горизонтального оперения устанавливается с помощью балансировочных кривых.

На рис. 17 приведен характер изменения балансировочных кривых $C_y = f(\varphi_{г.о.})$ для моделей с различными центровками по хорде. Из графиков видно, что перемещение центра тяжести по САХ назад дает возможность получить необходимые значения C_y при положительных углах установки горизонтального оперения. Это выгодно с точки зрения разгрузки крыла. Однако, как показывает опыт, для обеспечения устойчивого полета допускаемая центровка должна быть на 15—20% меньше критической.

Рассмотренная статическая устойчивость является необходимым условием устойчивого полета модели, но недостаточным, так как модель должна обладать и хо-

рошими демпфирующими свойствами, способствующими интенсивному затуханию колебаний в возмущенном движении.

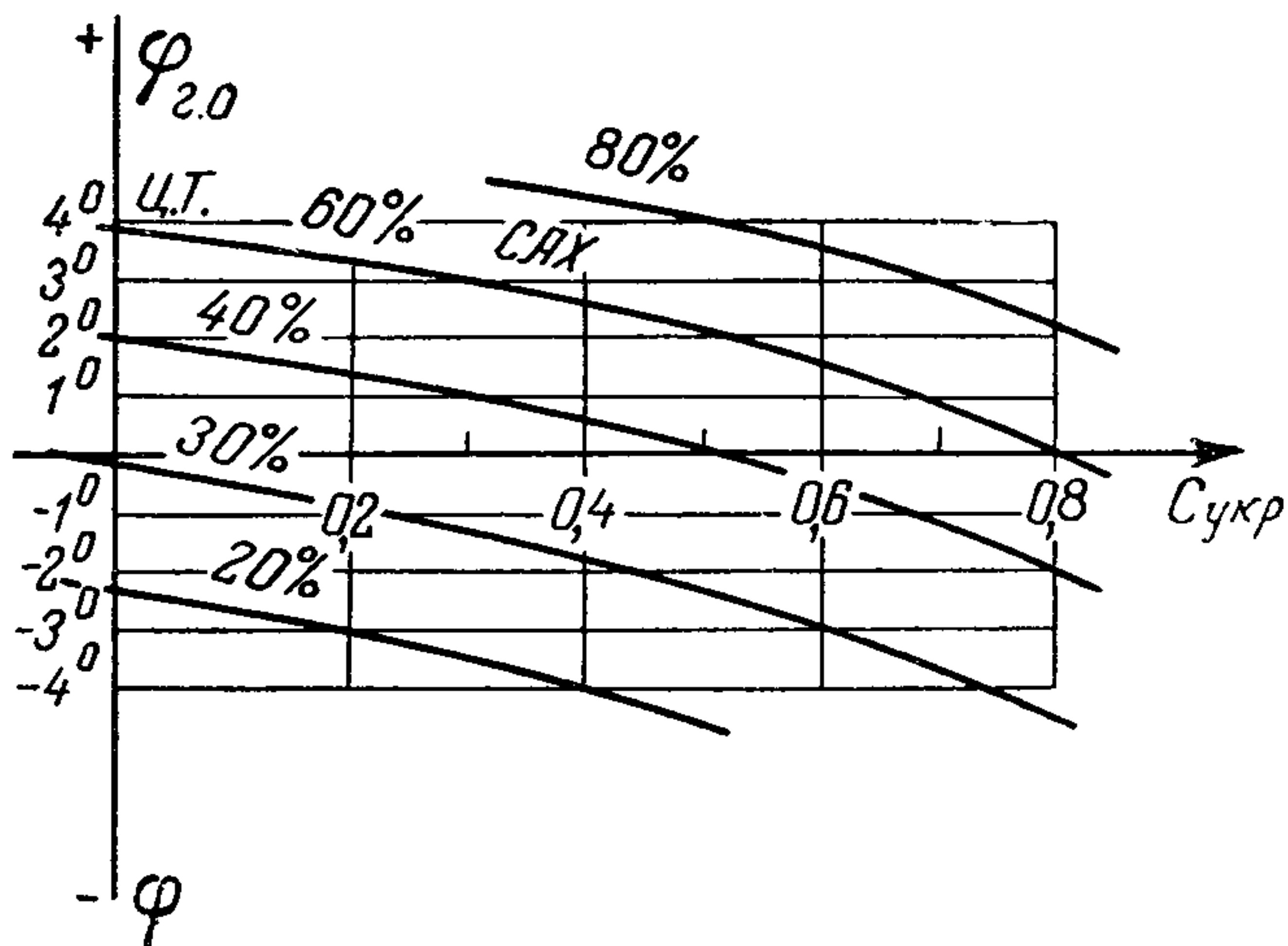


Рис. 17. Балансировочные кривые $C_y = f(\varphi_{г.о})$ при различных центровках по САХ

Рассмотрев планирующий полет модели, можно сделать заключение:

1. Для обеспечения максимальных результатов полета вертикальная скорость снижения при полете в спокойной атмосфере должна быть минимальной.

2. Балансировка должна обеспечивать устойчивый полет модели при выбранных углах атаки в любых атмосферных условиях.

3. Незначительное изменение углов атаки крыла в зоне α наивыгоднейшего не должно вызывать больших восстанавливающих моментов.

Первые два требования обеспечиваются при регулировании модели, третье требование должно быть учтено при разработке модели, так как оно в большей мере зависит от аэродинамической схемы модели и величины запаса статической устойчивости.

РЕГУЛИРОВКА ПЛАНИРУЮЩЕГО ПОЛЕТА И БУКСИРОВКА МОДЕЛЕЙ НА ЛЕЕРЕ

ПЕРВЫЕ ЗАПУСКИ НА ПЛАНИРОВАНИЕ

Совершая первые регулировочные запуски, авиамodelисту не обязательно сразу добиваться высоких полетных результатов модели. Нужно получить общее представление об устойчивости полета модели в спокойной атмосфере, убедиться в надежности работы механизмов, выяснить качество и скорость планирования при расчетных установочных углах крыла и горизонтального оперения. Запуски лучше производить в вечерние часы перед заходом солнца или рано утром, когда атмосфера наиболее спокойна, восходящие потоки воздуха незначительны, а скорость ветра обычно не превышает 0,5—1 м/сек.

Для запусков выбирают ровную площадку с мелким травяным покровом. Размеры ее должны быть достаточными для беспрепятственного полета модели в любом направлении с высоты 40—50 м. Все операции, проводимые с моделью, и вызванные ими изменения полета должны учитываться и записываться в стартовый журнал, который является паспортом модели. На основании записей авиамodelист должен тщательно проанализировать недостатки полета модели и только после этого вносить соответствующие поправки в балансировку и схему модели.

На регулировочные запуски следует брать с собой только одну модель. Регулировка одновременно нескольких моделей не дает хороших результатов, так как авиамodelист не может сосредоточить внимание на отдельных мелких недостатках в полете каждой модели.

Чтобы проверить, соответствуют ли данные модели проектным, еще до летных испытаний необходимо точно знать расположение центра тяжести — центровку модели и величину установочных углов крыла и горизонтального оперения.

Центровку определяют путем подвешивания модели в трех различных положениях. Центр тяжести должен быть расположен в плоскости симметрии модели, поэтому подвешивать ее надо в точках расположенных в этой плоскости. Подвесив модель в какой-то точке,

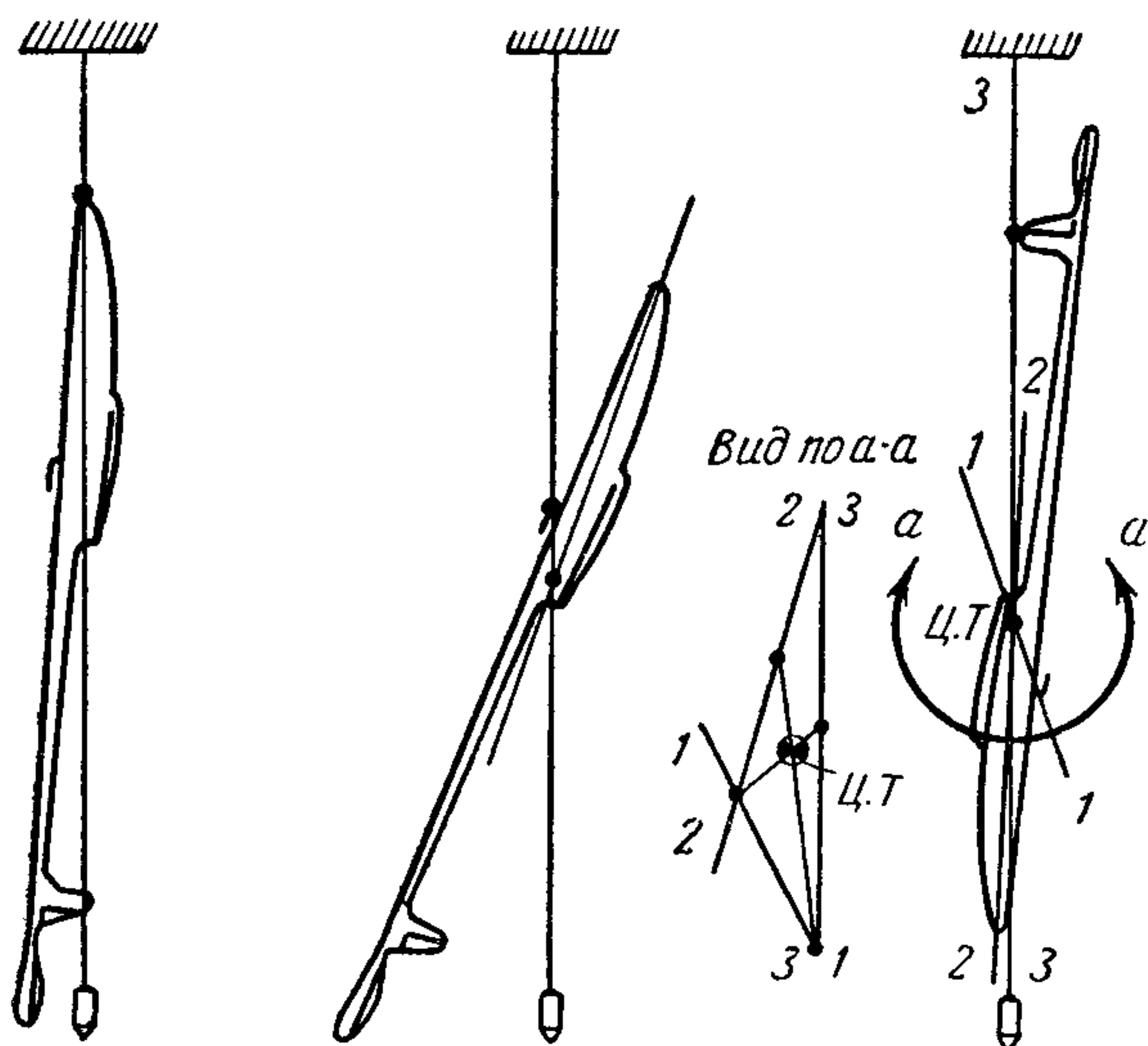


Рис. 18. Определение центра тяжести модели методом подвески

в той же точке закрепляют конец нити отвеса. Линию перекрещивания нити отвеса и боковой грани фюзеляжа отмечают на модели. Затем операцию повторяют и находят другие точки. В результате на грани фюзеляжа получается треугольник, центр тяжести которого будет центром тяжести модели (рис. 18). Полученную точку сверяют с чертежом. Если опытные данные расходятся

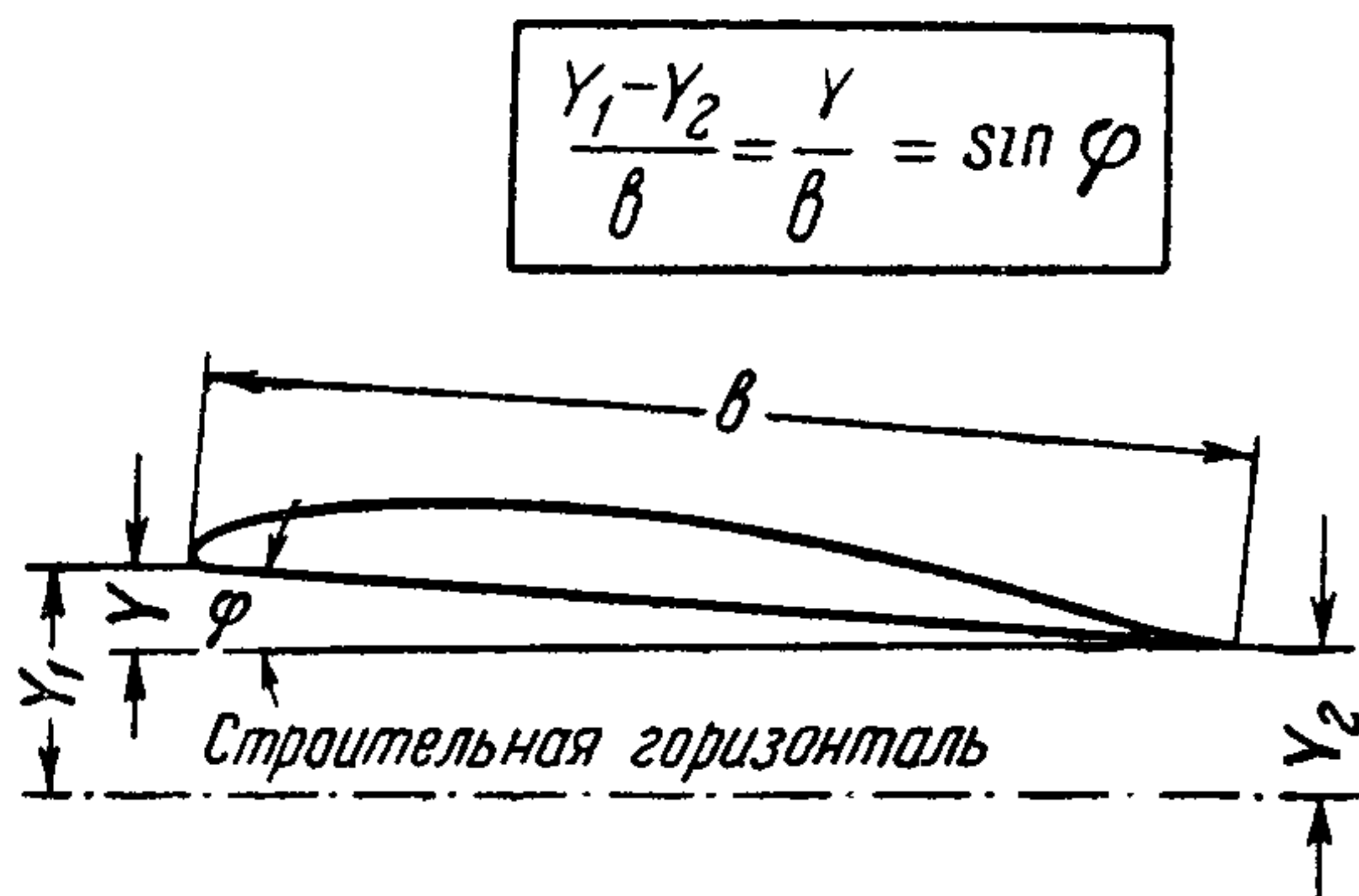


Рис. 19. Вычисление установочного угла

с проектными, центровку необходимо исправить, изменив загрузку модели или передвинув крыло.

Боковые моменты, вызываемые разностью в весе крыльев, должны отсутствовать.

Величины установочных углов лучше измерять по превышениям передних кромок крыла и горизонтального оперения над задними. Зная длины хорд $b_{кр}$ и $b_{го}$ и превышение Y , легко подсчитать угол установки φ относительно строительной горизонтали (рис. 19).

По синусу угла из таблиц находят сам угол.

Таблица для определения установочных углов по величине синуса угла

$\sin \varphi \frac{Y}{b}$	0	0,009	0,017	0,026	0,035	0,044	0,052	0,061	0,070	0,079	0,087	0,096	0,104
φ	0	0°30'	1°00'	1°30'	2°00'	2°30'	3°00'	3°30'	4°00'	4°30'	5°00'	5°30'	6°00'

Углы деградации различны в зависимости от величины запаса статической продольной устойчивости, характеризующей положением центра тяжести относительно фокуса модели.

Для выбора углов деградации в начале регулировки можно воспользоваться рис. 20. Приведенные на рисунке кривые не дают точного значения φ для любой модели, они лишь намечают пределы центровок и углов, в которых следует регулировать модель. Точное поло-

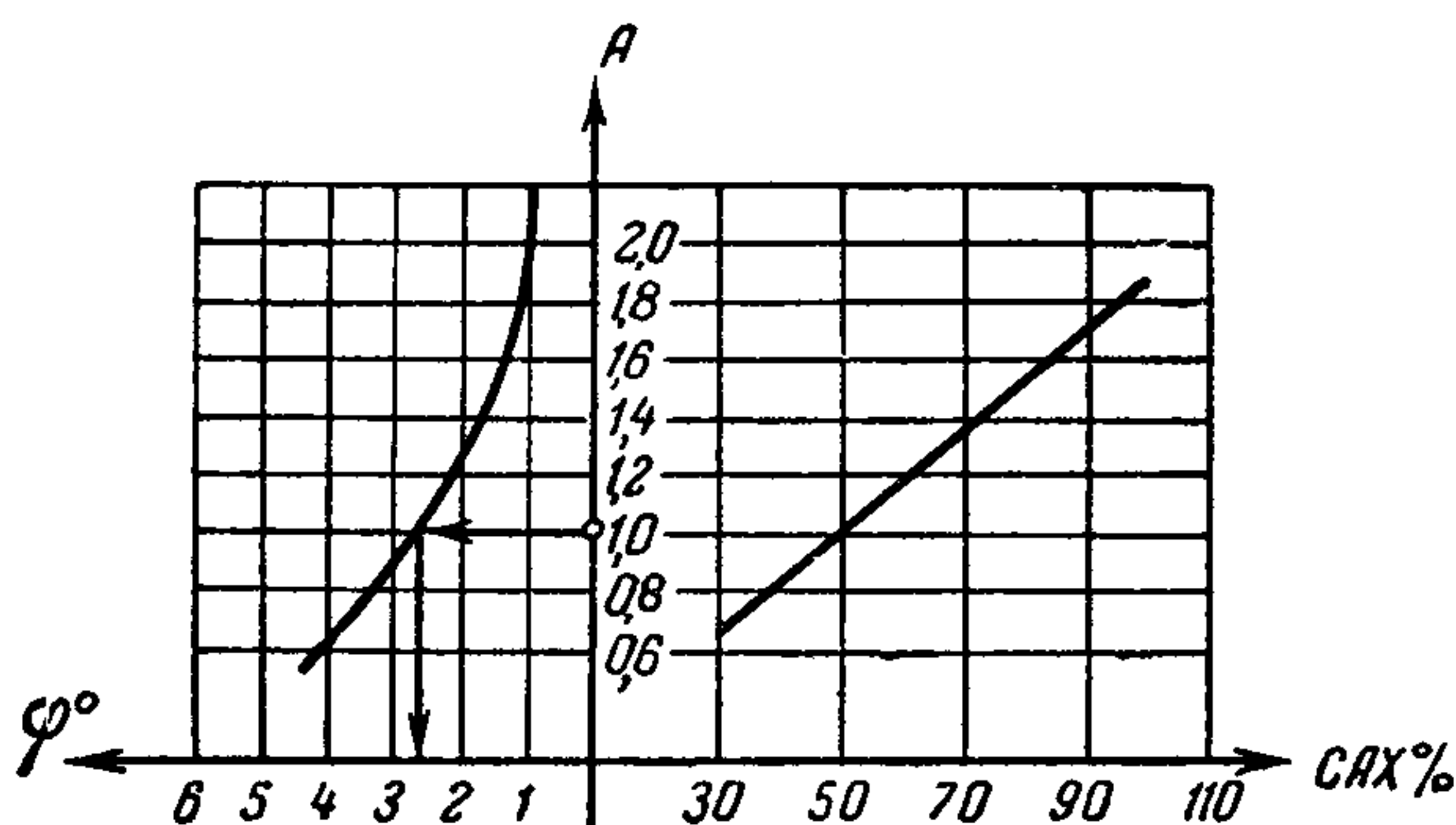


Рис. 20. Определение углов деградации и положения центра тяжести в зависимости от A

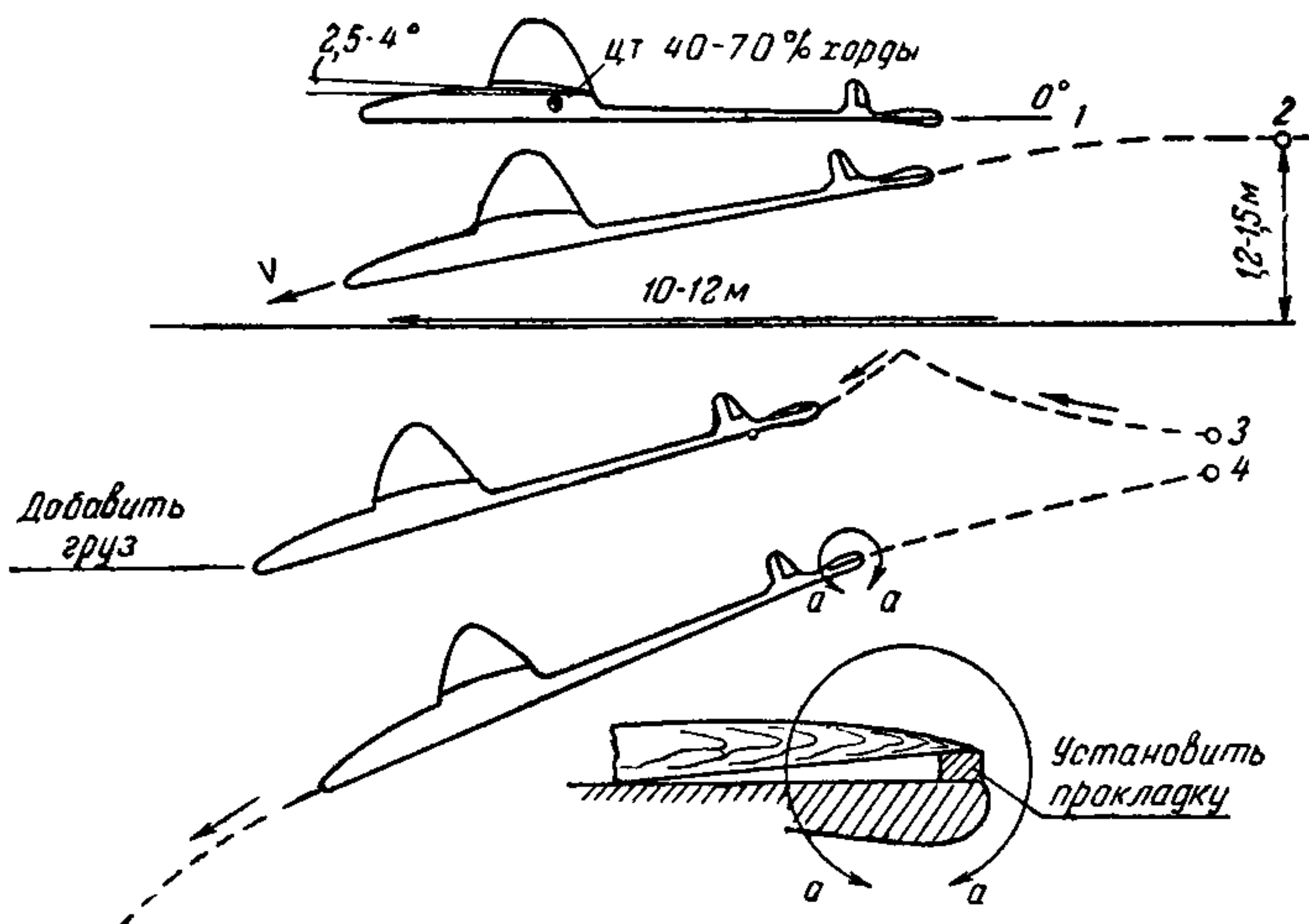


Рис. 21. Первые запуски на планирование

жение центра тяжести и значения ϕ должны быть найдены в процессе регулировки с учетом всех основных факторов, влияющих на полет модели.

Первые запуски производят без леера. Модель берут в правую руку так, чтобы носовая часть была опущена и строительная горизонталь фюзеляжа составляла с линией горизонта угол $7-10^\circ$, а левая и правая консоли были на уровне плеч запускающего. Расположив модель строго против ветра, энергичным, но не резким толчком модель выпускают в воздух. Она должна пролететь $12-15$ шагов. Полет модели должен происходить по прямолинейной траектории (рис. 21). Если траектория полета искривлена, необходимо проверить установочные углы обеих консолей крыльев и убедиться, что они не имеют перекосов. Вираз, вызванный смещением руля поворота, можно устранить, закрепив руль по линии симметрии модели. Резкое кабрирование или пикирование модели при запуске с рук может быть в том случае, если скорость при запуске не соответствует нормальной скорости планирования модели. Поэтому, прежде чем менять балансировку модели при ненормальном полете, необходимо сделать несколько (пять-семь) запусков и получить точное представление о причинах, изменяю-

щих прямолинейную траекторию полета в вертикальной плоскости.

Если скорость запуска равна обычной скорости полета модели, но модель продолжает кабрировать, можно увеличить загрузку носовой части фюзеляжа. При этом центр тяжести не должен перемещаться вперед за 40% хорды.

Опустить заднюю кромку горизонтального оперения можно только в том случае, если положение центра тяжести начинает выходить за диапазон допустимых центровок. Планирование с углом более 7° , т. е. когда модель пролетает восемь-девять шагов, исправляют уменьшением установочных углов горизонтального оперения. Под заднюю кромку стабилизатора кладут прокладку, толщину которой подбирают практически, в зависимости от хорды стабилизатора и угла планирования модели. Обеспечив прямолинейный полет, переходят к запуску модели с леера, так как полет с высоты 1,5 м не дает полного представления о качестве планирования — сказывается влияние близости земной поверхности.

БУКСИРОВКА МОДЕЛЕЙ НА ЛЕЕРЕ

По условиям соревнований длина буксировочного леера ограничена пятидесятью метрами. Вытяжка леера после старта модели может быть не более 15% от его первоначальной длины, т. е. 7,5 м. Обычно для изготовления леера используется нить из капроновой, нейлоновой или полиамидной смолы диаметром 0,2—0,5 мм. На одном конце леера привязывают металлическое кольцо, надеваемое на крючок планера в момент буксировки, на другом конце укрепляют катушку для намотки леера. Рядом с буксировочным кольцом должен находиться цветной флажок площадью не менее 1 дм^2 . Флажок служит для сигнализации момента отцепления леера от модели планера. С этого момента начинают отсчитывать продолжительность свободного полета.

Чем выше будет поднята модель планера на леере, тем дольше она продержится в воздухе.

Для обеспечения устойчивости при буксировке модели планера на леере необходимо правильно выбрать место расположения крючка на фюзеляже, согласовать

скорость движения запускающего модель со скоростью ветра и углом набора высоты планера.

Рассмотрим силы, действующие на модель планера при движении его по траектории в момент буксировки. В простейшем случае, когда центр тяжести совмещен с центром приложения полной аэродинамической силы и силой натяжения леера, получим замкнутый треугольник сил (рис. 22). Как видно из рис. 22, равнодействующую

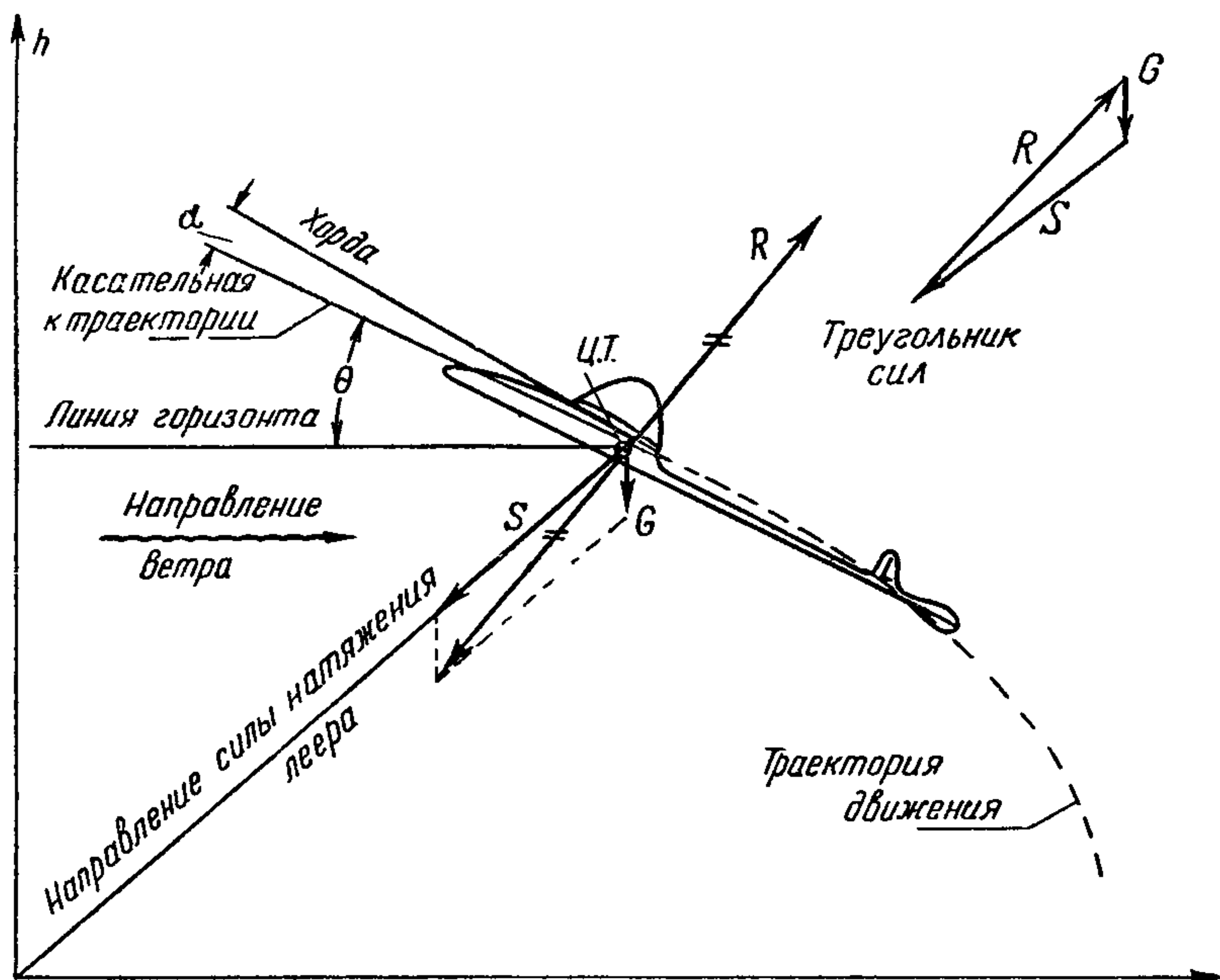


Рис. 22. Схема сил, действующих на планер при буксировке на леере

щая аэродинамических сил при буксировке модели планера должна уравнивать силу веса и силу натяжения леера.

Обычно полет по траектории происходит со скоростью, несколько превышающей скорость нормального планирования, а углы атаки крыла при затяжке модели планера больше, чем в планирующем полете. При этом происходит значительный прирост коэффициента подъемной силы, так как крыло работает в закритической

зоне чисел Рейнольдса, где прирост C_y с увеличением α происходит значительно больше, чем в докризисной зоне (рис. 12).

РАСПОЛОЖЕНИЕ КРЮЧКА И БУКСИРОВКА МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

Выносить крючок вперед относительно ц.т. более 30% хорды крыла не следует, так как модель начинает раскачиваться на леере, а угол набора высоты уменьшается. Для моделей, крыло которых расположено высоко над фюзеляжем, местоположение крючка можно выбрать по схеме рис. 23. Из точки пересечения линии $a-a$ с прямой, про-

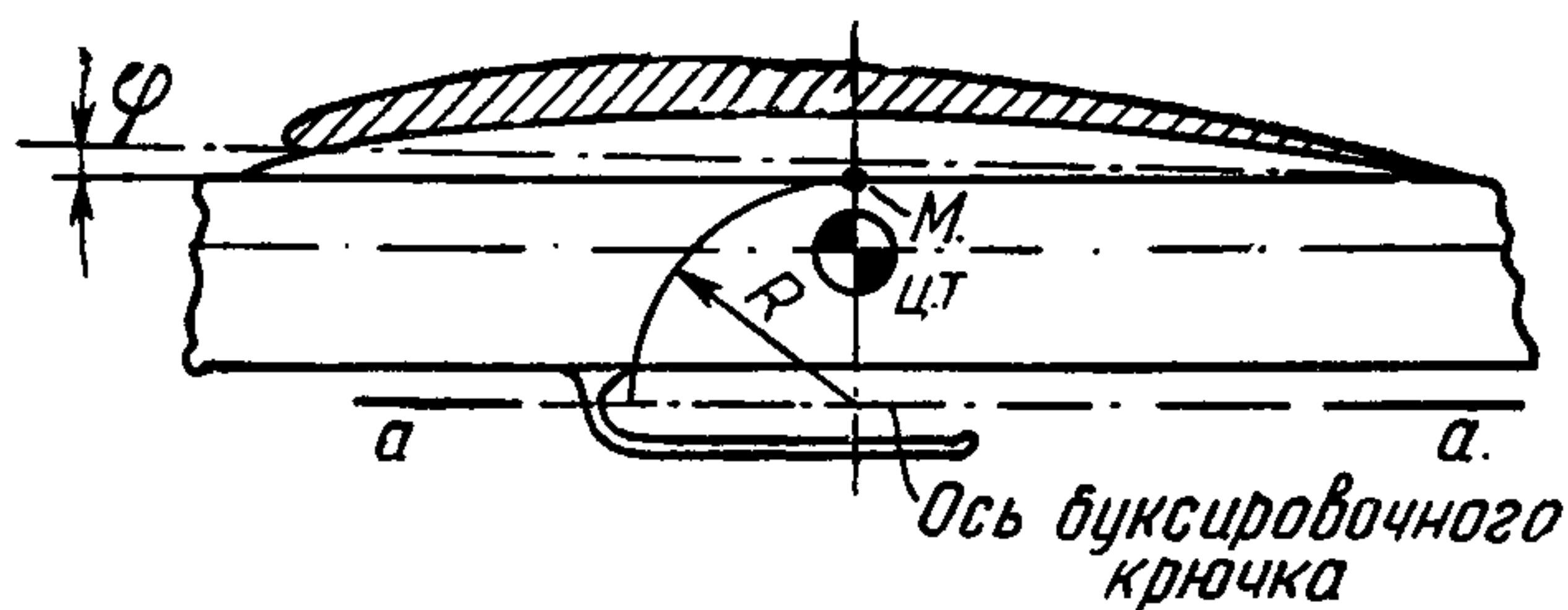


Рис. 23. Расположение буксировочного крючка для старта в ветреную погоду

ходящей через центр тяжести и перпендикулярной строительной горизонтали, проводится дуга окружности, радиус которой берется равным расстоянию от задней кромки крыла до линии $a-a$. Пересечение дуги с линией $a-a$ дает положение точки контакта крючка с коль-

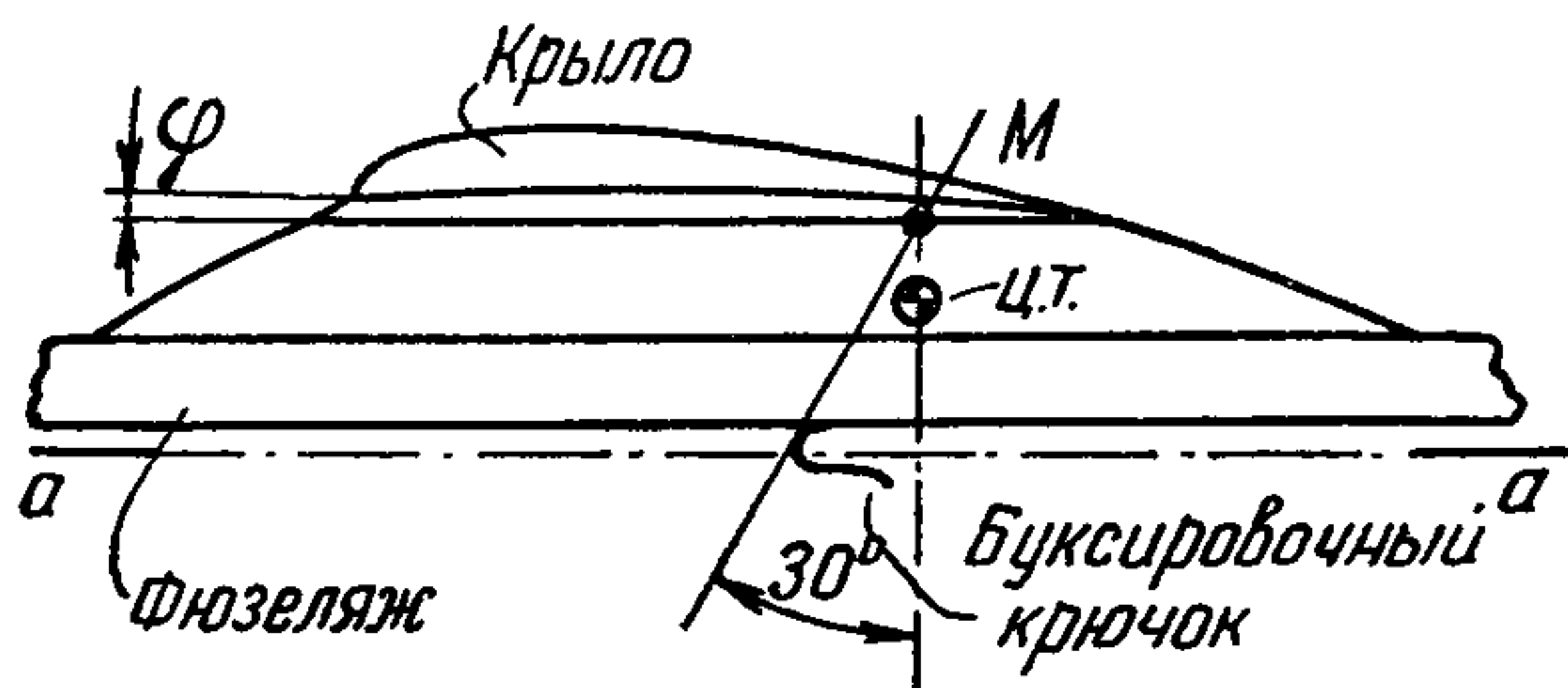


Рис. 24. Определение расположения буксировочного крючка планера для полетов в штиль и слабый ветер.

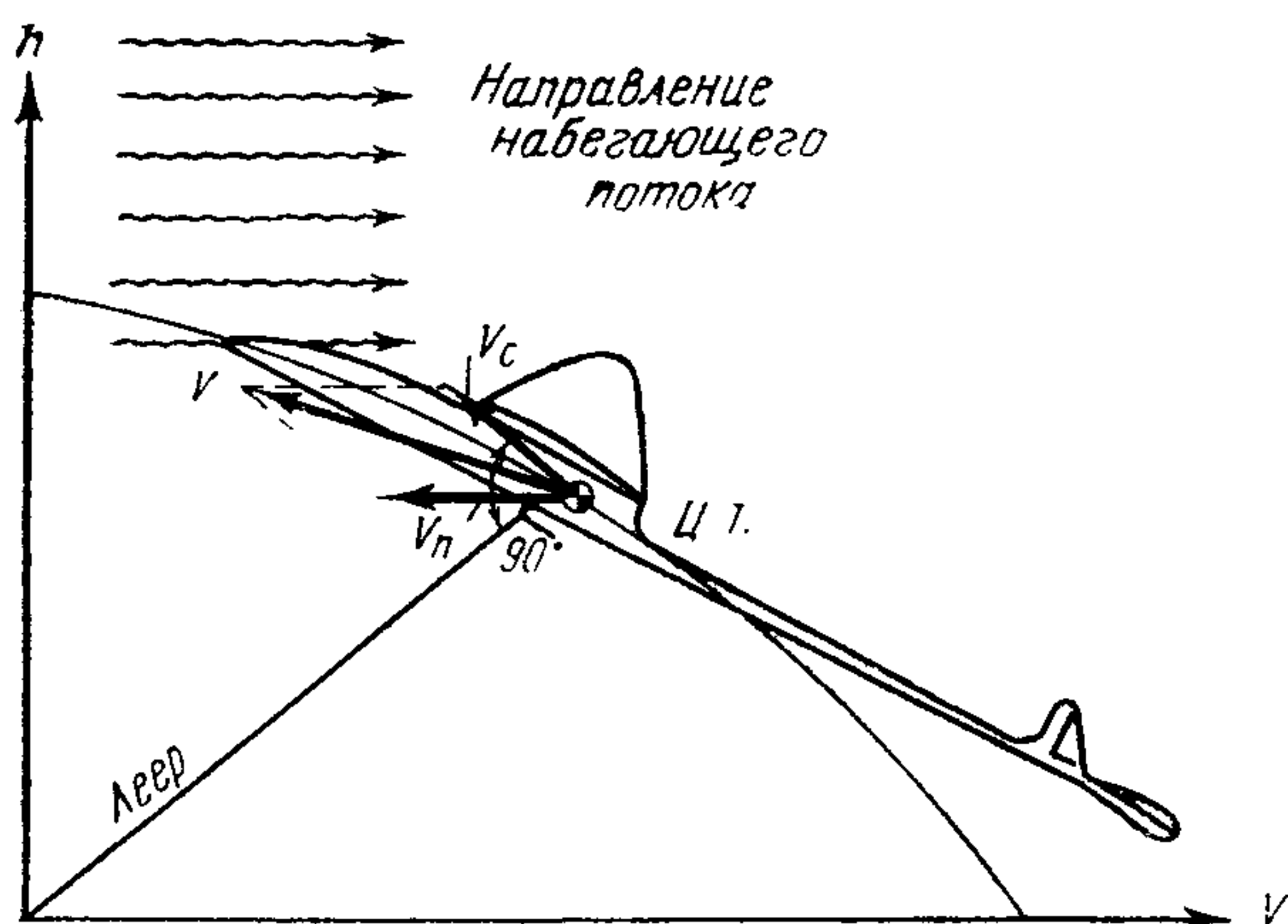


Рис. 25. Истинная скорость планера при буксировке на леере

цом леера. Это положение крючка рекомендуется для стартов в ветреную погоду при скорости ветра 7—10 м/сек. При меньшей скорости ветра крючок можно сместить назад так, чтобы линия, соединяющая точку контакта и точку M , составляла с вертикалью угол 30° (рис. 24).

Истинная скорость V планера относительно воздуха складывается из трех скоростей: скорости ветра V_n , скорости движения моделиста, затачивающего планер, V и окружной скорости движения планера по дуге V_c , радиус которой равен длине леера (рис. 25).

Выпуская планер в полет под углом $45\text{--}60^\circ$ и придавая ему начальную скорость, соответствующую скорости движения по траектории, можно сократить участок разгона. Делать это следует при скорости ветра, не превышающей 1—4 м/сек. При порывах ветра большей силы необходимо взлетный угол уменьшить до $20\text{--}30^\circ$. О скорости движения и углах атаки модели судят по натяжению леера. Ослабление натяжения свидетельствует о том, что модель планера уменьшила угол атаки или потеряла воздушную скорость. Чтобы восстановить нормальный режим полета (рис. 26), необходимо увеличить скорость затажки V .

Наибольшая высота буксировки планера ограниче-

Рис. 26. Перемещение спортсмена относительно поверхности земли при буксировке планера

на длиной леера. Но эта высота может быть увеличена на 7—10 м, если применить специальный способ буксировки и отцепки планера, так называемый «динамический старт». Сущность его состоит в том, что когда модель достигнет наивысшей точки на леере, вместо того чтобы погасить скорость модели и довести ее до скорости планирования, авиамоделист еще больше разгоняет модель и сбрасывает ее с леера, придав ей разворот. В момент разгона модель увеличивает запас энергии за счет прироста скорости полета и увеличения подъемной силы, которая значительно превосходит вес модели. Достаточно освободить модель от удерживающего ее леера, как она устремляется вверх и набирает дополнительно 3—4 м высоты. Если учесть, что в этот момент происходит прирост высоты за счет вытяжки леера на 4—6 м, то общее увеличение высоты может быть равно 7—10 м.

Целесообразность применения динамического старта несомненна. Однако осуществить его можно только в том случае, когда модель специально отрегулирована и для затяжки применяется тонкий эластичный леер. При сходе модели с леера траектория движения искривляется, модель выходит на большие углы атаки и возможен срыв потока. Чтобы это не произошло, модель разворачивают относительно потока на угол 10—20°, двигаясь под углом к потоку, тем самым уменьшая истинную воздушную скорость модели. Модель продолжает лететь с разворотом и, дойдя до наивысшей точки траектории, разворачивается по ветру. При этом автомат, установленный на модели, должен отклонить руль направления в сторону разворота. Некоторые схемы планеров совершенно не поддаются такому запуску. К ним относятся модели с большим плечом горизонтального оперения и модели, имеющие острую переднюю кромку крыла. Объяснить это можно их плохой устойчивостью при изменении углов атаки. Такие модели долго не приходят к состоянию установившегося планирования, и поэтому теряется высота и продолжительность полета падает.

Наибольшей высоты при буксировке моделей планеров можно добиться только в том случае, если они будут сходить с леера точно над головой запускающего.

Уход модели от прямолинейной траектории в сторону с крутым креном, переходящим в пикирование, мо-

жет быть вызван слишком задним расположением крючка или неправильным отклонением триммера на киле. К этому явлению приводит также перекося горизонтального оперения относительно крыльев. Недостаточный угол поперечного V при малой площади вертикального оперения может вызвать крутое сваливание модели в спираль еще при затяжке на леере. Чтобы этого не получалось, необходимо увеличить площадь киле. Глубокая спираль после схода модели с леера может быть вызвана инерцией тяжелых крыльев, если модель сошла с леера с наклоном. Могут быть также малы углы деградации крыла и горизонтального оперения. Иногда, чтобы модель на леере не раскачивалась, применяют стабилизаторы с отрицательной V -образностью, а крючок располагают вблизи центра тяжести.

При отработке затяжки модели планера рекомендуется включать автомат принудительной посадки, который должен прекращать полет модели через 15—20 сек. с момента схода планера с леера.

ПРИНУДИТЕЛЬНАЯ ПОСАДКА МОДЕЛИ

Механизм принудительной посадки срабатывает от зажженного фитиля, укрепленного между нитками, стягивающими хвостовые крючки (рис. 27). Когда фитиль догорит до ниток, они обрываются и горизонтальное оперение отклоняется на угол $40\text{--}45^\circ$ к строительной горизонтали фюзеляжа. Прежние соотношения сил, дей-

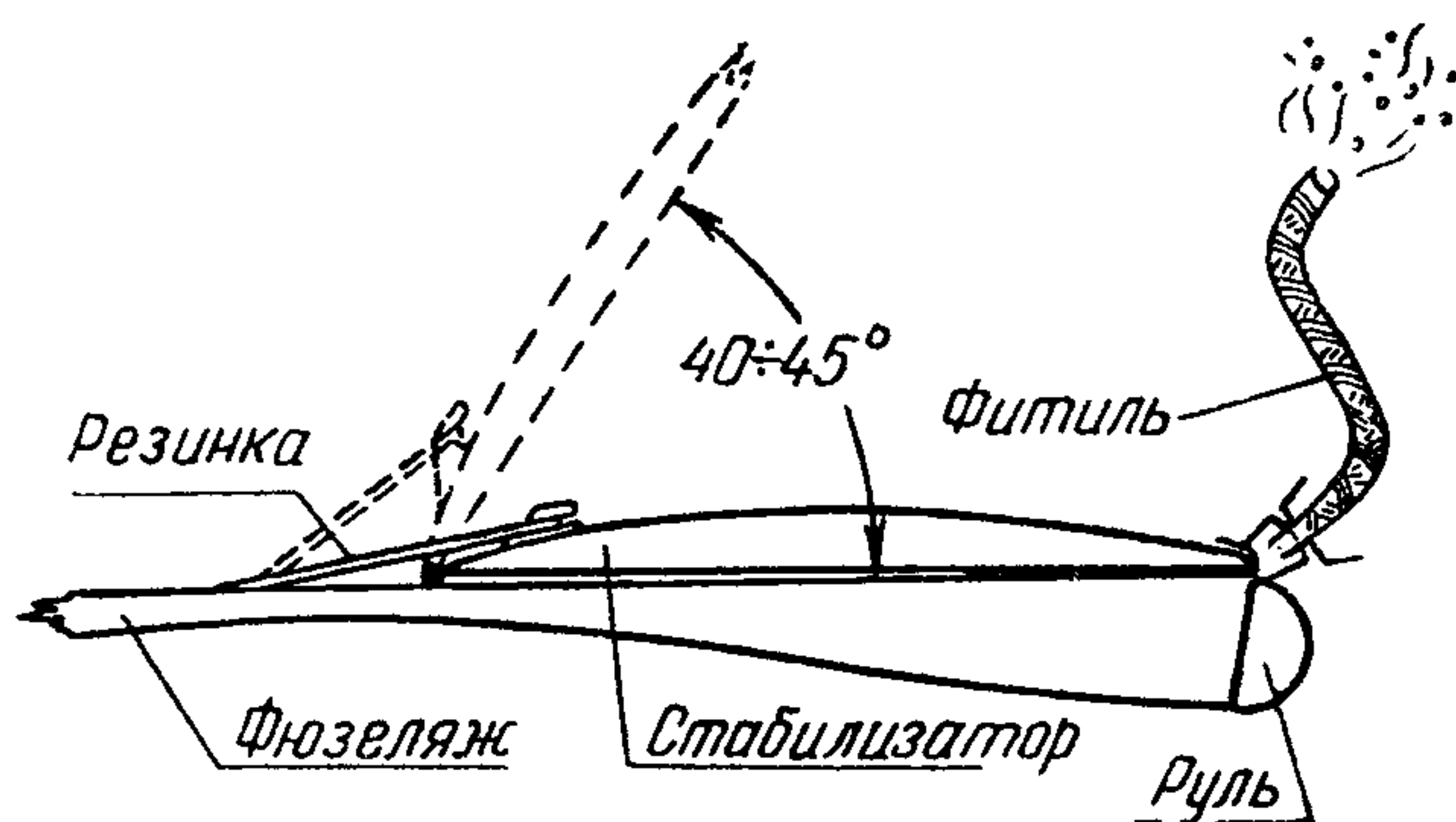


Рис. 27. Механизм принудительной посадки модели

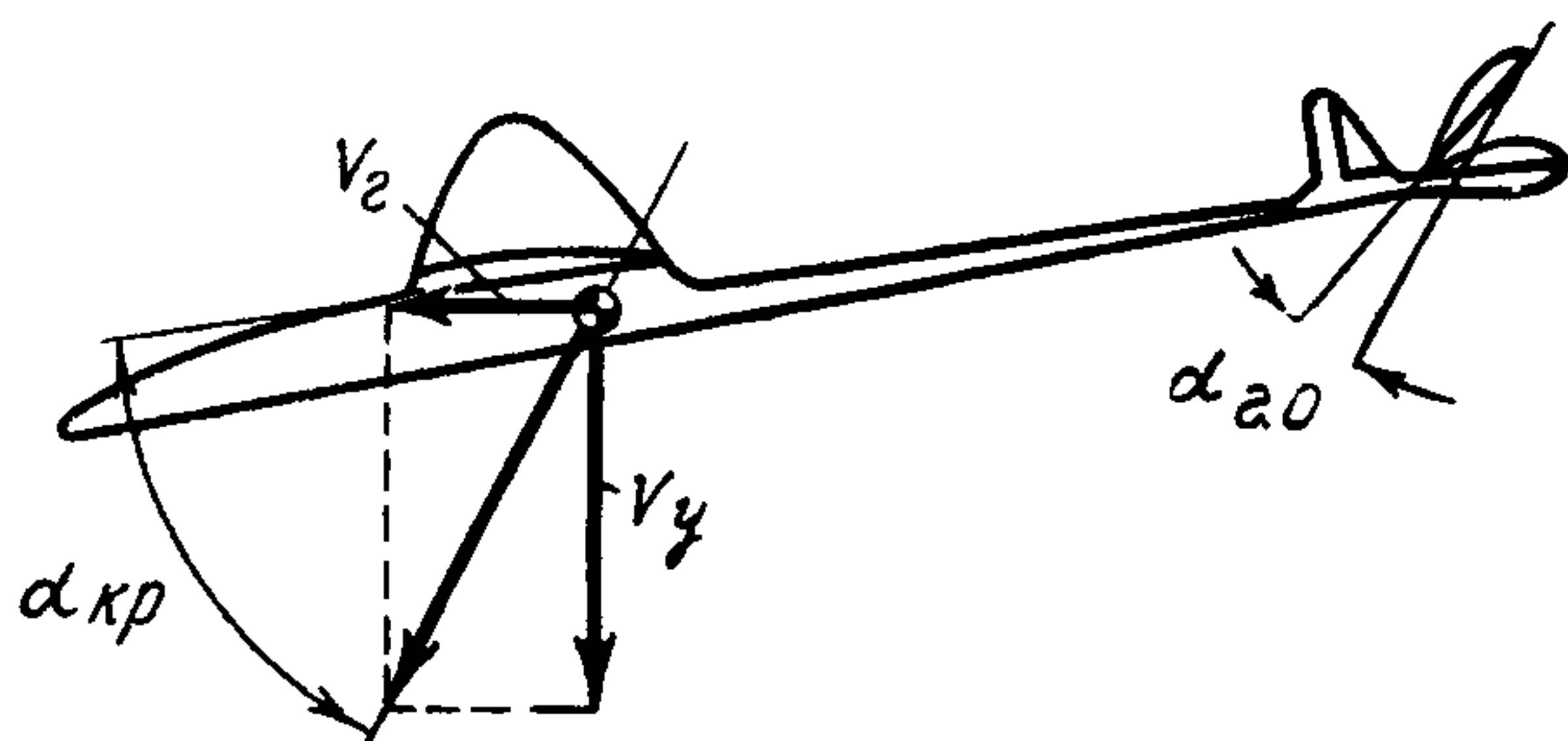


Рис. 28. Направление скорости модели при парашютировании

ствующих на модель, и ее балансировка нарушаются. Модель теряет скорость, не может продолжать нормальный планирующий полет и переходит в режим парашютирования. При этом крыло работает в закритической зоне углов атаки, а горизонтальное оперение — в докритической зоне (рис. 28). Модель будет иметь неустановившееся движение до тех пор, пока не сбалансирется на углах атаки, при которых сумма моментов внешних сил станет равной нулю. Установившееся движение модели может происходить по прямолинейной траектории без вращения вокруг вертикальной оси y и с вращением, т. е. в режиме штопора. Обеспечить безопасную посадку модели можно только при отсутствии штопора.

Рассмотрим явление самовращения подробнее (рис. 29). На больших углах атаки, превосходящих угол максимальной подъемной силы, опускающееся крыло, т. е. крыло, угол атаки которого возрастает, будет создавать меньшую подъемную силу, чем поднимающееся крыло, а сопротивление опускающегося крыла увеличивается (рис. 30). При этом создается момент,

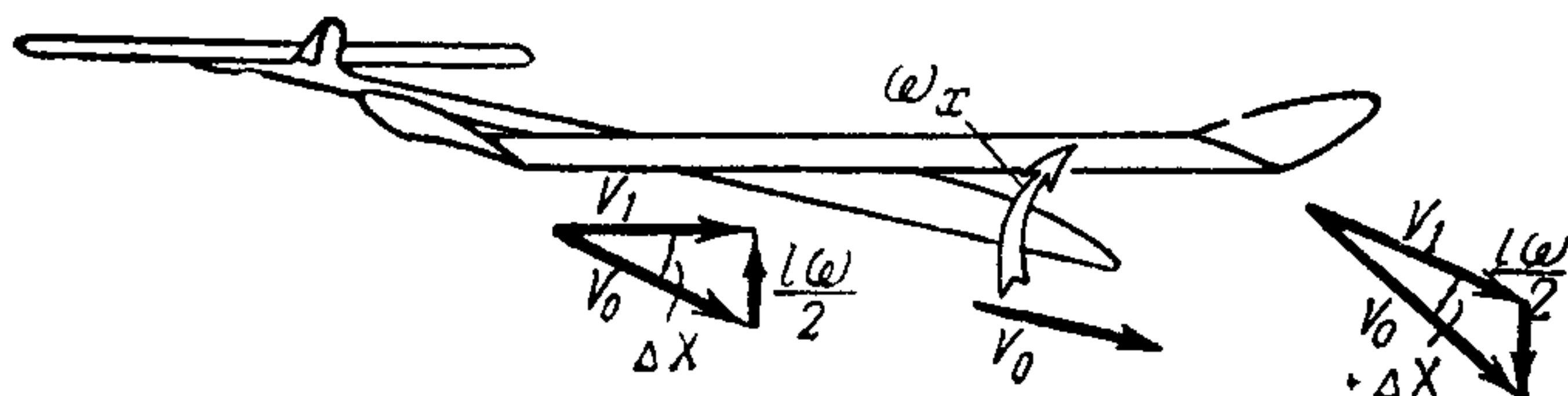


Рис. 29. Скорости концов правого и левого крыльев при самовращении

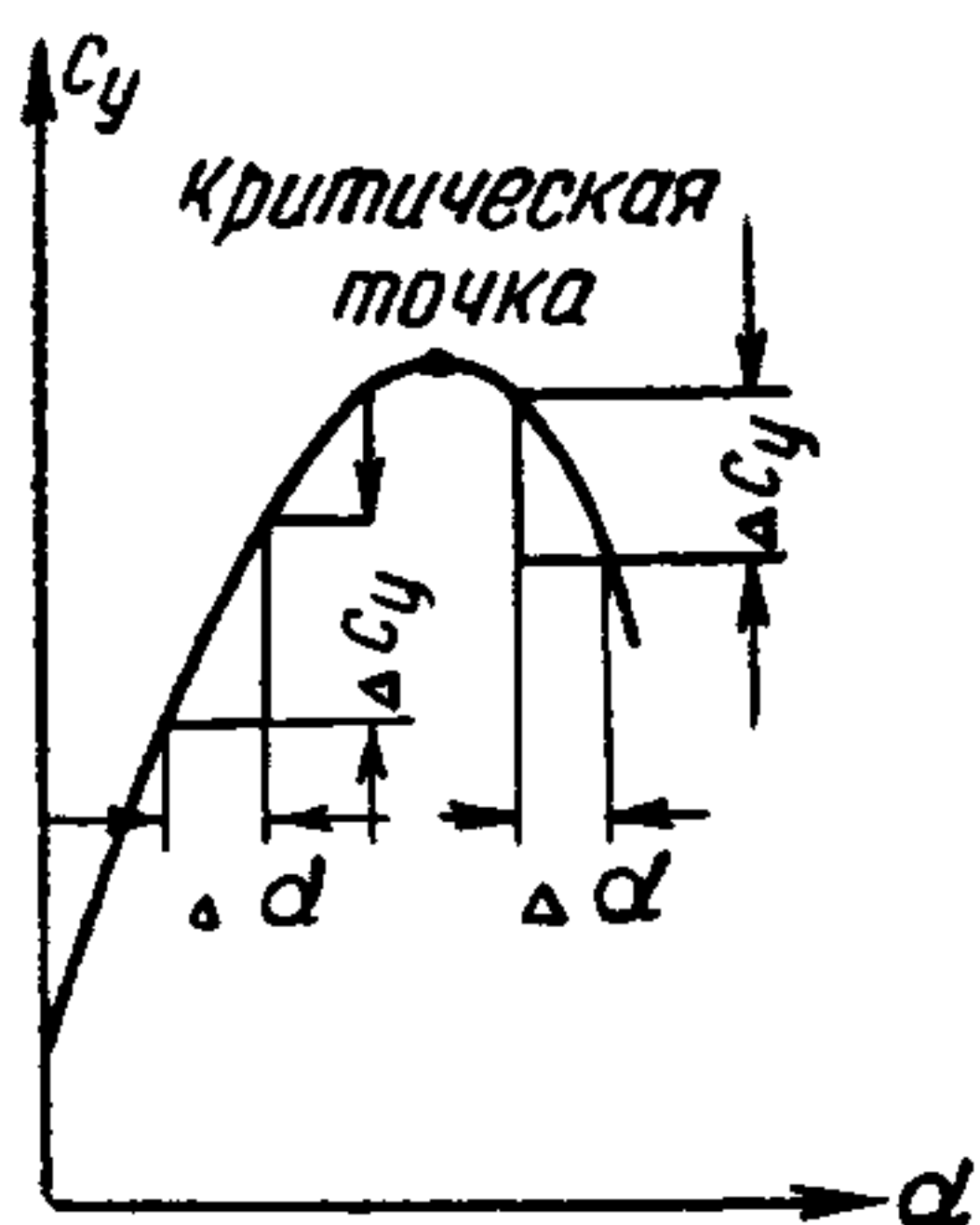


Рис. 30. Влияние изменения углов атаки на подъемную силу в докритической и закритической областях углов атаки

который ускоряет вращение до тех пор, пока не будет достигнут режим установившегося самовращения. Чем круче кривая изменения $C_y = f(\alpha)$ в зоне углов больших $C_{y \text{ макс}}$, тем больше крыло склонно к самовращению. Большее значение $C_{y \text{ макс}}$ является частично причиной самовращения, так как обычно, чем больше $C_{y \text{ макс}}$, тем быстрее он понижается в закритической области.

Чтобы прекратить самовращение, модель надо сбалансировать на еще больших углах атаки, для чего обычно увеличивают отрицательный угол отклонения стабилизатора. На рис. 31 приведена поляра

прямоугольного крыла для углов атаки от 0 до 90°. Самовращение, начавшееся при угле атаки, превышающем критический угол, прекращается при угле $\alpha = 30^\circ$. Самовращение модели, приводящее к штопору, начинается обычно со сваливания на крыло. На крыле мо-

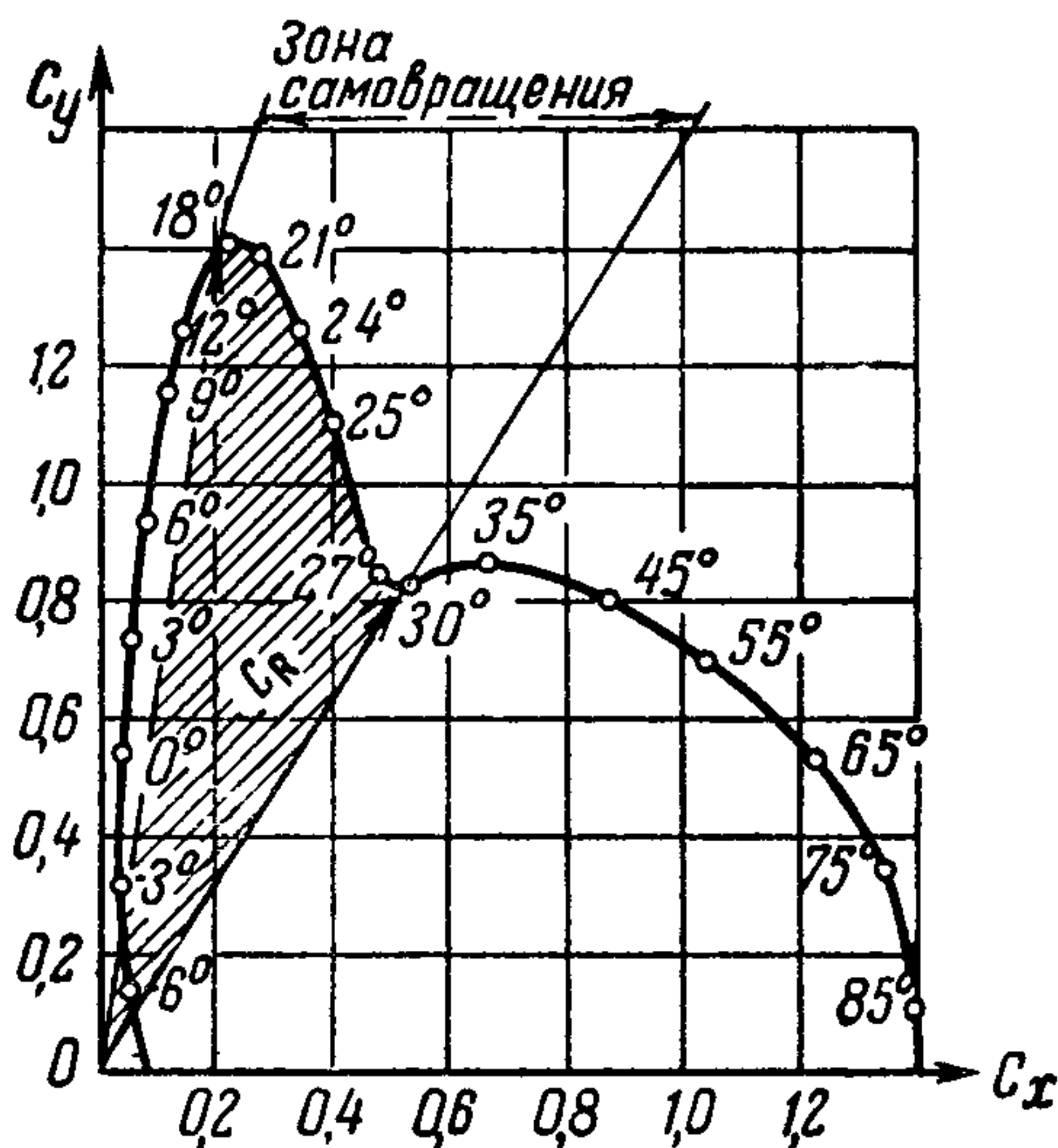


Рис. 31. Поляра крыла с выделенной зоной самовращения

дели, летящей на закритических углах атаки, возникают срывы потока. Несимметричные срывы приводят к опусканию одной из консолей, крыло приобретает момент, увеличивающий развитие самовращения. Концевые срывы присущи крыльям с большим сужением и удлинением, а также крыльям, у которых $C_{\text{макс}}$ кон-

цевого профиля равен или меньше, чем у корневого сечения крыла.

Регулируя модель, необходимо добиваться, чтобы срыв потока при парашютировании развивался не с конца крыла, а с его середины, для чего концевым сечениям можно придать отрицательную закрутку. Концевые срывы можно уменьшить, если на концах крыльев установить предкрылки или сделать профилированные щели. Изменять положение центра тяжести для исправления недостатков парашютирования нельзя, так как ухудшится планирование.

Лучшим способом устранения штопорных явлений является увеличение угла отклонения горизонтального оперения. Следует отметить, что наряду с аэродинамическими силами на развитие самовращения большое влияние оказывают силы инерции. Величины сил инерции надо сводить к минимуму, уменьшая вес деталей, удаленных от центра тяжести модели.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАИМЕНЬШЕЙ СКОРОСТИ СНИЖЕНИЯ В НЕВОЗМУЩЕННОЙ АТМОСФЕРЕ

Проверив планирование модели при запуске с рук и отработав затяжку ее на леере, можно переходить к нахождению наивыгоднейшего режима планирования. Как уже отмечалось, планирование будет происходить с наи-

меньшей скоростью снижения, если выражение $\frac{V \sqrt{C_y^3}}{C_x}$ будет наибольшим. Определить значения аэродинамических коэффициентов без продувок сложно, поэтому авиамоделисты выбирают оптимальный режим планирования практически.

Регулировка модели на $V_{у\text{ мин}}$ требует постоянного сравнения получаемой скорости снижения с той, которая имела ранее, для чего надо вести хронометраж каждого полета, а модель выпускать с одной высоты. Толчок при запуске также должен быть постоянен. С помощью мускульной силы эти требования выполнить трудно. Лучше всего производить запуск с амортизатора. К колышку, вбитому в землю, прикрепляют 2—3 м резиновой нити, к концу которой привязывают короткий леер (4—6 м). Кольцо леера зацепляют за буксировочный крючок, и авиамоделист отходит с моделью плане-

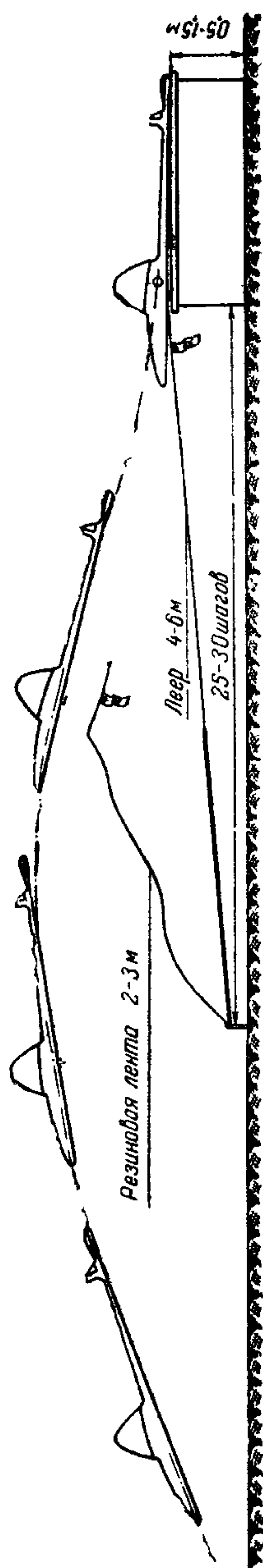


Рис. 32. Запуск модели с помощью приспособления для определения минимальной скорости снижения

ра на 25—30 шагов. Здесь модель устанавливают в горизонтальном положении на подставку фиксированной высоты 0,5—1,5 м и выпускают (рис. 32). Такие регулировочные полеты модели можно производить при скорости ветра не более 0,5 м/сек, иначе можно сделать ошибку в оценке результатов отдельных запусков. Производя первую серию запусков (не менее 10—15 полетов), авиамоделист, изменяя угол горизонтального оперения, находит такое положение, при котором модель пролетает наибольшее расстояние. Этот режим полета будет соответствовать максимальному качеству планирования.

Добившись полета на максимальную дальность, увеличивают деградацию углов на 5—10%. Полет модели будет происходить на меньшей скорости, дальность полета сократится, а продолжительность нахождения модели в воздухе увеличится. Замеряя время полета модели, ее запускают раз 20—25, в каждом полете все увеличивая деградацию. Проведя опыт с разными углами установки горизонтального оперения, находят тот предельный угол, при котором скорость снижения получается наименьшей. Такие замеры желательно произвести при трех-четырёх различных центровка модели. Если профиль, установленный на модель, ламинарный, то проведенную регулировку нельзя считать окончательной, так

как необходимо исследовать влияние турбулизатора.

Назначение турбулизаторов заключается в том, чтобы создавать завихрения в тонком слое потока, прилегающем непосредственно к крылу, т. е. сделать пограничный слой турбулентным на большей части хорды

крыла. Это сказывается на увеличении выражения $\frac{\sqrt{C_y^3}}{C_x}$.

На крылья, профили которых имеют при данных полетных скоростях турбулентное обтекание, установка турбулизатора может повысить сопротивление. Нуждается ли крыло с выбранным профилем в искусственной турбулизации потока, можно ответить только после ряда испытательных полетов.

Запуски надо производить с помощью приспособления, употребляемого для регулировки модели на минимальную скорость снижения. Простейшим и наиболее часто употребляемым является выносной ниточный турбулизатор. Толщина нити может быть различна

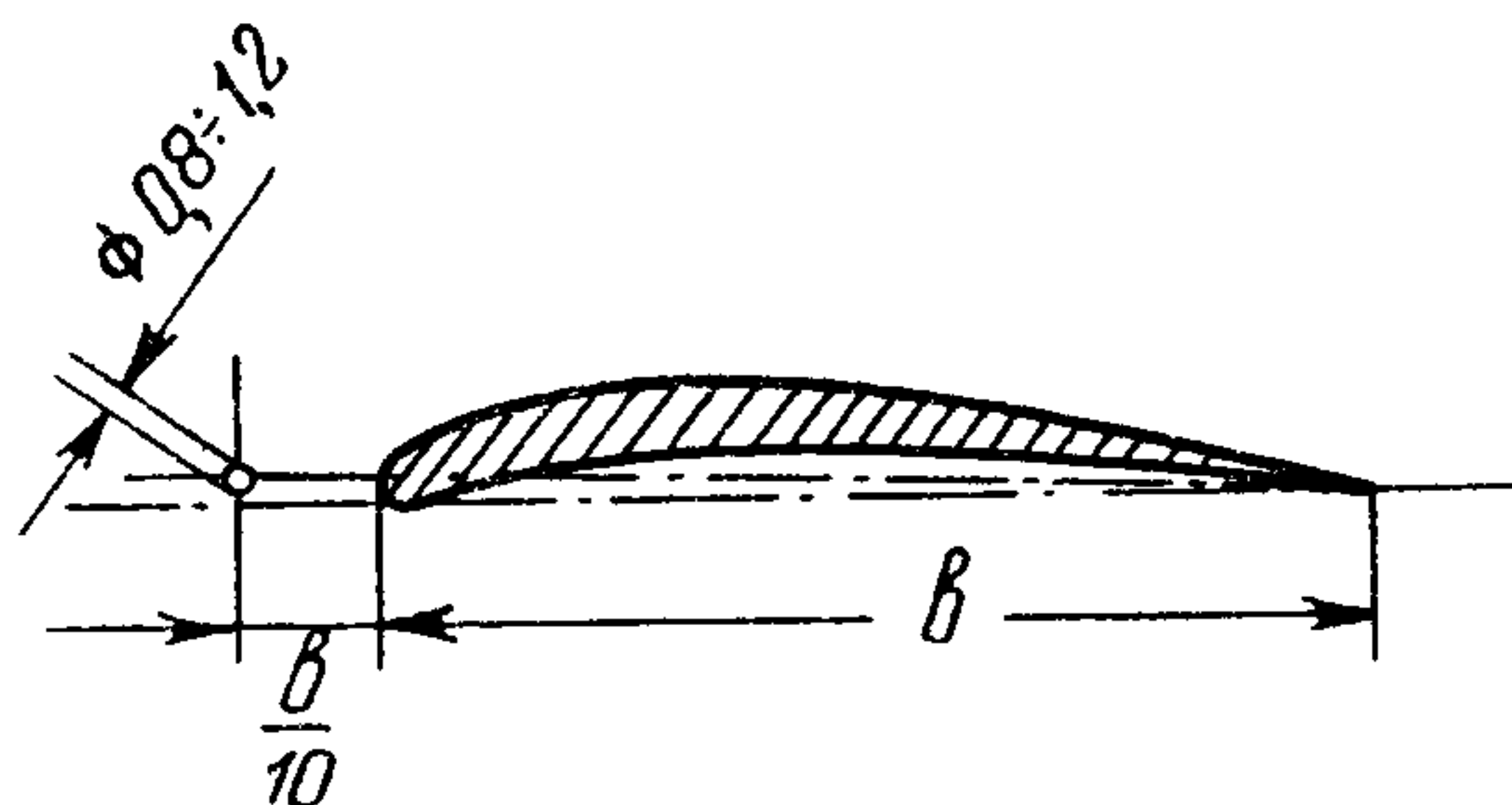


Рис. 33. Ниточный турбулизатор

(0,8—1,5 мм) в зависимости от максимальной толщины, линейного размера и величины радиуса носка профиля. Поэтому ее подбирают практически. Лучшие результаты получаются, если нить расположена на расстоянии, равном $1/10$ хорды крыла (рис. 33). При применении турбулизатора для крыльев, профили которых имеют толщину 11—15%, коэффициент подъемной силы увеличивается в 1,5—2 раза.

На рис. 34 приведены две поляры одного и того же профиля Готтинген-387 при числе $Re=82\,000$, $c=12\%$. Кривая a соответствует поляре крыла без турбулизато-

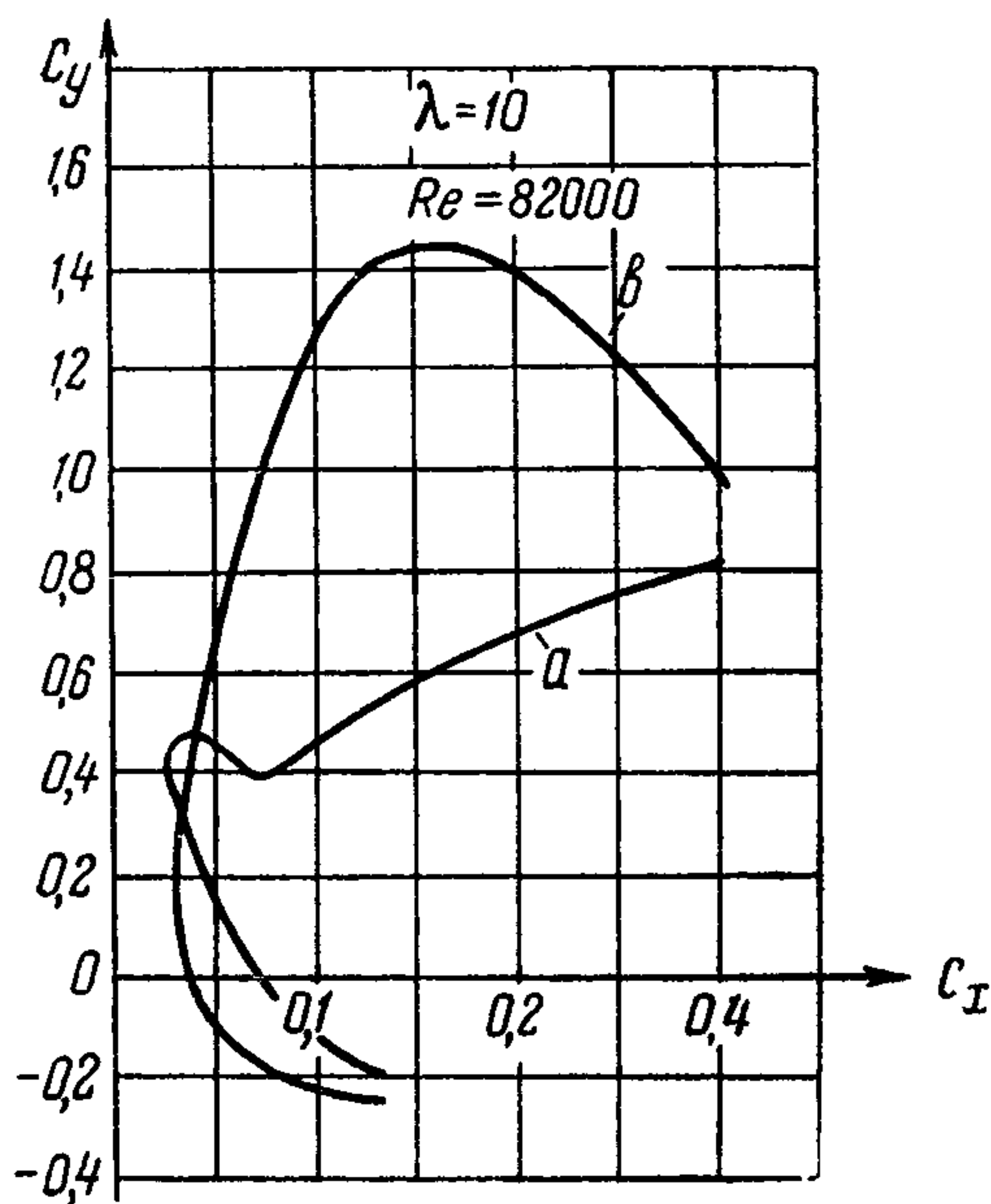


Рис. 34. Поляра профиля Готтинген-387:
 а — без турбулизатора; в — с турбули-
 затором

ра. Как видно из графика, профиль обладает сравнительно низкими аэродинамическими данными. Даже при $Re=82\,000$ обтекание пограничного слоя соответ-

ствует докризисному, величина $\frac{V\sqrt{C_y^3}}{C_x} \simeq 10$. При установке перед крылом резиновой нити толщиной 1,2 мм

величина $\frac{V\sqrt{C_y^3}}{C_x}$ становится равной $\simeq 14,6$, т. е. почти в полтора раза больше, чем без турбулизатора. Скорость снижения V_y соответственно уменьшается.

Не меньший эффект может дать применение поверхностного турбулизатора, который укрепляется непосредственно на лобовой части профиля крыла. Турбулизатором может служить обычная нить, приклеенная к верхней поверхности крыла на расстоянии 5—20% хорды от носика профиля (рис. 35). Такой турбулизатор

может вызвать закризное обтекание уже при числах $Re=25\,000—30\,000$, следовательно, употреблять его можно для моделей, имеющих малую хорду крыла. Поверхностный турбулизатор работает в широком диапазоне углов атаки и повышает устойчивость моделей, что дает возможность использовать его на моделях, предназначенных для полетов в возмущенной атмосфере.

Оценить влияние турбулизаторов можно путем многократных испытаний, причем сначала нить следует закрепить только на одну половину крыла. Если установленный турбулизатор работает эффективно, то консоль с турбулизатором создает большую подъемную силу и планирующая модель обычно начинает разворачиваться в сторону противоположной консоли. В том случае, когда модель получает разворот в сторону крыла с турбулизирующей нитью, эффект турбулизатора также может быть положительным. В этом случае не-

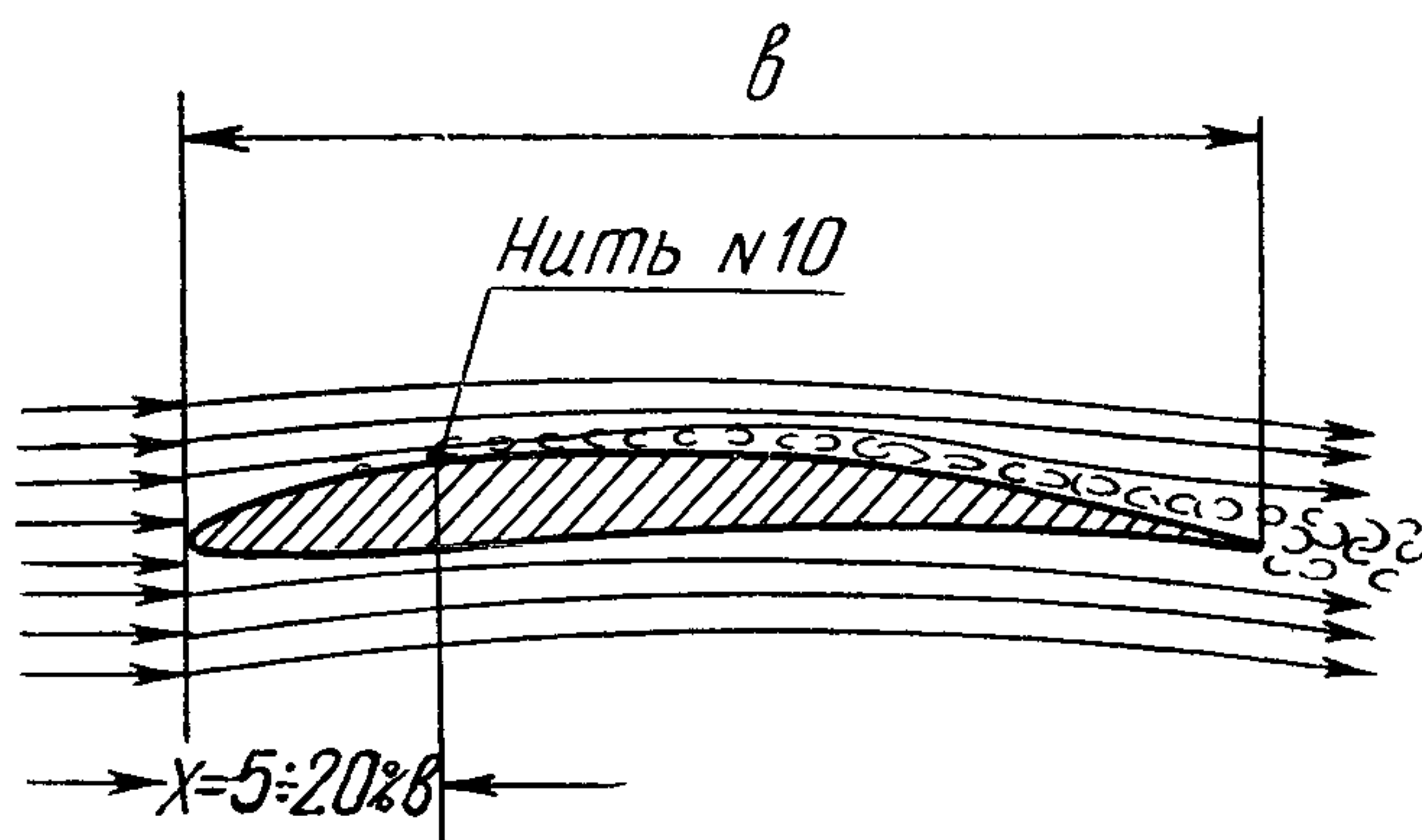


Рис. 35. Поверхностный ниточный турбулизатор

обходимо нить закрепить на другой консоли и проверить ее эффективность. Если модель будет лететь с опущенным носом, значит действие турбулизатора положительно.

Найдя наилучшее расположение и диаметр турбулизатора для одной половины крыла, устанавливают такой же турбулизатор на другую его половину, добиваясь прямолинейного планирования. Угол установки горизонтального оперения при подборе турбулизатора лучше не изменять, а балансировку обеспечить за счет

смещения назад центра тяжести модели, что дает лучшие результаты.

Подобрав турбулизатор, проводят ряд контрольных запусков, уточняя окончательно местоположение нити и ее сечение. Совершая запуски при подборе турбулизатора, все полученные данные можно изобразить на графике, который наглядно будет свидетельствовать о качестве примененного турбулизатора (рис. 36).

Другим способом затягивания зоны отрыва пограничного слоя, увеличения C_y и уменьшения C_x давления является опускание задней кромки крыла. При

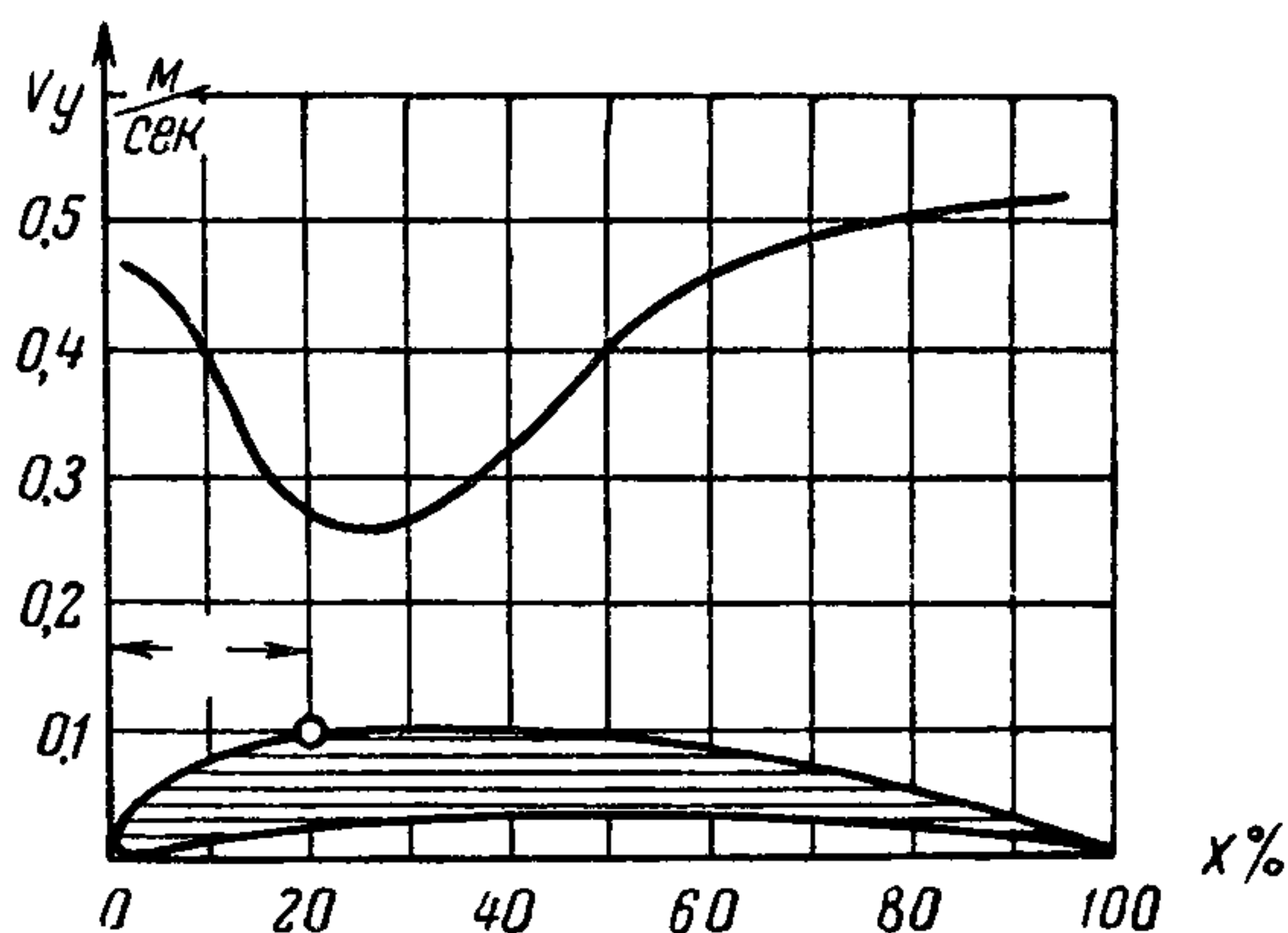
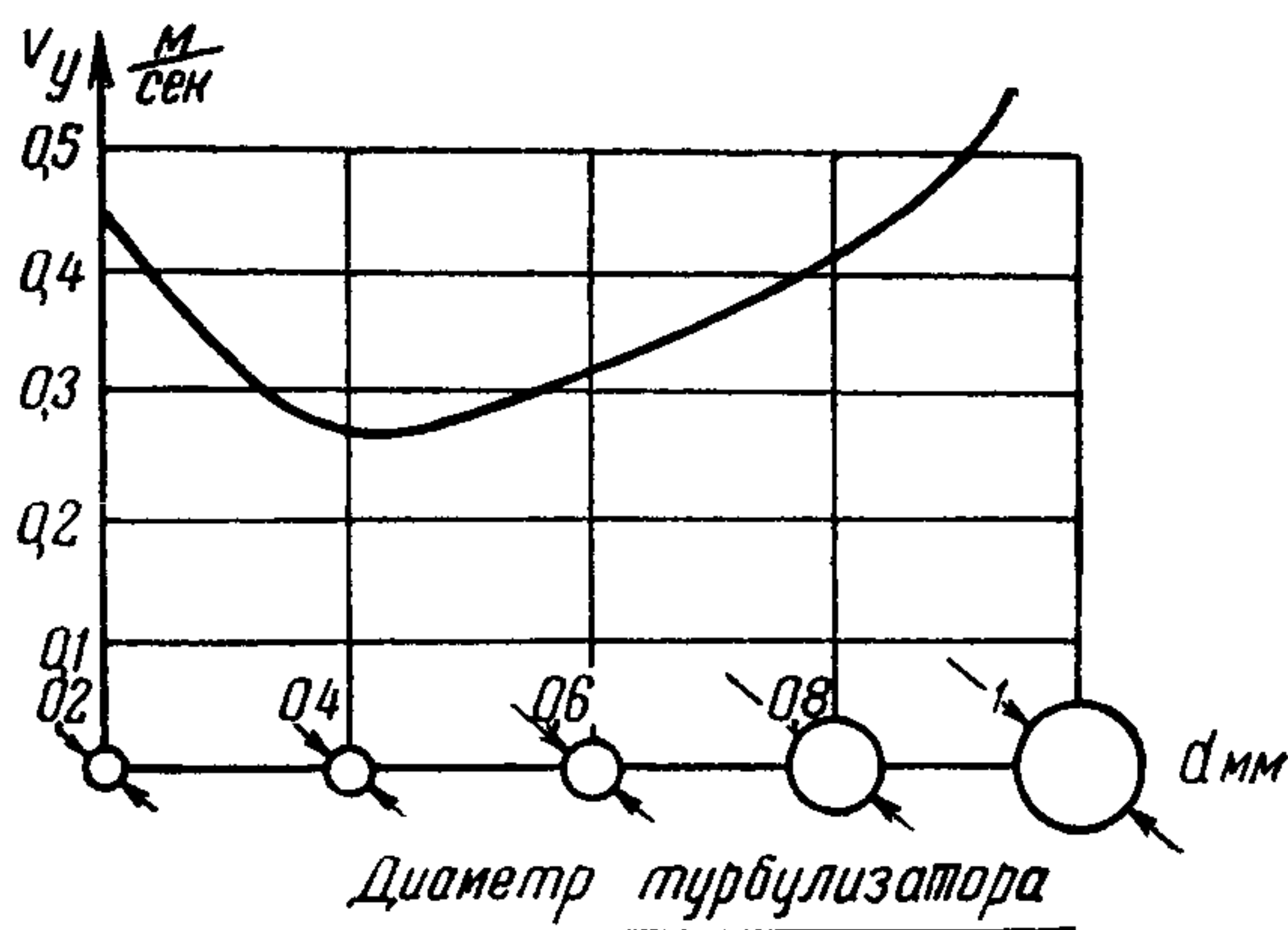


Рис. 36. Графики для определения эффективности турбулизатора

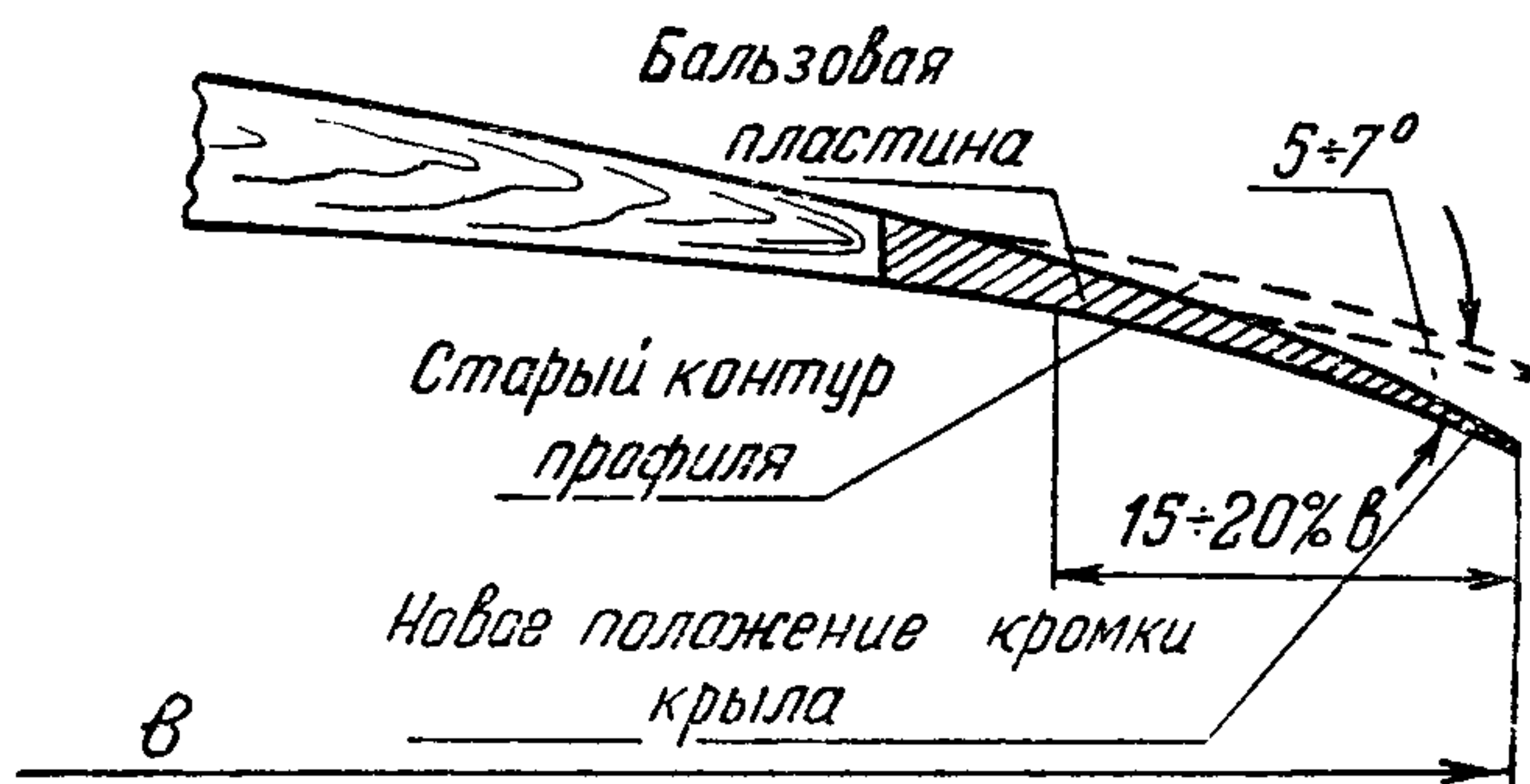


Рис. 37. Профиль задней кромки, затягивающий срыв потока

этом поток, движущийся по нижней поверхности крыла, отбрасывается вниз, создавая подсос потока с верхней части контура профиля, тем самым несколько сдвигая точку отрыва потока. Многие авиамоделисты предусматривают это явление при проектировании моделей и выполняют крылья с профилями, напоминающими профили Cheeston 25 1,00 10 или профиль Hans Hansens. Подобный эффект можно получить и у крыла с обычным профилем, если заднюю часть профиля крыла отогнуть вниз на угол $5-7^\circ$ (рис. 37).

Крылья с опущенной задней кромкой создают большую подъемную силу уже при сравнительно малых углах атаки. Модели с такими профилями крыла балансируются при незначительных углах деградации крыла, горизонтального оперения и центровках $60-88\%$ САХ. Отгибая вниз заднюю кромку, необходимо следить, чтобы максимальная стрела прогиба не увеличивалась более $5-7\%$ хорды. При нарушении этих требований профиль обеспечивает наилучшие характеристики только в узком диапазоне углов атаки. Такой профиль для полетов в ветреную погоду непригоден, так как при изменении углов атаки на крыле возникнут срывы и модель быстро потеряет высоту.

Отрегулировав модель на режиме планирования, соответствующем $V_{v_{\min}}$, в вечерние или утренние часы, когда температура воздуха ниже дневной на $10-20^\circ$, необходимо проверить полет модели при повышенной температуре. Для этого модель запускают в разное время суток и строят кривые для скорости сни-

жения $V = f(t^\circ)$ при неизменных установочных углах крыла и горизонтального оперения, а также фиксированном положении центра тяжести.

При определенном значении V модель может перейти в докризисную зону и качество модели резко снизится. На рис. 38 изображено изменение полетного числа Re

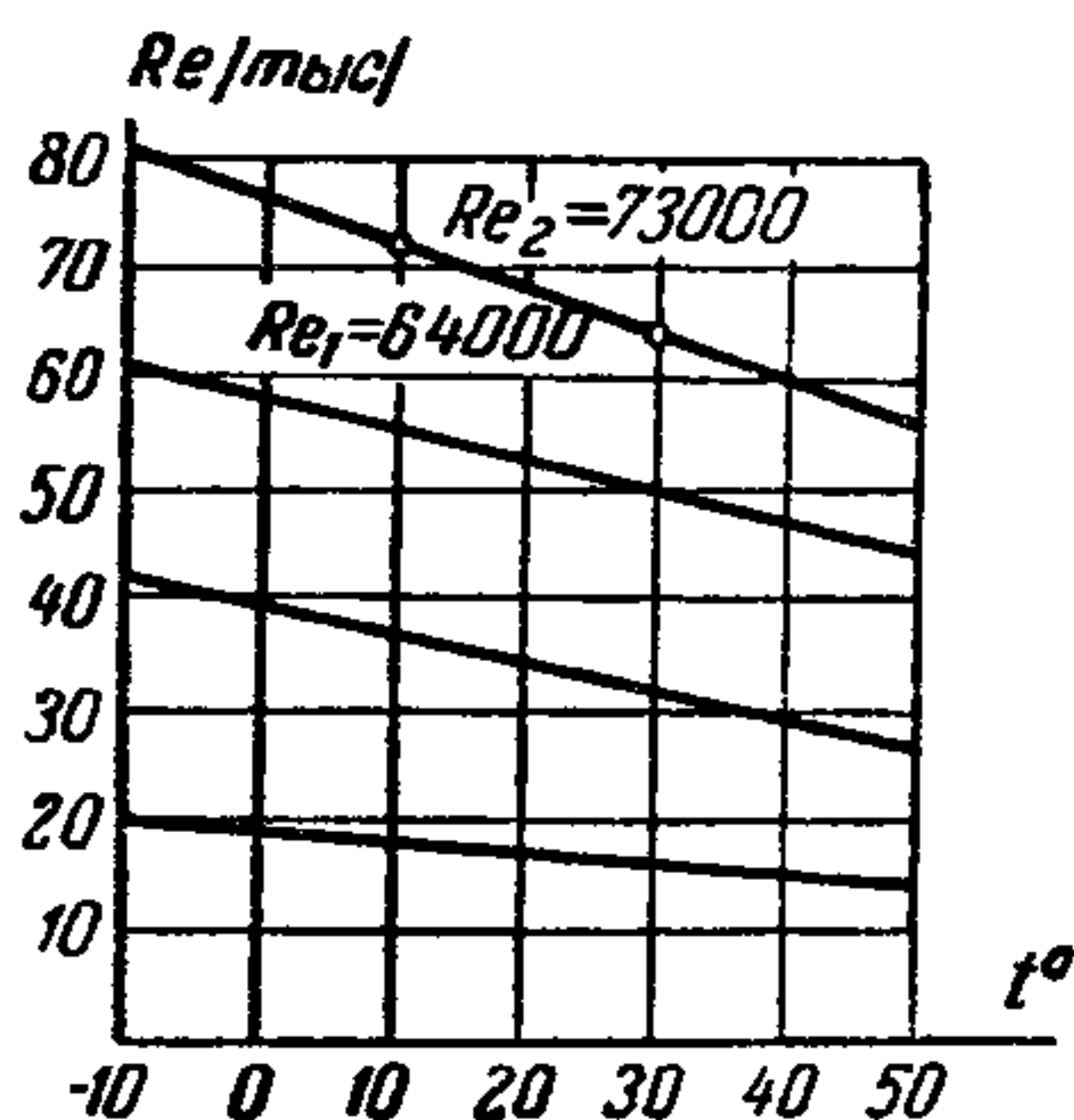


Рис. 38. Зависимость числа Re от температуры

при запусках модели в различных температурных условиях. Если модель с профилем крыла № 60 и $\alpha = 6^\circ$ отрегулирована рано утром при $t = 10^\circ\text{C}$ и $Re = 73\,000$, имеет скорость снижения $V_y = 0,74 \text{ м/сек}$, то при дневной температуре $t = 40^\circ\text{C}$ и других неизменных условиях полетное число Re станет равно $60\,000$, т. е. модель попадает в докризисную зону. Коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления изменяются настолько, что V_y

увеличится более чем в два раза (V_y при $t = 40^\circ\text{C} \approx 1,58 \text{ м/сек}$).

Приведенный пример доказывает необходимость регулировки полета модели в закризисной зоне Re . Тогда надежность полетов в любых метеорологических условиях соревнований будет обеспечена. Основным признаком правильно спроектированной и отрегулированной модели — это неизменность характера полета при перемене внешних метеорологических условий. Практически сделать такую модель очень сложно. Многие летные характеристики уже заранее заложены в модели при ее компоновке в стадии проектирования. Поэтому, регулируя модель, не всегда удастся обеспечить желаемую балансировку, приходится вскрывать недостатки в схеме, в профилях и стремиться обеспечить такой полет, при котором изменение температуры будет сказываться незначительно. Хорошего полета модели можно добиться только при многочисленных и всесторонних испытаниях модели, при правильной постановке летного эксперимента и тщательном анализе каждого полета.

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ НЕДОСТАТКОВ МОДЕЛЕЙ И ОШИБОК, ДОПУСКАЕМЫХ СПОРТСМЕНАМИ, НА ПОЛЕТ МОДЕЛИ ПРИ БУКСИРОВКЕ ЕЕ НА ЛЕЕРЕ

Нередко на соревнованиях авиамodelисту с большим трудом удастся забуксировать модель планера на пятидесятиметровую высоту, так как сна уходит на вираж. Наиболее часто остается незамеченным перекос в установке горизонтального оперения относительно крыла (рис. 39). Такое положение стабилизатора дает

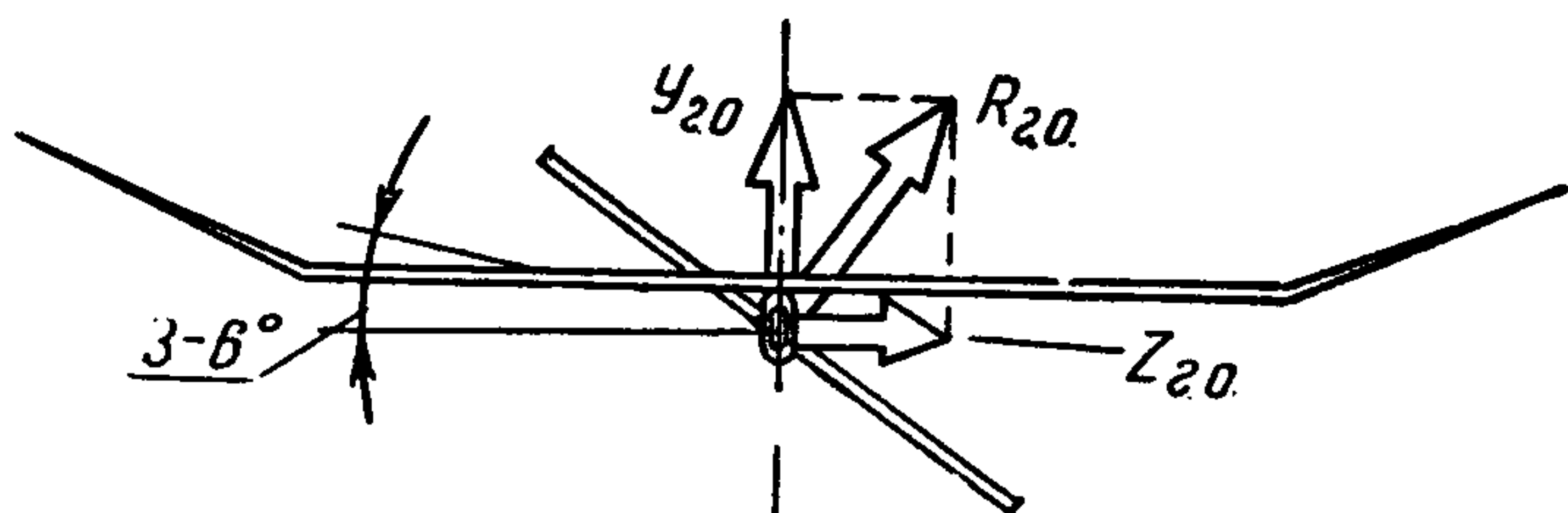


Рис. 39. Перекос горизонтального оперения относительно крыла

разворот на леере в сторону приподнятого конца стабилизатора. Иногда этот перекос обусловлен требованием регулировки модели для полета с виражом при планировании. Буксировочный крючок в этом случае следует смещать от линии симметрии фюзеляжа в сторону виража (рис. 40). Величина смещения крючка, зависящая от угла перекоса горизонтального оперения и его плеча, подбирается практически.

Планер со смещенным буксировочным крючком приходится затягивать, постоянно меняя силу натяжения леера, иначе он может войти в глубокий вираж, из

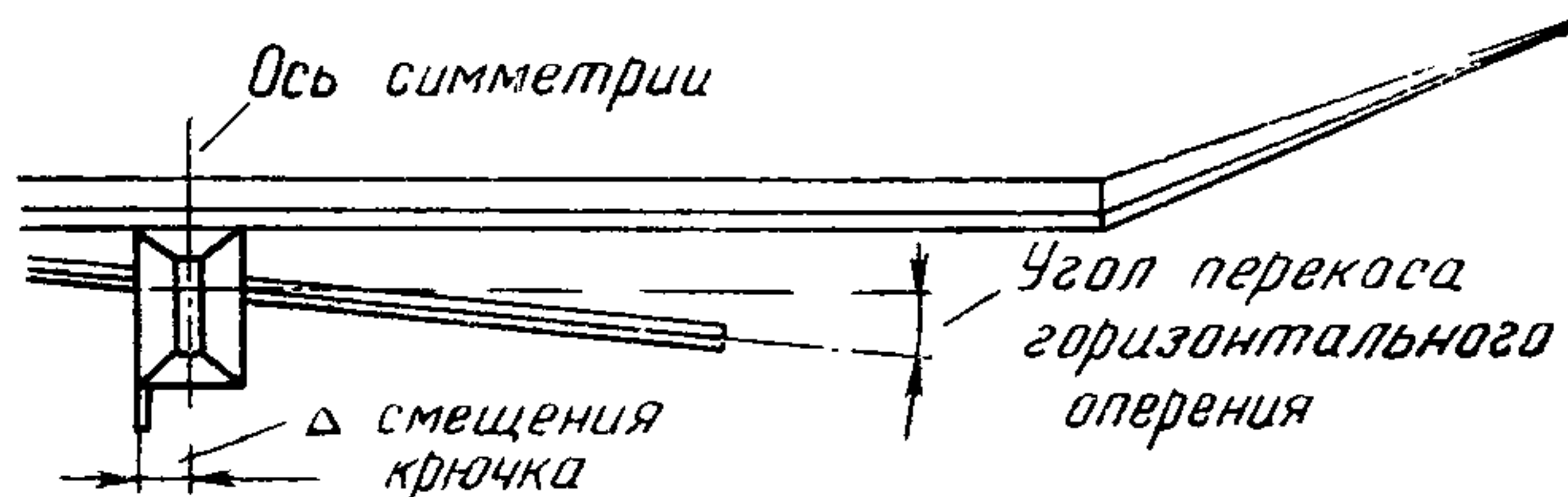


Рис. 40. Смещение буксировочного крючка относительно линии симметрии модели

которого вывести планер будет невозможно. При буксировке нельзя давать отклоняться планеру от прямолинейной траектории более чем на $10\text{--}15^\circ$, так как при этом обтекание крыльев будет несимметричное и может наступить срыв потока на одной из консолей крыла планера. Срыв потока неприятен тем, что запускаю-

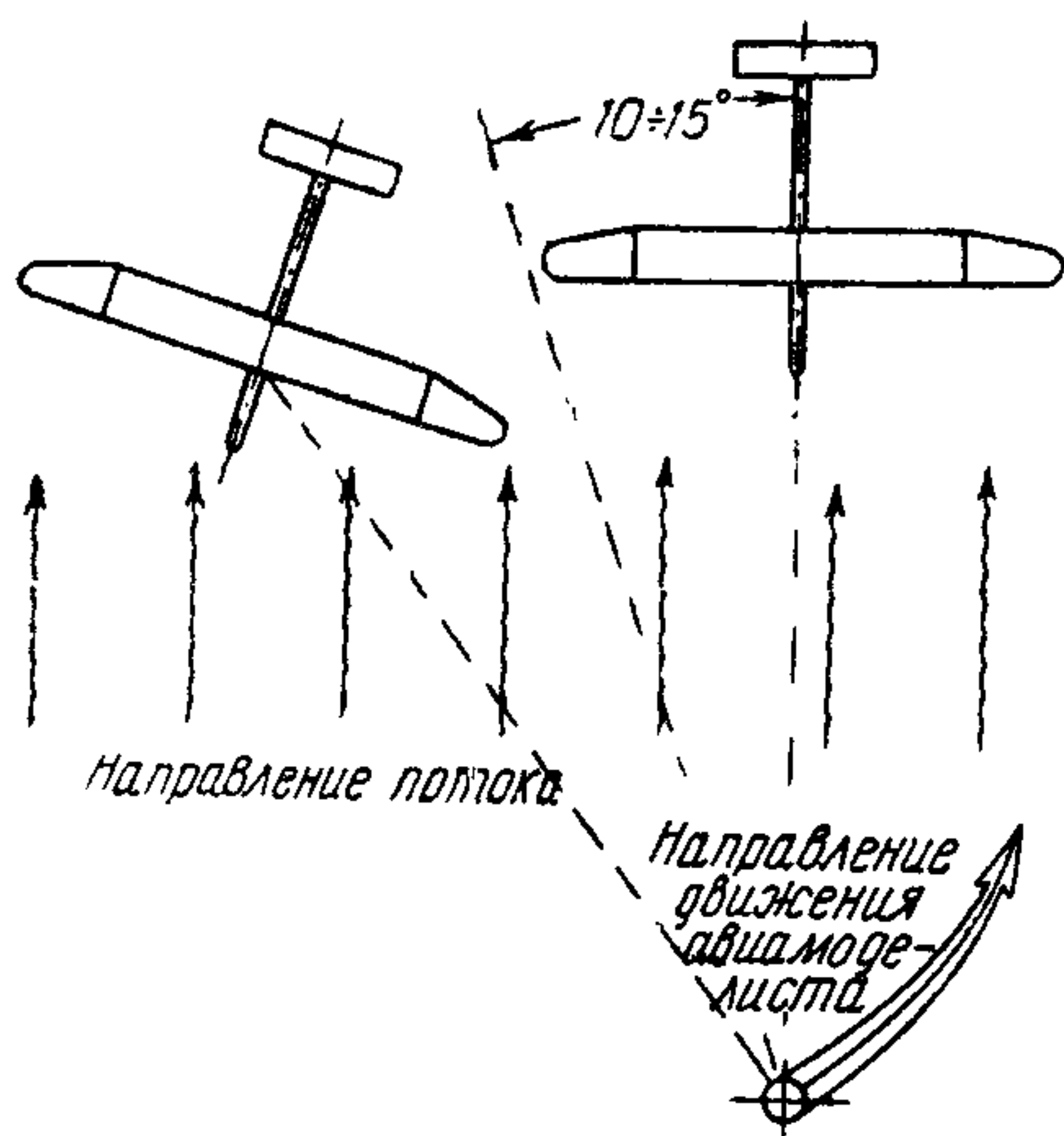


Рис. 41. Движение авиамоделиста при сваливании планера в глубокую спираль

щий авиамоделист, стремясь выровнить модель планера и увеличивая для этого натяжение леера, еще более увеличивает срыв, так как модель планера переходит на большие углы атаки. В этот момент надо ослабить натяжение леера, двигаясь по ветру.

Направление и скорость движения авиамоделиста должны согласовываться со скоростью ветра и положением модели планера относительно набегающего потока

(рис. 41). Выведя модель планера на высоту $40\text{--}45\text{ м}$, следует несколько уменьшить скорость затяжки и придать планеру небольшой угол в горизонтальной плоскости относительно ветра. После этого скорость буксировки снова увеличивают и производят отцепку планера в наивысшей точке траектории, когда леер полностью выбран. Модель планера должна находиться почти над головой запускающего, а направление ее движения должно составлять с направлением ветра угол $15\text{--}20^\circ$. В штилевую погоду скорость при отцепке лучше доводить до скорости установившегося планирования.

Если буксировку модели планера производить на скорости, значительно превышающей скорость обычного полета, то у неправильно сконструированных моделей могут начать вибрировать концы крыльев. Такие

колебания часто происходят с нарастанием амплитуды и распространяются на все крыло. Модель испытывает большое сопротивление своему движению, натяжение леера возрастает, а крылья получают такую знакопеременную нагрузку, при которой может разрушиться конструкция. Это явление называется флаттером (рис. 42).

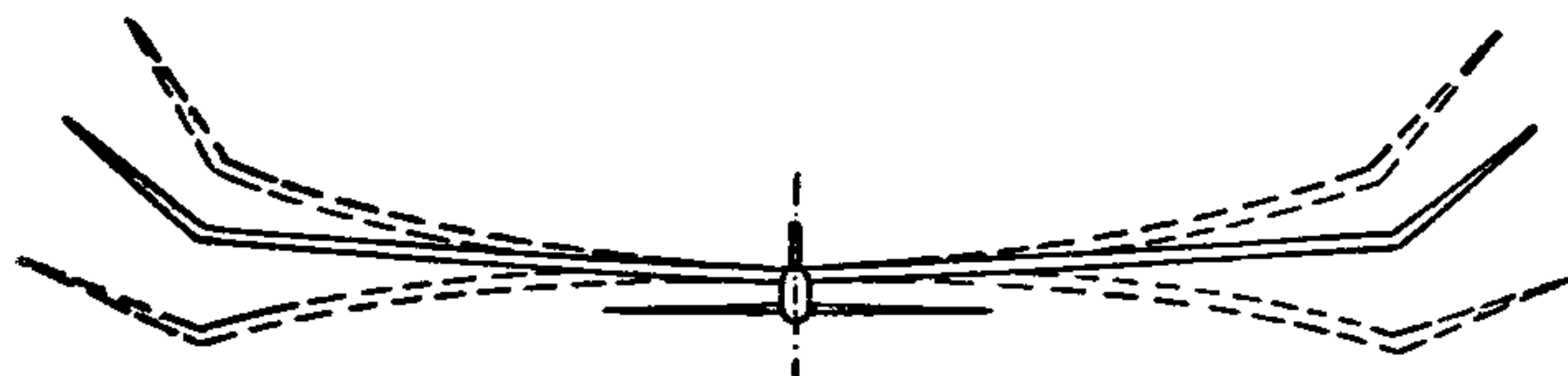


Рис. 42. Флаттер крыла

Обычно однолонжеронные конструкции реже подвержены флаттеру, особенно если лонжерон расположен на первой трети крыла. У многолонжеронных крыльев, особенно у крыльев тонкого профиля, флаттер случается чаще, так как их центр тяжести расположен ближе к середине крыла (рис. 43). У крыльев, центр тяжести которых находится впереди фокуса, флаттер не наблюдается (рис. 44).

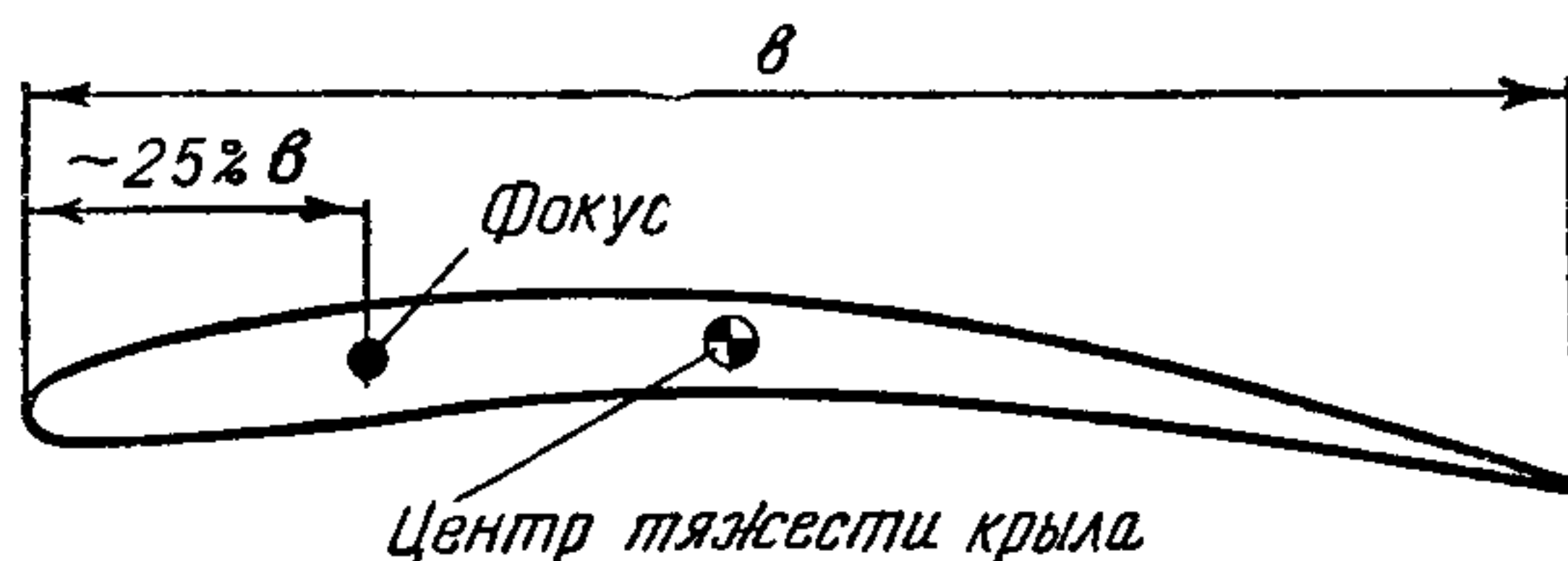


Рис. 43. Флаттер возможен

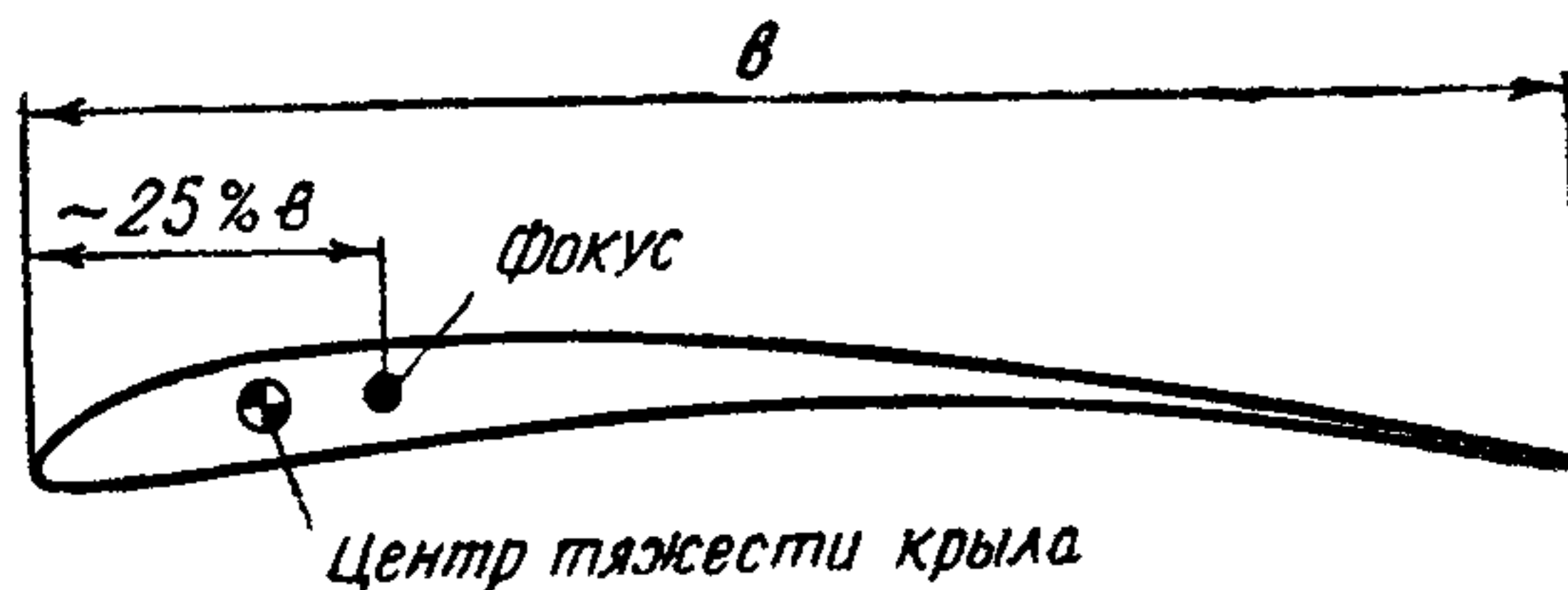


Рис. 44. Флаттер невозможен

Одним из наиболее эффективных способов борьбы с возникновением флаттера является смещение центра тяжести концевой части крыла ближе к передней кромке. Для этого на крыло необходимо установить противофлаттерные балансиры. Делается это так. на каждом крыле, на расстоянии 0,25—0,3 полуразмаха от

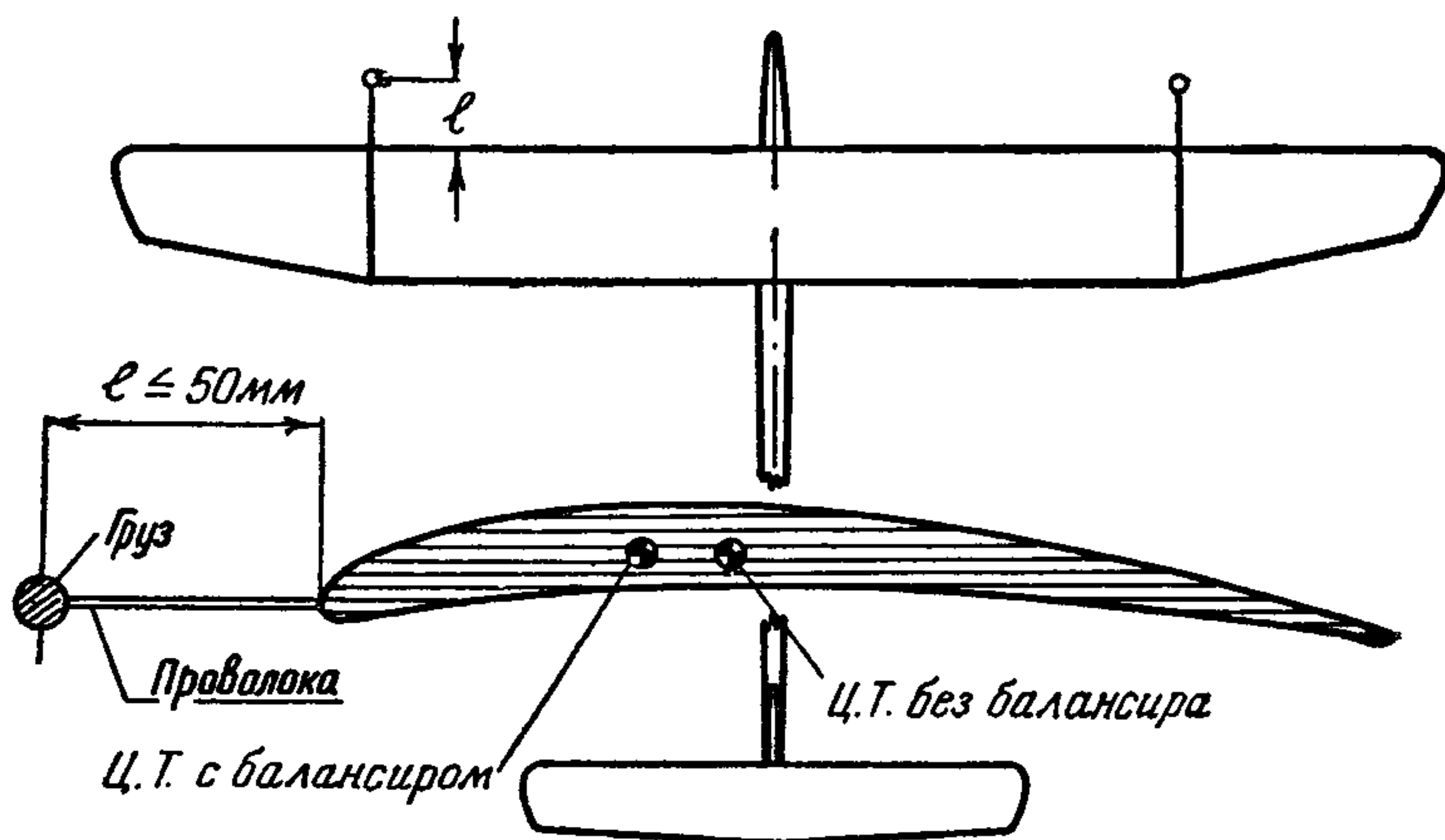


Рис. 45. Противофлаттерные балансиры на крыле

конца крыла (лучше всего на стыковой нервюре в месте концевой V) укрепляют кронштейн из жесткой стальной проволоки или бамбука, на конце которого крепят дополнительный груз (рис. 45). Величину груза выбирают так, чтобы при наибольшей скорости затяжки явление флаттера не наблюдалось.

Другой характерный недостаток, наблюдающийся при буксировке, — это раскачивание модели на леере. Модель попеременно отклоняется то вправо, то влево, причем величина отклонения может постепенно увеличиваться и модель самопроизвольно сходит с леера.

Одной из основных причин возникновения колебательной неустойчивости модели является несоразмерность поперечного V крыла и вертикального оперения. Если площадь кия велика, а поперечное V мало, то при появлении крена модель слишком долго находится в скольжении и успевает получить крен в противопо-

ложную сторону. В этом случае скольжение возобновится и весь цикл заново повторяется.

При наличии бокового раскачивания следует уменьшить площадь вертикального оперения или увеличить угол поперечного V. Обычно проще несколько срезать киль, чем менять угол V крыла. Уменьшать площадь киля лучше за счет изменения его высоты на 2—3 см. Если при этом изменении модель станет неустойчивой, то площадь киля оставляют в прежних пределах, а меняют расположение буксировочного крючка.

Для устранения раскачивания на леере крючок переносят несколько назад. Иногда увеличение устойчивости планера на леере достигается установкой тонкого вертикального гребня перед крылом, который улучшает характеристики устойчивости и в свободном планирующем полете (рис. 46).

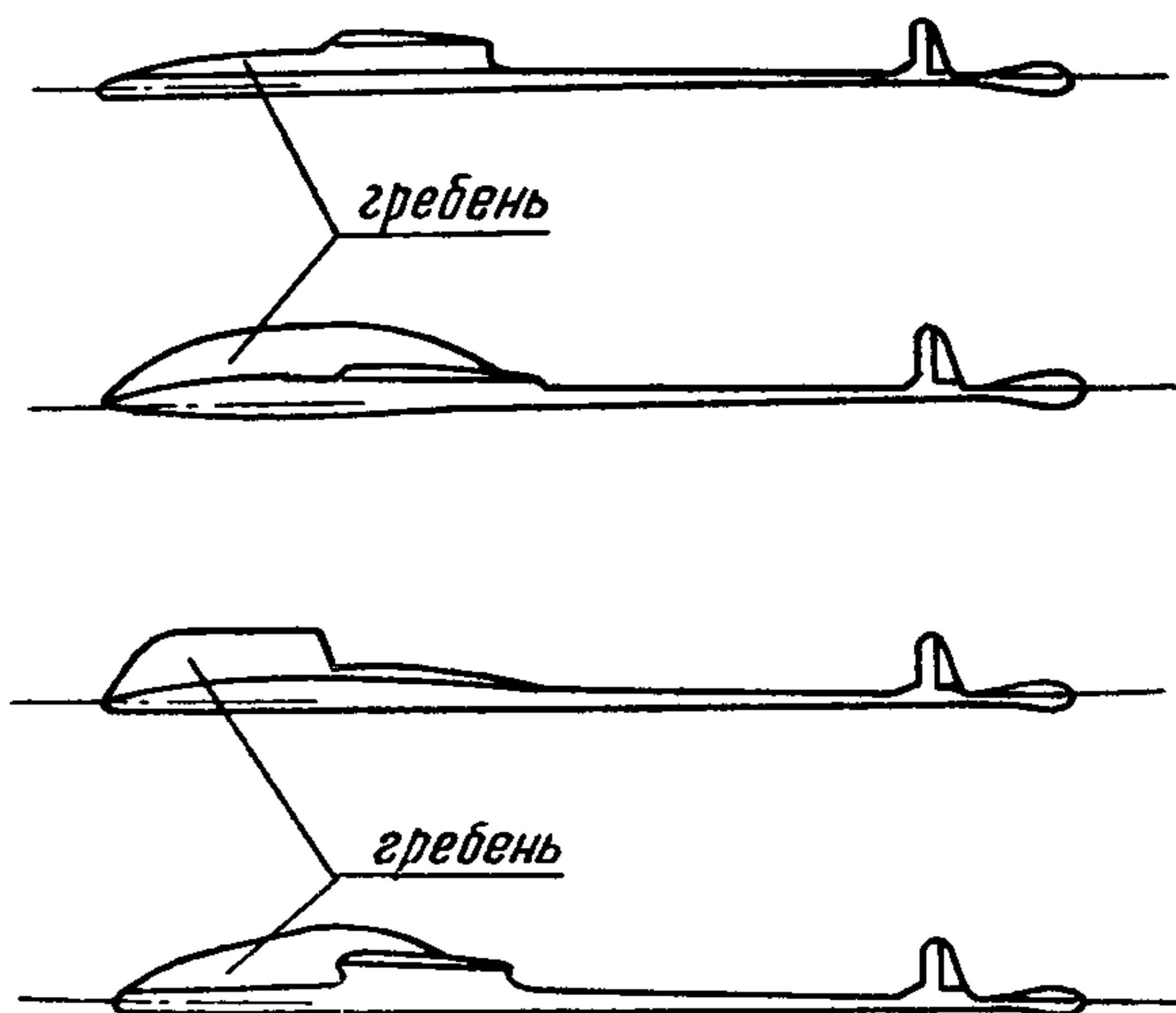


Рис. 46. Размещение вертикального гребня на фюзеляже модели планера

На моделях, имеющих недостаточно прочную конструкцию, большие аэродинамические нагрузки вызывают деформации несущих плоскостей, фюзеляжа или других элементов конструкции, что приводит к нарушению балансировки, а иногда и поломке модели.

Если аэродинамические нагрузки слишком велики, что наблюдается при большой скорости ветра (10—15 м/сек), крылья могут сломаться. Слабое крепление крючка и крыльев к фюзеляжу также часто является причиной неустойчивого поведения модели на леере. Достаточно модели, имеющей плохо заделанный букси-

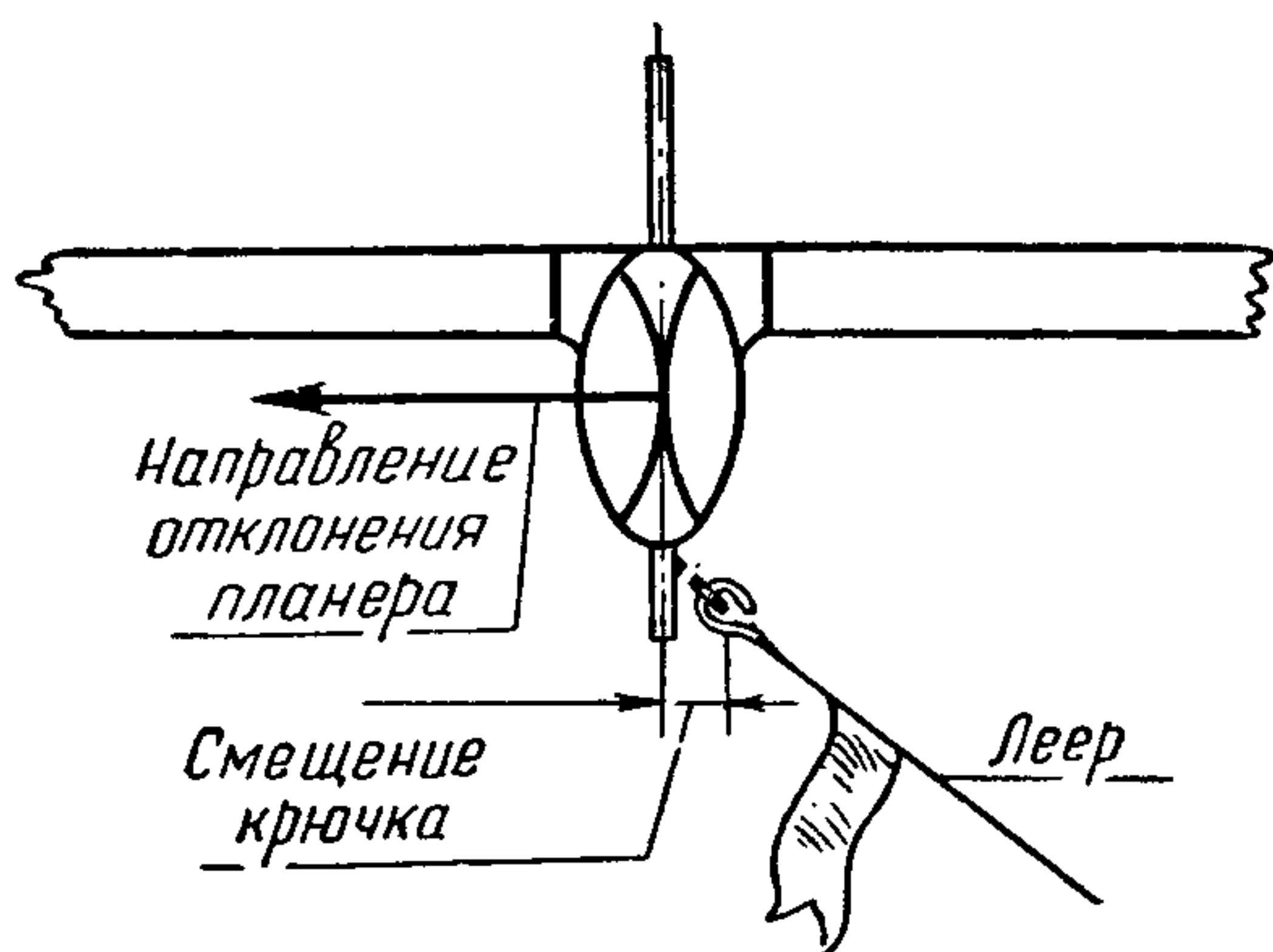


Рис. 47. Смещение плохо заделанного буксировочного крючка при отклонении планера от прямой траектории

ровочный крючок, отклониться в сторону, как крючок тоже повернется, но в противоположную сторону (рис. 47). При этом возникнет момент от натяжения леера, еще более усугубляющий вираж модели, и модель, не набрав необходимой высоты, сойдет с леера. Особенно часто преждевременно сходят с леера модели, у которых фюзеляж подвержен кручению. При скручивании фюзеляжа модель начнет разворачиваться в сторону приподнятого конца стабилизатора. С появлением разворота аэродинамические силы могут уменьшиться, а силы упругого кручения фюзеляжа возвратят горизонтальное оперение в нормальное положение. В результате таких кратковременных перекосов модель будет лететь на леере «змейкой». Усилив обтяжку или установив дополнительные раскосы, скручивание балки можно устранить.

Форма и размеры буксировочного крючка также влияют на характер полета планеров при затяжке. Модели с короткими крючками обычно подвержены преж-

девременному сходу с леера. Причем срыв модели чаще всего происходит на наиболее крутом участке траектории, когда леер сильно натянут, а угол между строительной горизонталью и леером близок к 90° . Авиамodelист, стремясь несколько уменьшить угол на-

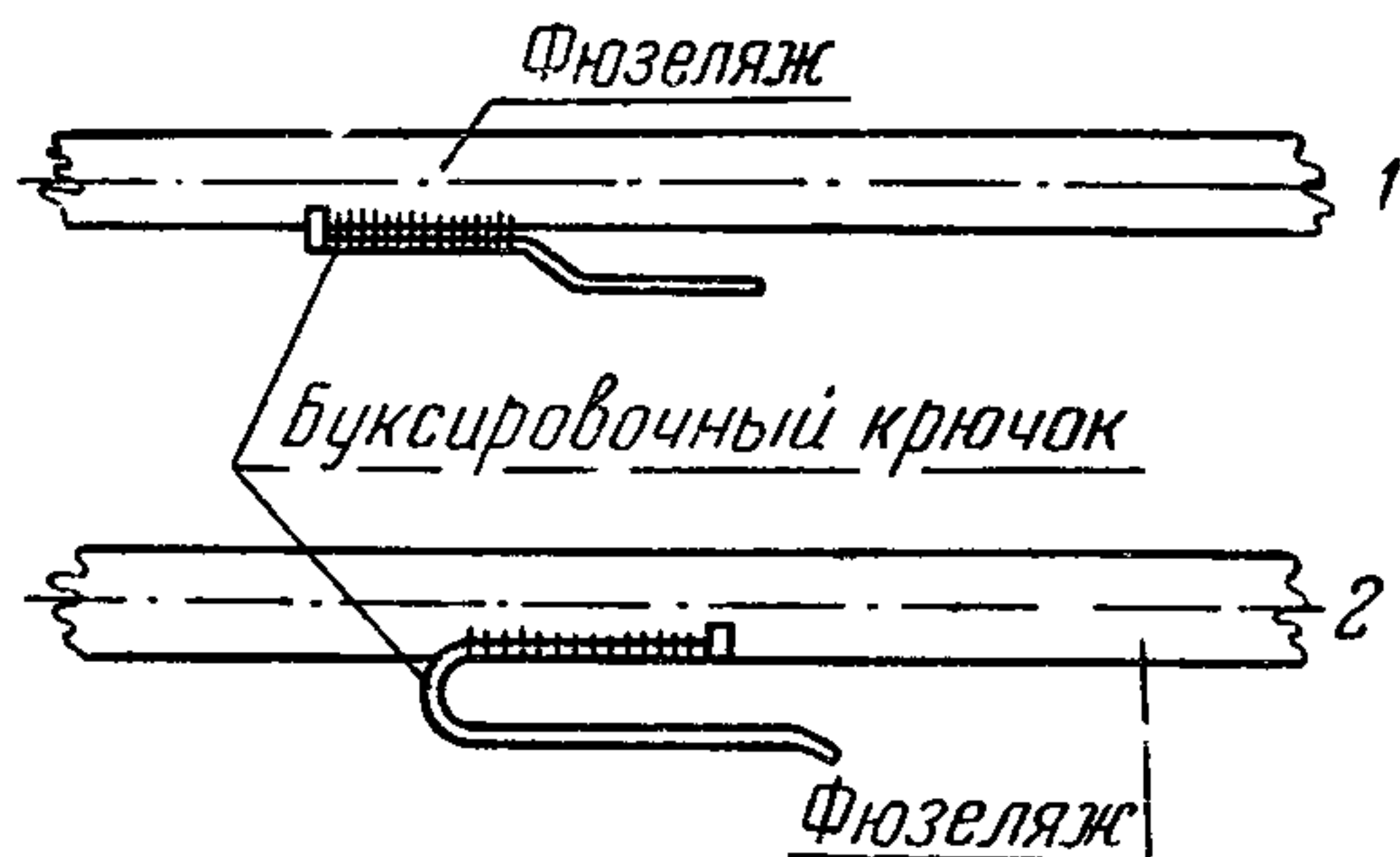


Рис. 48. Конструкция буксировочных крючков из проволоки: 1—неправильно; 2 — правильно

бора высоты, двигается на модель. При этом угол леера с фюзеляжем увеличивается и при коротком крючке буксировочное кольцо соскальзывает с него. Модель некоторое время продолжает двигаться по инерции. Постепенно теряя скорость, она сваливается на хвост или крыло, и весь дальнейший полет почти всегда происходит в неустановившемся режиме.

Слишком большая длина крючка, более 30—35 мм, вредна тем, что модель плохо сходит с леера. Особенно сильно это сказывается, если конец крючка приподнят к фюзеляжу. В этом случае леер может не отцепиться до тех пор, пока модель не потеряет 15—20 м высоты и не развернется по ветру. Регулируя модель, надо следить за тем, чтобы кольцо леера не было зажато между крючком и фюзеляжем, что может быть при неверной конструкции проволочного крючка (рис. 48). Кольцо оттягивает крючок и врезается в фюзеляж. При ослаблении натяжения леера пружинящий крючок придавливает кольцо к фюзеляжу и леер не может быть отцеплен от модели в воздухе, так как для этого требуется большое усилие. Полет модели с неотцепленным леером может закончиться поломкой.

ПЛАНИРОВАНИЕ В ВОЗМУЩЕННОЙ АТМОСФЕРЕ

ПОНЯТИЕ ИДЕАЛЬНОЙ И РЕАЛЬНОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

Идеальной скоростью снижения считается вертикальная скорость, которую имеет модель, совершая полет в спокойной атмосфере при отсутствии мелкой турбулентности. Регулировка планирующего полета в таких условиях была рассмотрена в предыдущем разделе. Полет модели на соревнованиях никогда не происходит в идеальных атмосферных условиях, так как модель должна совершить пять зачетных вылетов в течение почти целого дня. И если в ранние утренние часы атмосферные условия близки к идеальным, то днем циркуляция воздуха увеличивается, появляются сильные горизонтальные и вертикальные порывы ветра, которые нарушают балансировку и устойчивость полета модели, что может значительно снизить ее полетные результаты.

Чтобы этого не произошло, необходимо правильно отрегулировать модель для полетов в соответствующих метеорологических условиях, обеспечить именно тот режим полета, при котором реальная вертикальная скорость снижения будет наименьшей. Здесь можно выделить два условия полета модели: одно при наличии мощных горизонтальных пульсирующих порывов ветра, другое при наличии вертикальных восходящих и нисходящих потоков воздуха. При отсутствии восходящих потоков реальная вертикальная скорость почти всегда больше идеальной. Происходит это вследствие того, что порывы ветра нарушают установившийся режим планирования, обеспечивающий $V_{у\text{ мин}}$, и модель быстрее теряет высоту. Правда, можно предположить, что при определенном устойчиво пульсирующем горизонтальном потоке может быть получен режим полета модели, при котором она сможет пополнять свою энергию за счет окружающей среды. Для этого надо, чтобы время совершения полного круга равнялось времени прохождения одной пульсации (рис. 49). В этом случае, за счет некоторой инерционности модели можно уменьшить V_y или даже получить набор высоты. Модель должна лететь так, чтобы в момент попадания в зону нарастающего порыва носовая часть ее была расположена на-

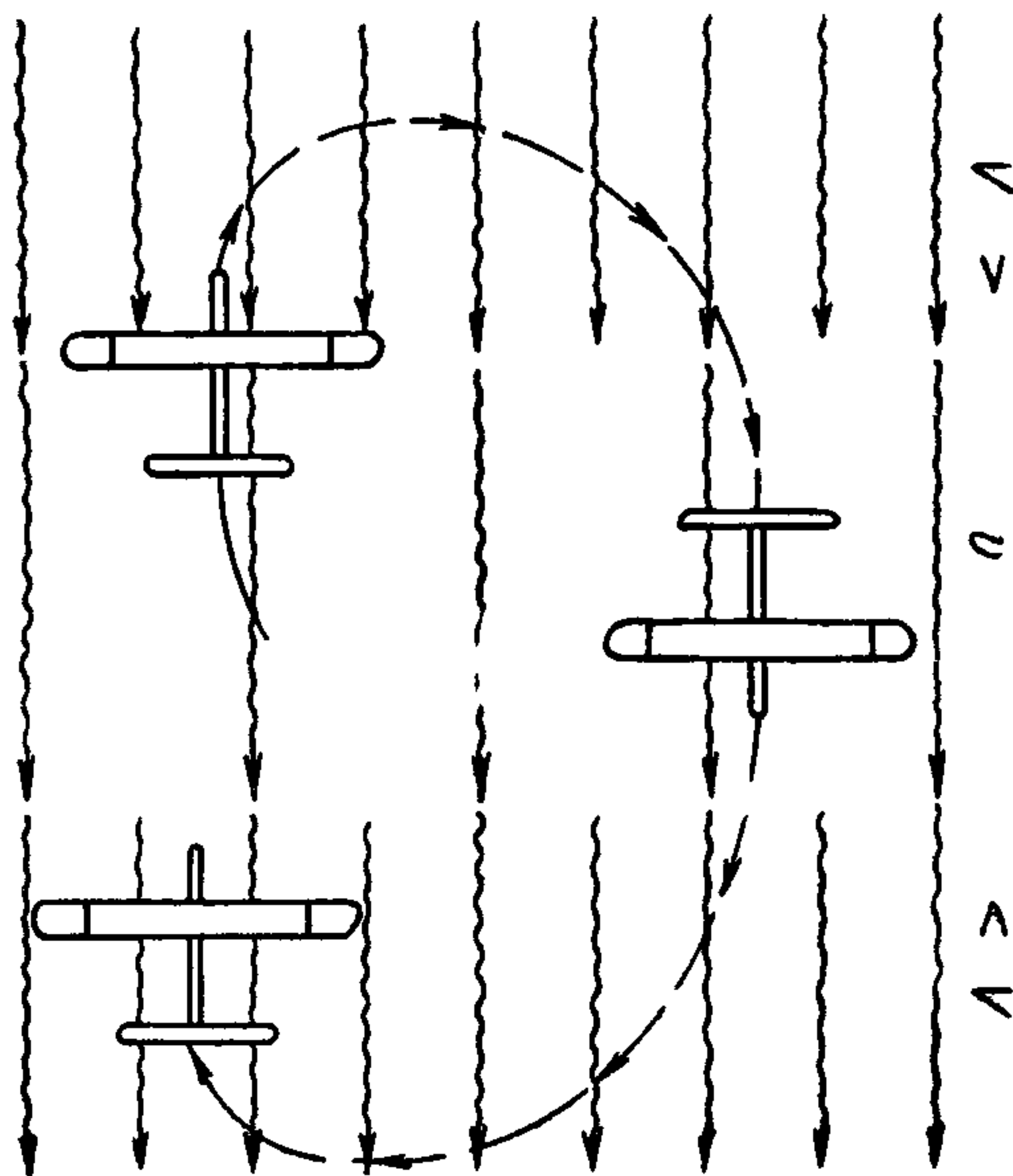


Рис. 49. Время совершения виража равно периоду пульсаций потока

встречу потоку, а в момент уменьшения скорости ветра полет должен происходить по ветру (рис. 50). Осуществить подобную регулировку сложно. До настоящей

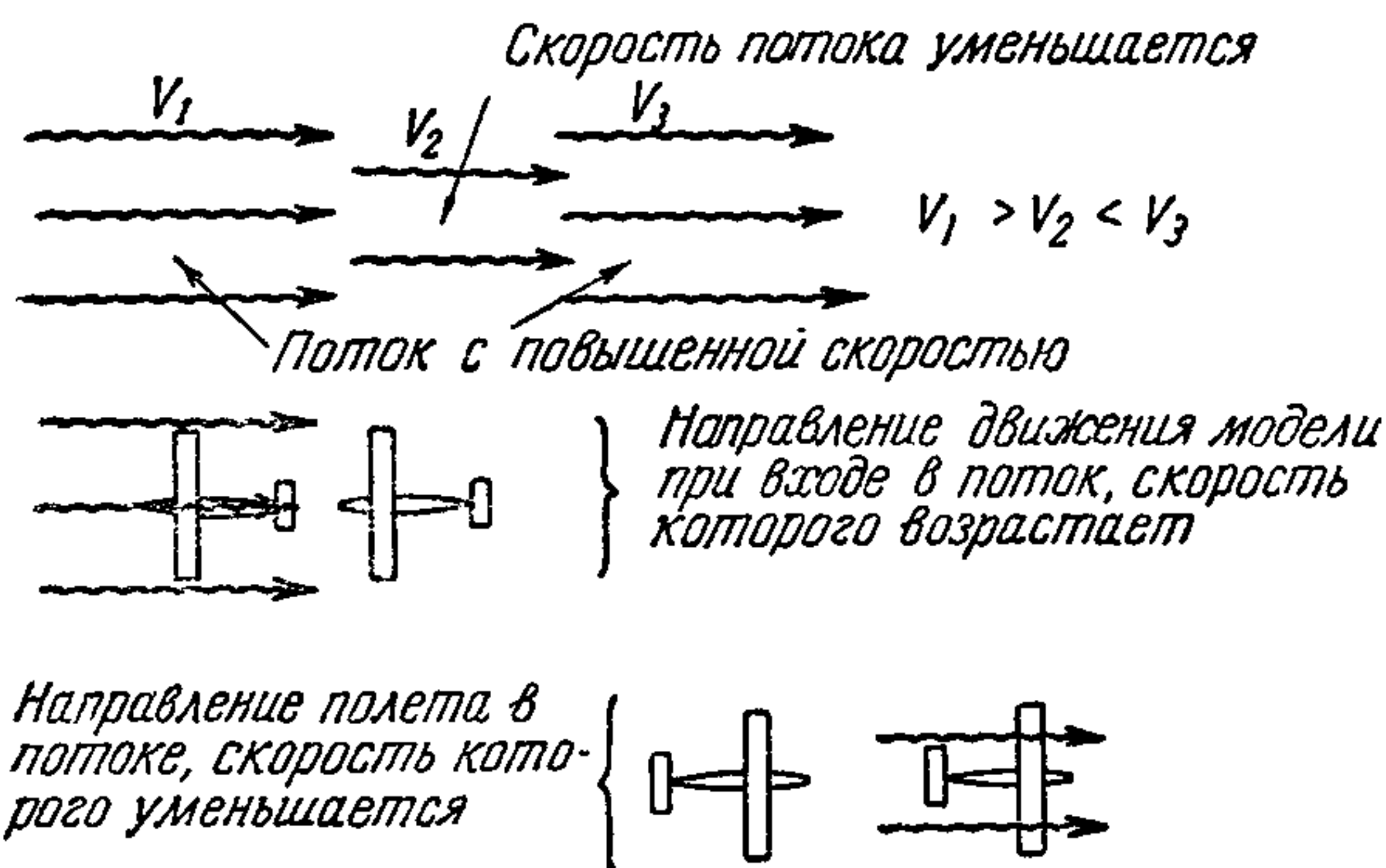


Рис. 50. Полет модели в потоке, имеющем переменную горизонтальную скорость

го времени определенных конкретных рекомендаций по такой регулировке моделей нет, и авиамоделистам предстоит самостоятельно проделать большую работу по подбору оптимального режима полета в пульсирующем потоке.

Полет модели в восходящих потоках называется парением. Вертикальная скорость потока может быть различна по величине, причем восходящие потоки обычно чередуются с нисходящими. Если движение потока направлено вверх, то оно способствует набору высоты, и, наоборот, нисходящие потоки воздуха значительно уменьшают продолжительность полета. Поэтому, естественно, авиамоделист должен стремиться отрегулировать модель так, чтобы она хорошо входила в восходящий поток и быстро выходила из нисходящих потоков воздуха. Добиться этого нелегко, так как каждая конкретная модель имеет свои особенности в регулировке. Существуют некоторые общие принципы, позволяющие обеспечить хорошее парение модели при полете в возмущенной атмосфере. Основой хорошего парения является устойчивый полет модели при получении внешних возмущений от порывов ветра и вертикальных потоков воздуха.

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ЛЕТАЮЩИХ МОДЕЛЕЙ

Если под влиянием внешних воздействий модель повернется на некоторый угол вокруг оси y , то у устойчивой в путевом отношении модели должны появиться силы, стремящиеся восстановить первоначальную траекторию полета. Такая устойчивость называется путевой устойчивостью. Она обеспечивается наличием вертикального оперения и определенным соотношением боковых площадей модели относительно ее центра тяжести. Эффективность вертикального оперения определяется величиной относительного статического момента его площади:

$$B = \frac{S_{в.о} L_{в.о}}{Sl},$$

где $S_{в.о}$ — площадь вертикального оперения;

$L_{в.о}$ — плечо вертикального оперения относительно ц.т.;

S — площадь крыла;

l — размах крыла.

При достаточно развитом вертикальном оперении и значительном плече модель обычно устойчива. Если же эффективность оперения мала, то на малых углах скольжения может возникнуть так называемый «голландский шаг» (боковое раскачивание модели) или модель будет нейтральной к боковым порывам.

Поперечной устойчивостью называется способность модели выравнивать крен при случайном накрениении. Выравнивание крена происходит вследствие несимметричной обдувки правого и левого полукрыльев и выноса крыла над фюзеляжем. Разница в обтекании крыльев получается в результате влияния поперечного V.

В настоящее время получили распространение крылья с центральной частью без V-образного излома, основной восстанавливающий момент которых дают концы крыльев.

Необходимо обращать внимание на форму законцовок крыла в плане. Крылья с прямоугольной формой в плане и прямолинейными законцовками лучше всего зарекомендовали себя для моторных моделей (рис. 51). Крылья с эллиптическими законцовками применяются на моделях планеров.

Поперечная и путевая устойчивости тесно связаны между собой, так как при появлении момента крена возникает и другой момент — момент рыскания. В связи с этим понятия о поперечной устойчивости и устойчивости пути объединены под общим названием — боковая устойчивость.

Для моделей с резиновыми двигателями, у которых боковые поверхности фюзеляжа

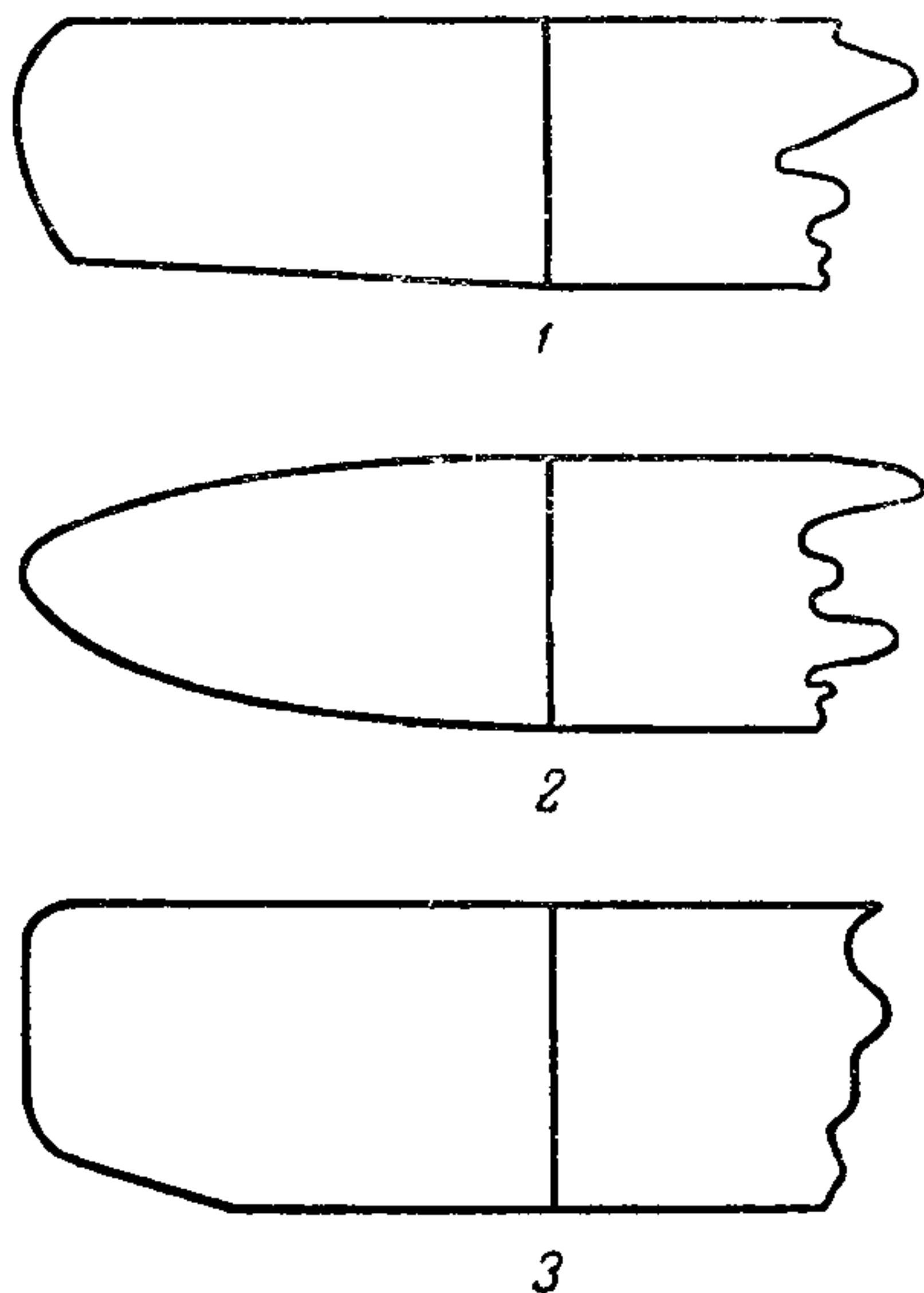


Рис. 51. Формы законцовок крыльев: 1 — модель с резиновым двигателем; 2 — планер А-2; 3 — таймерная модель

за центром тяжести модели и перед ним приблизительно равны, форма и размеры фюзеляжа не оказывают существенного влияния на боковую устойчивость, так как моменты, создаваемые передней и хвостовой частями фюзеляжа, незначительны и компенсируют друг друга. Таймерные модели имеют сильно развитый пилон и высоко приподнятое крыло, которые также частично компенсируют момент хвостовой части фюзеляжа. У модели планеров хвостовая балка фюзеляжа, несмотря на ее незначительную боковую площадь, создает при скольжении момент относительно оси y , который не может быть полностью скомпенсирован носовой частью фюзеляжа. Поэтому у этих моделей часто наблюдается спиральная неустойчивость. Модель может, постепенно увеличивая крен, войти в глубокую спираль и не выйти из нее до самой земли.

Одним из наиболее эффективных методов борьбы с явлением спиральной неустойчивости может служить способ увеличения боковой поверхности перед центром тяжести модели (см. рис. 46) или подъем крыла над фюзеляжем. Подъем крыла над центром тяжести на 15 мм равносителен увеличению поперечного V примерно на 2° . Поэтому на таймерных моделях с высоко приподнятыми крыльями угол φ почти равен углу φ у моделей планеров, хотя для устойчивости в моторном полете его значение должно быть на $2\text{--}5^\circ$ больше, чем у моделей планеров.

Модели с резиновыми двигателями имеют винты, диаметр которых достигает половины размаха крыла, поэтому площадь вертикального оперения у них возрастает в три-четыре раза по сравнению с планерами, а угол поперечного V из-за выноса крыла над фюзеляжем почти совсем не увеличивается.

Важными параметрами для обеспечения боковой устойчивости модели являются ее моменты инерции относительно центра тяжести. Величина этих моментов зависит от разнораспределения масс модели. Иногда модели, имеющие правильно выбранные соотношения стабилизирующих и несущих поверхностей, летают неустойчиво вследствие перетяжеления концов крыльев или неправильного размещения балласта в фюзеляже. В этом случае выгодно несколько увеличить загрузку модели и расположить ее ближе к центру тяжести.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УПРУГОГО ЭФФЕКТА КРЫЛА

Чтобы повысить аэродинамические характеристики моделей планеров при полете в неспокойной атмосфере, можно применить крылья с рессорным креплением. Крыло в центральной части разрезается и крепится к фюзеляжу, например с помощью стальных упругих штырей (рис. 52). Штыри изготавливают из рояльной про-

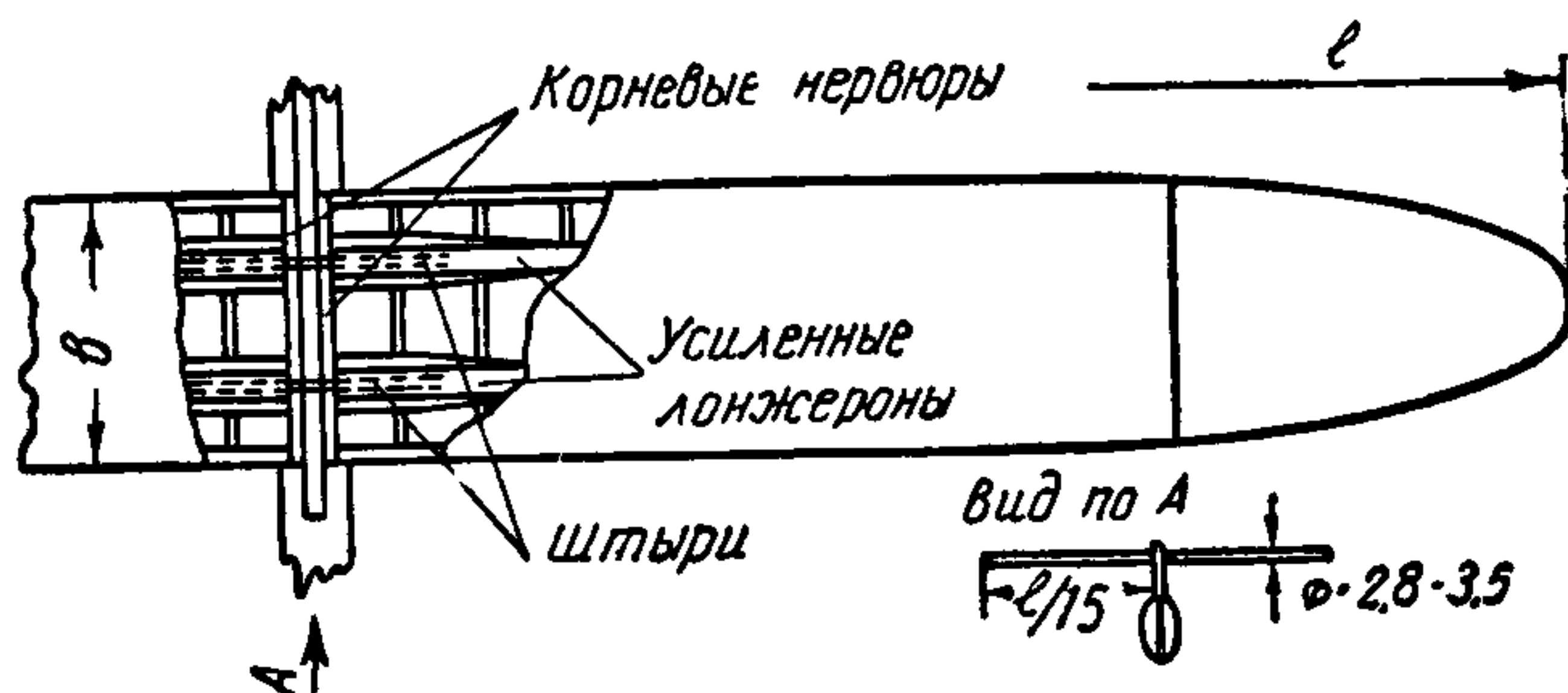


Рис. 52. Конструкция крепления крыльев с упругой подвеской к фюзеляжу

волоки ОВС диаметром 2,5—3,5 мм. Чтобы уменьшить концентрацию напряжений, места заделки усиливают. Корневые нервюры делают из фанеры толщиной 2—2,5 мм или древесины липы, а лонжероны утолщают к корневой части крыла. Полки лонжеронов прокладывают легким заполнителем (бальза, пробка, пенопласт). По бокам фюзеляжа на заклепках устанавливают фанерные или дюралюминиевые нервюры, в которых сверлят отверстия для штырей крепления.

Модель планера с подрессоренным крылом успешно может быть использована и для полетов в спокойной атмосфере. При порыве ветра крылья отгибаются вверх, изгибая штыри крепления, после чего наступает момент движения их вниз. Модель планера летит, совершая взмахи крыльями. Упругие колебания могут совершаться как под воздействием изменения скорости ветра, так и при изменении направления потоков воздуха. Даже при сравнительно спокойной атмосфере модель планера с таким креплением непрерывно производит небольшие взмахи крыльями. Это дает возможность пополнять энергию модели планера за счет энергии окружающей среды. Частоту колебаний и амплитуду взма-

ха можно регулировать подбором штырей с различной жесткостью. Наибольшее отклонение конца консоли не должно превышать 5% от размаха крыла (рис. 53).

Характеристики устойчивости модели планера с эластичным креплением крыльев несколько улучшаются, а реальная скорость снижения в турбулентной атмосфере

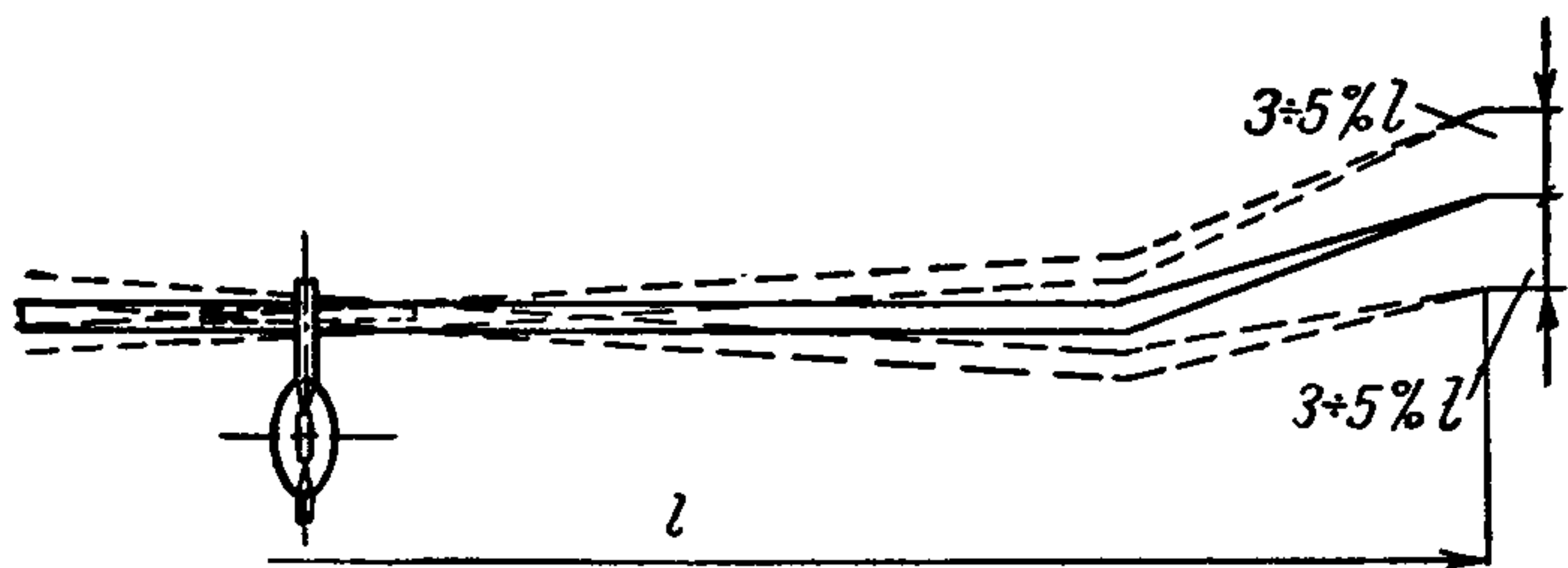


Рис. 53. Крылья с упругой подвеской

близка к идеальной. Такие модели лучше регулировать на несколько повышенной скорости горизонтального полета.

Наилучшие результаты показывают модели планеров с эластичной подвеской крыла, если их центр тяжести расположен на 50—60% хорды, а деградация крыла и горизонтального оперения составляет 3,5—4°. Полет таких моделей может осуществляться по кругу с диаметром 50—60 м, что обеспечивается отклонением руля поворота. Буксируют модель планера на леере при большей скорости, чем модели с жестким крылом. В этом случае крылья получают прогиб и модель сходит с леера с резким взмахом крыльями, что также способствует увеличению высоты. Для этого при старте на последнем участке траектории скорость затяжки желательно еще более увеличить и полнее использовать эффект динамического старта. Модели планеров с рессорным креплением крыльев наиболее перспективны в дальнейшем развитии чемпионатного класса моделей планеров А-2.

КРИВОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ МОДЕЛИ

Как показывает опыт, наилучшее использование порывов ветра может быть осуществлено при полете с виражом. Для того чтобы осуществить любое криволи-

нейное движение и, в частности, вираж, необходимо создать центробежную силу. При выполнении виража центробежная сила может быть получена накрениванием модели (рис. 54).

Можно считать, что равнодействующая аэродинамических сил при вираже лежит в плоскости симметрии

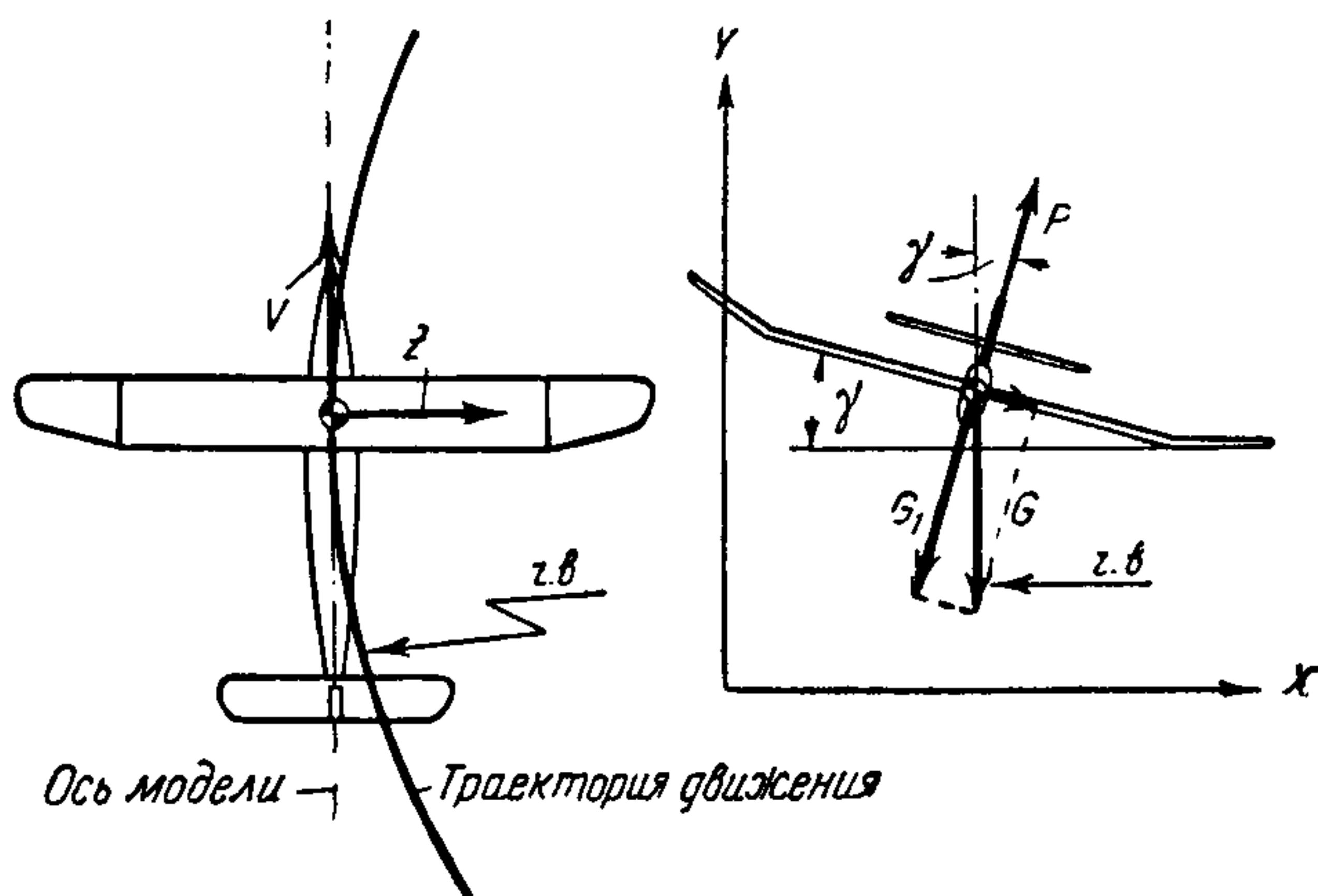


Рис. 54. Силы, действующие на модель в начале виража

модели. При накренивании модели боковая составляющая от силы веса искривляет ее траекторию движения. Для того чтобы при полете модели с виражом вертикальная скорость ее не увеличилась, модель надо сбалансировать на углах атаки больших, чем в прямолинейном полете.

Для лучшего парения модели в восходящих потоках ее радиус виража должен быть малым. Однако с уменьшением радиуса виража не следует увеличи-

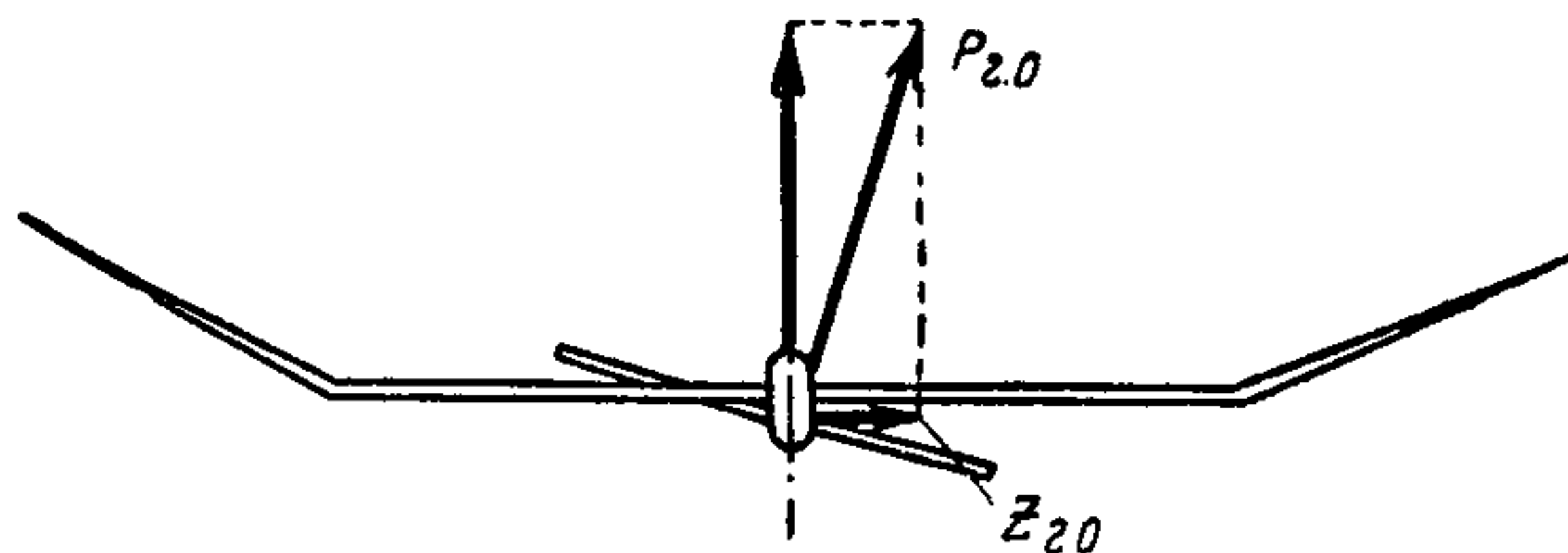


Рис. 55. Использование перекоса горизонтального оперения для получения полета с виражом

вать крен, иначе это отрицательно скажется на скорости снижения модели.

Добиваться виража лучше всего, используя перекося горизонтального оперения относительно крыла (рис. 55). В этом случае модель совершает вираж, почти не накрываясь. Радиус виража со скольжением, совершаемым без крена, обычно велик. Чтобы уменьшить радиус виража, следует несколько уменьшить скорость планирования, увеличив деградацию горизонтального оперения. При этом руль направления, который лучше располагать ближе к строительной горизонтали, надо отклонить на $8-12^\circ$.

Величина допустимых углов перекося крыла и горизонтального оперения колеблется в пределах $4-7^\circ$ и зависит как от схемы модели, так и от установленных профилей. Модели, площадь стабилизатора которых значительна, а профиль горизонтального оперения имеет толщину $7-9\%$, требуют меньших углов перекося (порядка $2-4^\circ$).

Известно, что при полете в условиях образования мощных восходящих и нисходящих потоков модели, имеющие вираж малого радиуса, обеспечивают лучшее время планирования, чем модели, летящие по прямой или с виражом большого радиуса. Результаты при прямолинейном планировании ухудшаются потому, что модель быстро проходит зону восходящих потоков, причем при попадании в нее модель получает возмущение, которое выводит ее из состояния установившегося движения. Модель переходит на большие полетные углы атаки α , при которых растет подъемная сила, искривляющая траекторию движения модели в вертикальной плоскости. При этом модель может окончательно потерять воздушную скорость, начнется резкое кабрирование со сваливанием на хвост, — явление крайне нежелательное, так как оно приводит к быстрой потере высоты, несмотря на то, что модель совершает полет в восходящих потоках. В том случае, если модель летит с виражом, при временном увеличении угла атаки α подъемная сила возрастает, но вследствие этого увеличивается искривление траектории, т. е. радиус виража становится меньше.

$$r_v = \frac{m V_B^2}{P \sin \gamma},$$

где m — масса модели ($m = \frac{G}{g}$);
 g — ускорение силы тяжести;
 V_v — скорость модели по траектории
 $P \sin \gamma$ — составляющая полной аэродинамической силы, направленная горизонтально.

При испытаниях можно часто видеть, как модель наклоняется и дальнейший ее полет происходит с виражом меньшего радиуса. Это происходит потому, что модель попадает в восходящий поток. В зависимости от мощности восходящего потока угол крена и радиус виража могут быть различны.

Если горизонтальное оперение наклонено относительно крыла, то модель более чутко реагирует на сравнительно слабые восходящие потоки (0,1—0,2 м/сек). Перекос стабилизатора благоприятно сказывается и при попадании модели в нисходящий поток. Поток, который набегаёт на модель в этом случае, обтекает ее некоторое время с меньшим углом атаки. Горизонтальная боковая составляющая подъемной силы стабилизатора уменьшается, вследствие чего радиус виража увеличивается, скорость модели возрастает и она быстрее проходит нисходящую зону потока.

ИЗМЕНЕНИЕ БАЛАНСРОВКИ МОДЕЛЕЙ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКИ

На соревнованиях модели запускают в полеты при самых разнообразных метеорологических условиях. Дождь, сильный порывистый ветер могут чередоваться с ясной погодой, сопровождаемой развитием кучевых облаков и восходящих потоков. Температура воздуха, утром доходящая иногда до $+5—+10^{\circ}\text{C}$, днем может подняться до $+35—+40^{\circ}\text{C}$. В утренние часы часто бывают туманы и обильно выпадает роса, модель становится влажной, что отражается на ее весовых и аэродинамических параметрах. Все это не может не сказаться на балансировке модели и на реальной вертикальной скорости планирования.

Поэтому, запуская модель в новых метеорологических условиях, необходимо уточнить регулировку. Наиболее резко отличаются полеты при запусках моделей ут-

ром и днем, когда температура воздуха резко изменяется. Это происходит потому, что меняется характер обтекания крыла модели. Утром воздух охлажден и имеет большую плотность, ввиду чего модель при меньшей скорости достигает закритических чисел Рейнольдса. Крыло работает с меньшим отрывом пограничного слоя и наблюдаются все явления, присущие полету в закритической зоне Re .

Для улучшения полета модели следует увеличить деградацию крыла и горизонтального оперения или сдвинуть назад центр тяжести. Для винтомоторных моделей, у которых изменение установочных углов крыла и горизонтального оперения может вызвать нарушение балансировки моторного полета, лучше смещать центр тяжести, укрепляя соответствующий груз в фюзеляже. Следует помнить, что съемный балласт (в данном случае дополнительный груз) не входит в контрольный вес модели и при проверке модели в соответствии с техническими условиями не учитывается.

Положение центра тяжести моделей с резиновыми двигателями следует менять, перемещая крыло по фюзеляжу, так как обычно крепление крыла это позволяет.

В ранние утренние часы, если ветер отсутствует или скорость его незначительна, можно увеличить радиус виража планирования. При этом скорость вертикального снижения должна уменьшиться, так как вредное сопротивление модели упадет. Подобное изменение балансировки планирующего полета можно осуществлять только для моделей планеров. Для моделей с винтомоторной группой менять радиус виража планирования не рекомендуется, так как это повлечет за собой изменение моторного полета.

Уже в 9—10 часов утра поверхность земли прогревается, циркуляция воздуха увеличивается, появляются достаточно мощные восходящие потоки.

Восходящие потоки могут быть трех основных видов: потоки обтекания, термические и волновые. Модели, предназначенные для использования потоков обтекания, отличаются по схеме и по балансировке от моделей, летающих в термических потоках. Волновые потоки моделями чемпионатных классов используются редко, так как образование их происходит на больших высотах, чем высота полета обычной модели. Потоки обтекания обра-

зуются в гористой местности и используются чаще всего в рекордных полетах.

В условиях соревнований приходится иметь дело с термическими восходящими потоками, возникающими в результате солнечной радиации. Они образуются вслед-

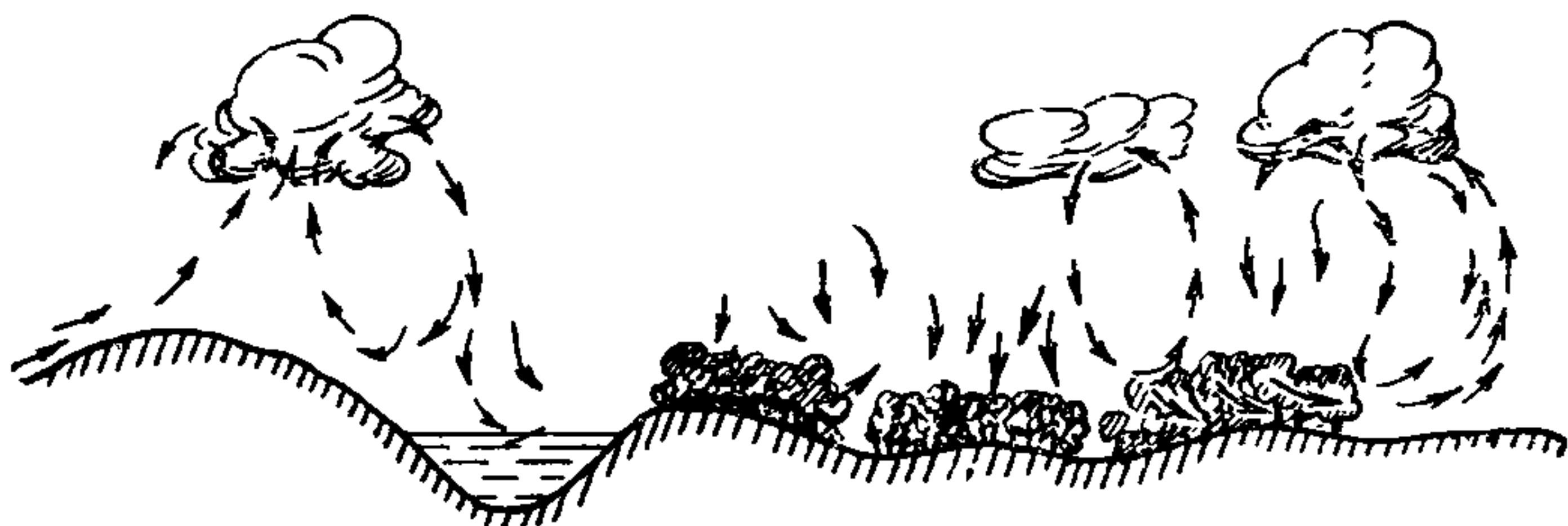


Рис. 56. Термические потоки

ствие неравномерного нагревания солнечными лучами земной поверхности. Интенсивность, частота и вертикальное развитие термических потоков зависят от количества солнечной энергии, достигающей земной поверхности. Развитие термических потоков обычно сопровождается образованием кучевой, мощно-кучевой и кучево-дождевой облачности. Особенно сильное движение потоков наблюдается в самих облаках и в слоях близлежащего воздуха. Отдельные малые струйки воздуха поднимаются вверх, в то же время по соседству другие массы более холодного воздуха опускаются вниз. Отдельные струйки и малые объемы поднимающегося воздуха могут сливаться вместе и образовывать более мощные восходящие потоки, возникающие в определенных местах. Такому переходу беспорядочного движения воздуха в упорядоченные восходящие и нисходящие потоки способствует неоднородность земной поверхности. Участки с обнаженной почвой (поля, шоссе, дороги) днем нагреваются гораздо сильнее, чем лесные массивы или водные пространства. Понятно, что днем восходящие потоки сосредоточиваются преимущественно над полем, тогда как над лесом и водой будут наблюдаться нисходящие потоки (рис. 56).

Следовательно, запуская модель, надо стремиться к тому, чтобы ее полет происходил над местностью, благоприятствующей образованию восходящих потоков. Уменьшение солнечного нагрева влечет за собой силь-

ное ослабление скорости вертикальных потоков. К вечеру картина распределения восходящих и нисходящих потоков над летным полем меняется. Там, где днем был мощный термический поток, может возникнуть зона

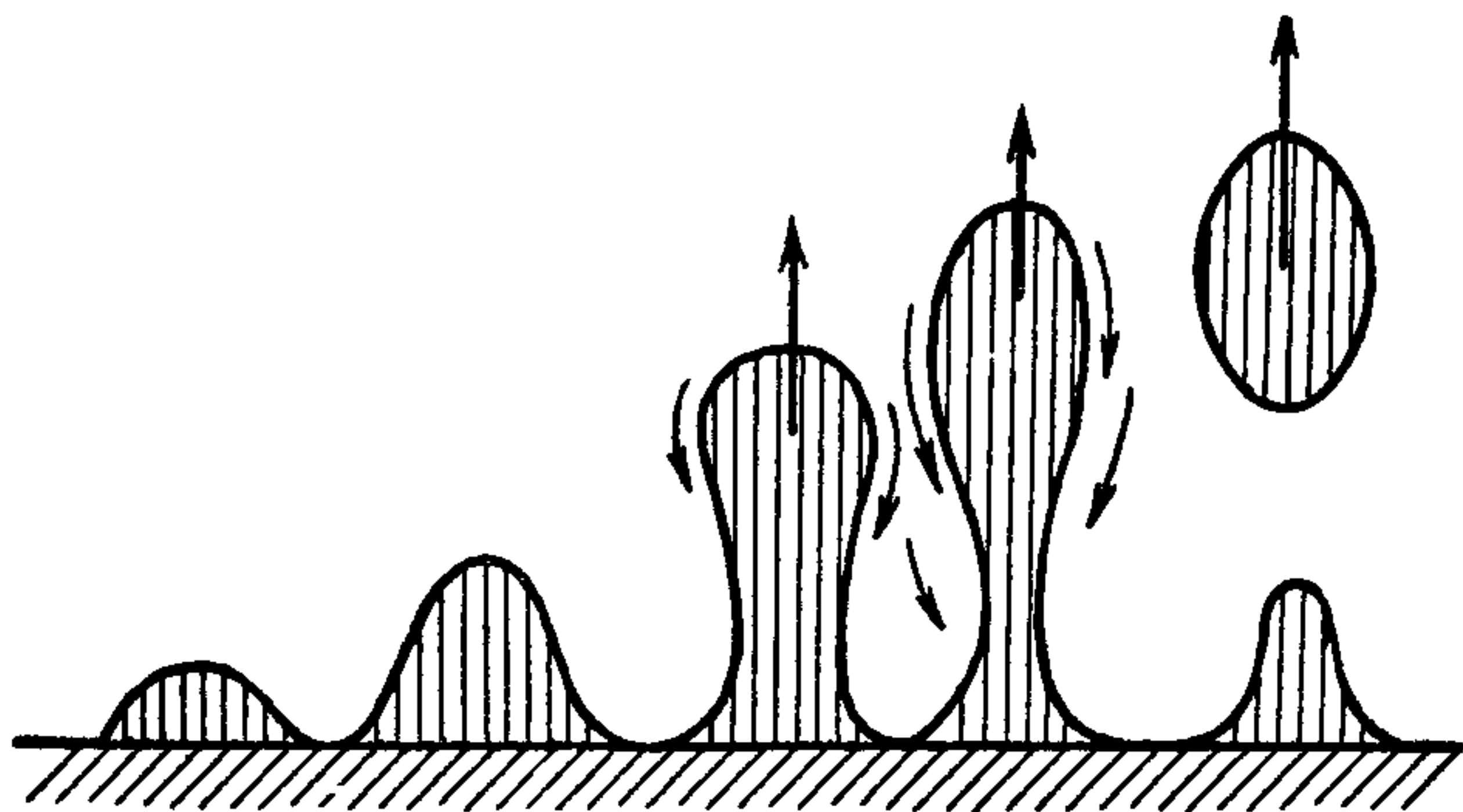


Рис. 57. Образование термических восходящих потоков

нисходящих течений. Поэтому, запуская модель, необходимо тщательно анализировать состояние атмосферы, наблюдая за моделями, находящимися в воздухе. Самые сильные термические потоки образуются с 11 до 16 час. Образование их начинается с появления над поверхностью земли массы теплого воздуха. С течением времени эта масса теплого воздуха вытягивается в виде гигантской капли, отрывается и уносится вверх (рис. 57). Отрыв масс нагретого воздуха происходит периодически, через каждые 15—30 мин.

Наивыгоднейшим моментом запуска является момент отрыва массы нагретого воздуха. Попадание модели в термический поток при буксировке модели определяют по резкому натяжению или подергиванию леера. При этом модель начинает раскачиваться на леере и стремится уйти на спираль. Почувствовав, что модель находится в мощном термике, нет необходимости продолжать дальнейшую буксировку и модель сваливают в вираж (рис. 58). Если термические потоки имеют вертикальную скорость порядка 2—3 м/сек, то центр тяжести модели должен быть смещен вперед на 5—10% по сравнению с центровкой, установленной утром. При этом продольная устойчивость модели увеличивается.

Когда термические потоки не имеют большой концентрации и силы над отдельными участками летного поля, а распространяются равномерно, перемещать центр тяжести по хорде крыла не следует, лучше увеличить деградацию на $1\text{--}1,5^\circ$ и уменьшить радиус виража. Такая регулировка позволит модели хорошо реагировать на термики при попадании в сравнительно слабые потоки.

При запуске моделей в порывистый ветер центр тяжести модели лучше смещать назад до $70\text{--}80\%$ САХ. Углы деградации при этом следует незначительно уменьшить. Однако разница в установочных углах крыла и горизонтального оперения не должна быть менее $2\text{--}2,5^\circ$. Руль направления или стабилизатор устанавливают таким образом,

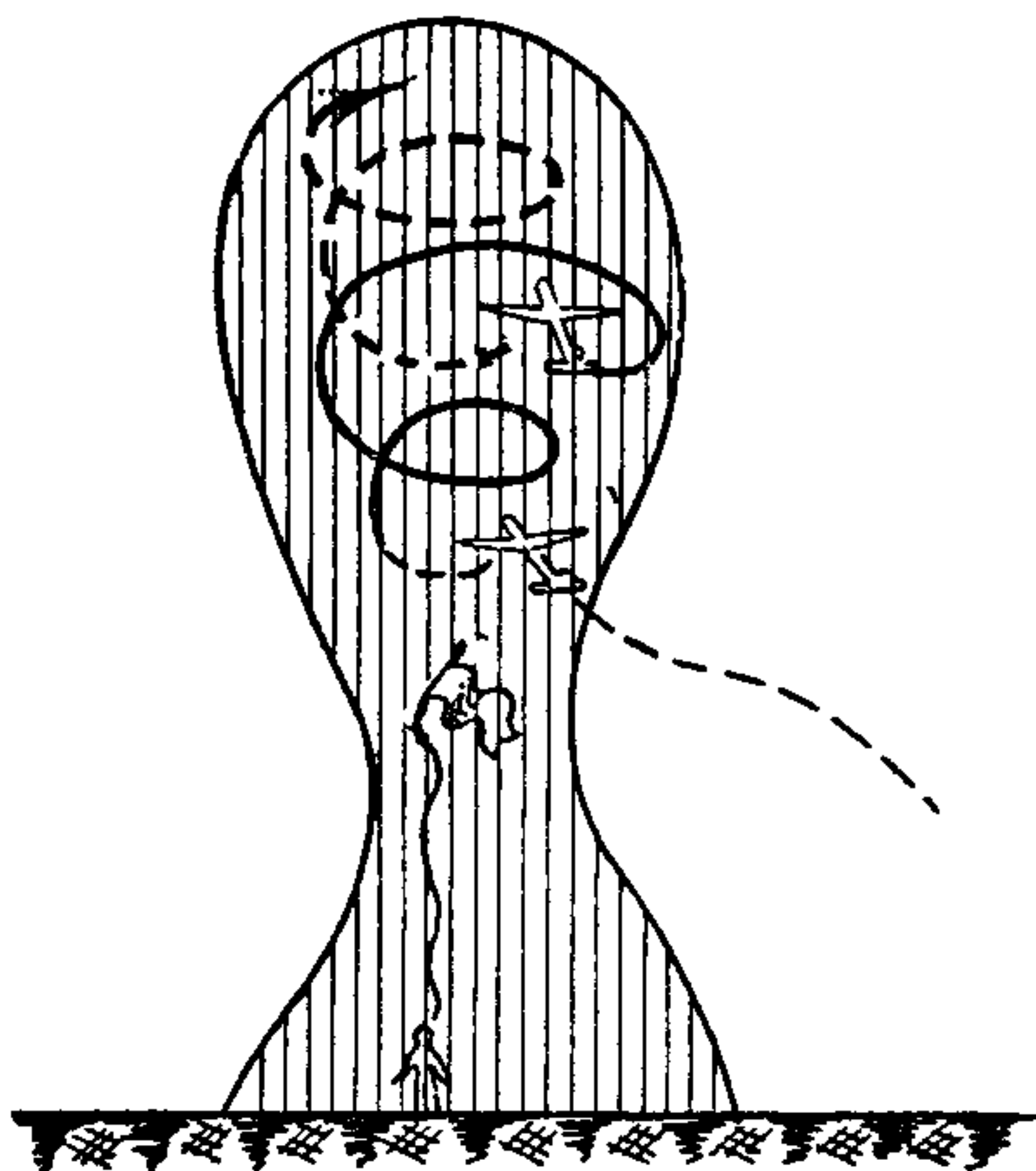


Рис. 58. Запуск модели планера при наличии термических потоков

чтобы радиус виража не превышал $5\text{--}7$ м. При такой регулировке полет модели в обычных условиях должен происходить с некоторым кабрированием.

Чаще бывает так, что при увеличении положительных углов Θ модель разворачивается боком к потоку и скользит на внутреннее (относительно виража) крыло. Полетные результаты моделей с такой регулировкой увеличиваются.

Когда полет происходит в атмосфере с повышенной влажностью, модель может кабрировать. Чтобы этого не произошло, в дождь, густой туман центр тяжести надо смещать вперед на $3\text{--}6\%$, при этом положительный угол заклинения горизонтального оперения можно уменьшить на $0,5\text{--}1^\circ$, т. е. увеличить деградацию.

Некоторые модели, несмотря на изменение балансировки, в термических потоках кабрируют, не входят в вираж или спирально неустойчивы. Это может быть

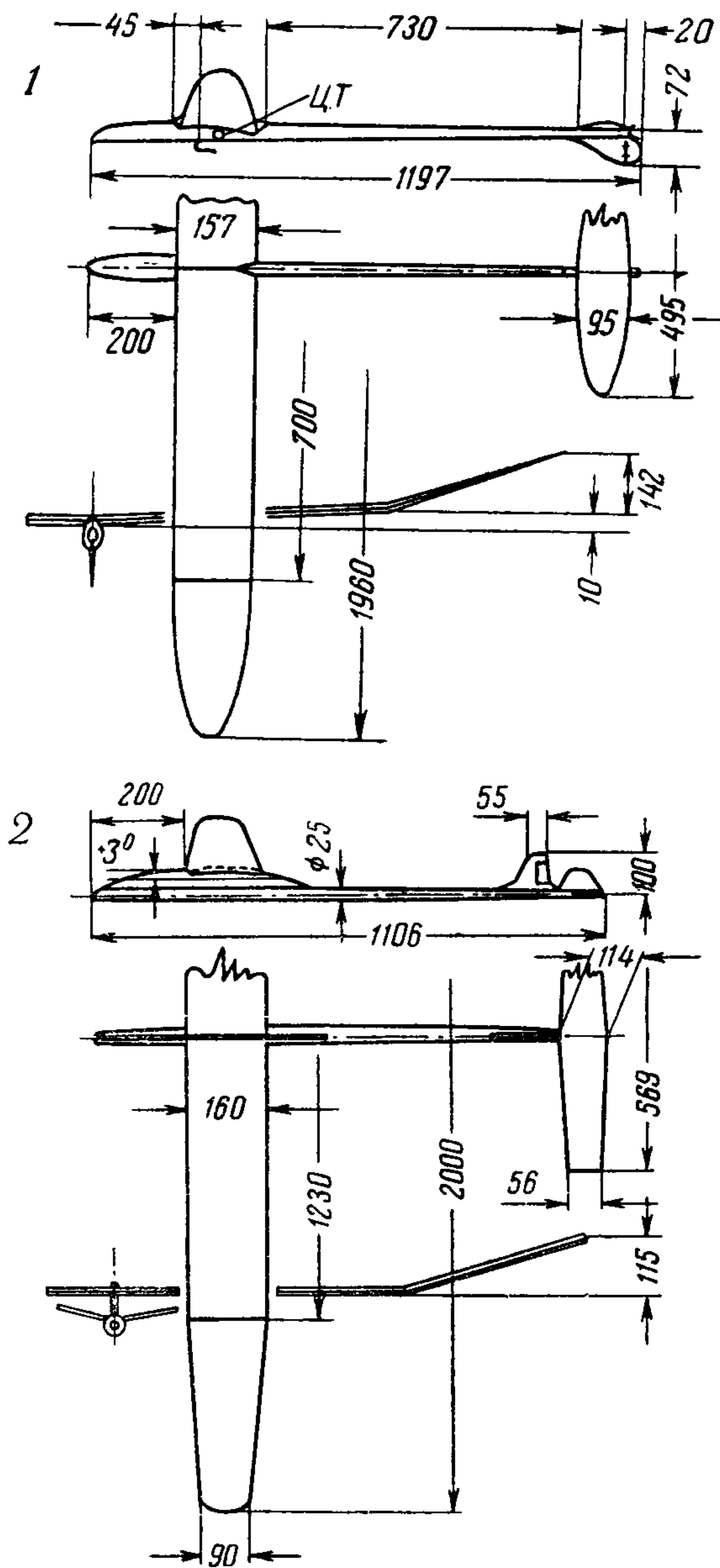


Рис. 59. Модели планеров-победителей мирового чемпионата 1957 года:
 1 — модель конструкции Слободана Бабича (Югославия); 2 — модель конструкции Юрия Соколова (СССР)

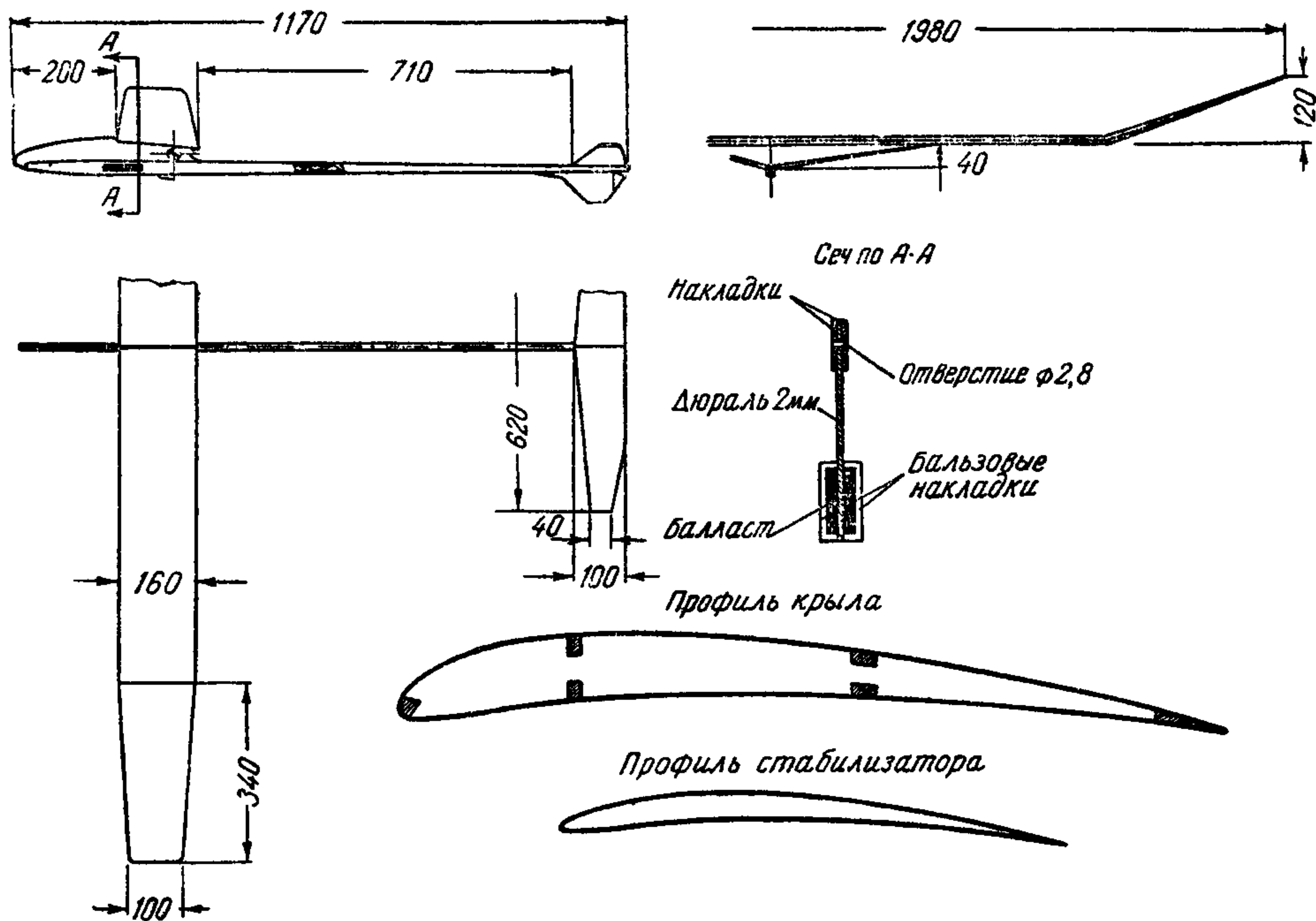


Рис. 60. Модель конструкции Аполлона Земского (СССР)

при неправильно сконструированной и неверно выбранной схеме модели. Примером хорошего решения этих вопросов могут служить модели планеров—победителей мирового чемпионата 1957 года Слободана Бабича (Югославия) и Юрия Соколова (СССР) (рис. 59), а также модель Аполлона Земского, выступавшего вне конкурса на чемпионате СССР 1958 года (рис. 60). За пять зачетных вылетов модель С. Бабича показала максимально возможный результат, набрав 900 очков, а модель мастера спорта СССР Ю. Соколова потеряла только 46 секунд. Модель планера конструкции А. Земского показала максимальный результат, набрав 900 очков в очень сложных метеорологических условиях. Такие высокие спортивные результаты были достигнуты спортсменами благодаря всестороннему и глубокому знанию особенностей балансировки моделей в различных метеорологических условиях.

Опыт соревнований показывает, что если спортсмен знает специфику регулировки своих моделей в любых метеорологических условиях, то высокие полетные результаты будут обеспечены независимо от того, будет хорошая погода или нет.

МОТОРНЫЙ ПОЛЕТ ТАЙМЕРНОЙ МОДЕЛИ

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ТАЙМЕРНУЮ МОДЕЛЬ В МОТОРНОМ ПОЛЕТЕ

Общая продолжительность полета таймерных моделей складывается из времени моторного полета и времени планирования. По условиям соревнований время работы двигателя ограничено 15 сек., а общее наибольшее зачетное время полета в каждом вылете составляет 3 мин., т. е. 180 сек. Очевидно, обеспечить такое продолжительное время полета нельзя только за счет высокого качества планирования, необходимо, чтобы модель планировала с большой высоты. Если учесть, что обычная скорость снижения для таймерной модели равна 0,5—0,6 м/сек, то для получения максимального зачетного результата модели потребуется за 15 сек. набрать высоту порядка 75—85 м (рис. 61). Учитывая, что при переходных процессах и полетах в неспокойной

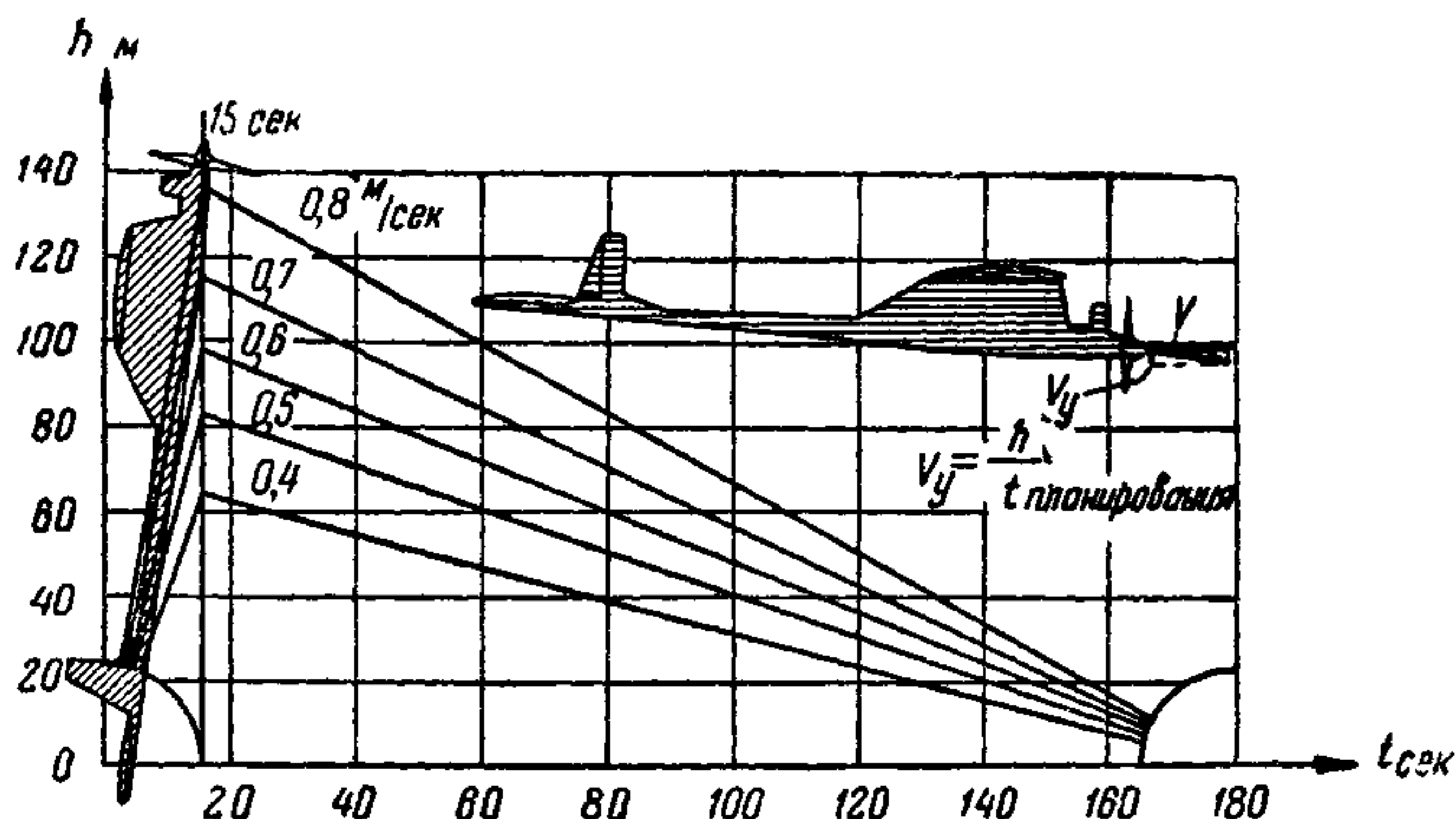


Рис. 61. Потребная высота для осуществления полета максимальной продолжительности при различных скоростях снижения

атмосфере реальная скорость снижения может несколько увеличиться, эта высота должна быть еще большей.

Продолжительность времени работы двигателя фактически можно считать величиной постоянной, следовательно, для увеличения высоты необходимо увеличить вертикальную скорость полета в моторном режиме. Вертикальной скоростью модели V_y называется проекция скорости V модели по траектории на вертикаль. Если угол касательной к траектории с горизонтом обозначить через θ , то, как это видно из треугольника скоростей, изображенного на рис. 62,

$$V_y = V \sin \theta.$$

Увеличить V_y можно, увеличивая углы набора высоты и повышая скорость полета модели.

Но величины θ и V зависят от располагаемой мощности двигателя, к.п.д. воздушного винта и аэродинамического качества модели. Чтобы выбрать оптимальный режим моторного полета, надо знать, какие си-

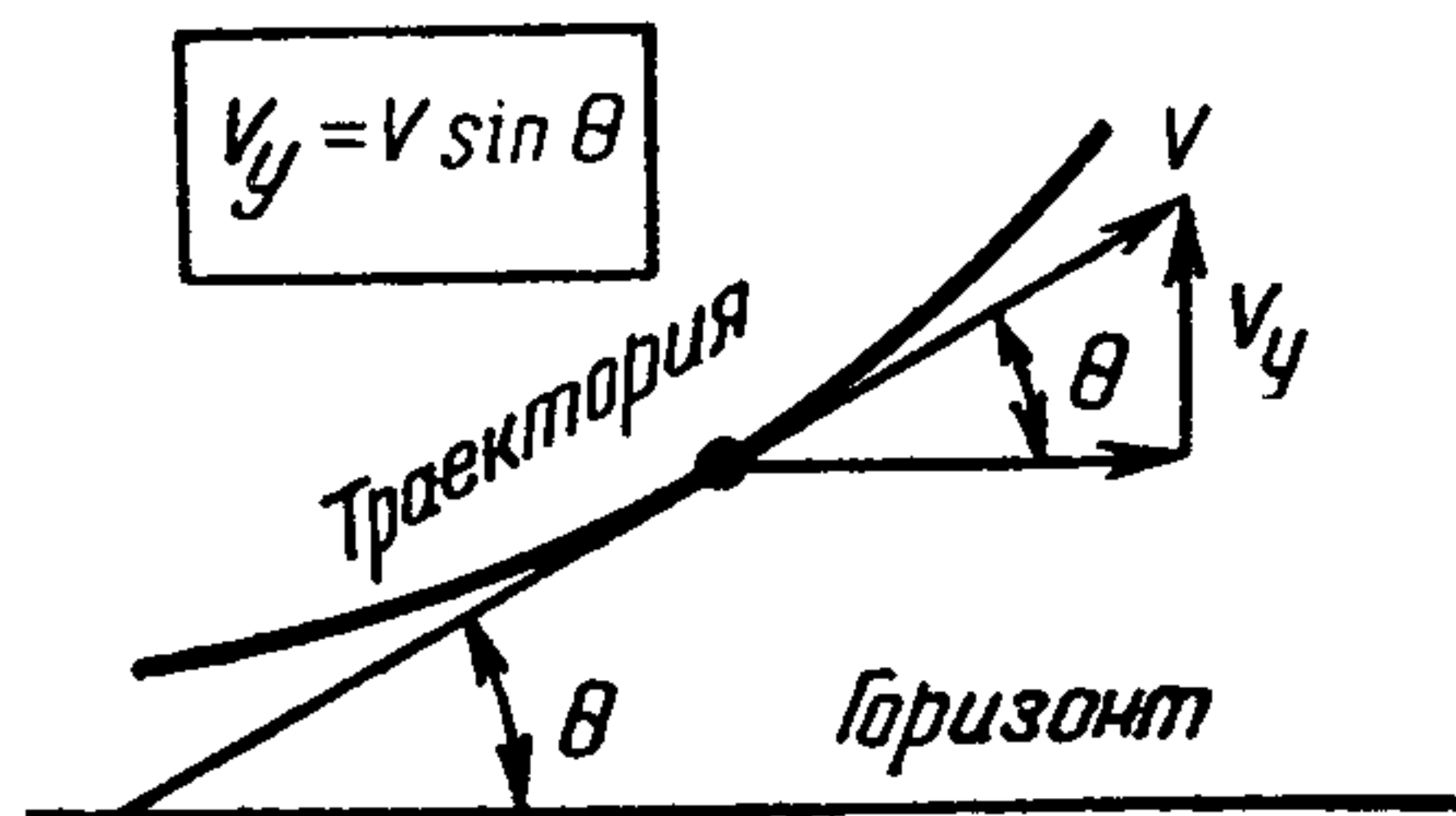


Рис. 62. Определение скорости модели при наборе высоты

При установившемся движении в вертикальной плоскости скорость и угловое положение модели с течением



ВЫСОТЫ

Уравнения внешних сил, действующих на модель, можно записать в виде:

$$\begin{aligned} P \cos (\alpha + \varphi) &= Q + G \sin \Theta \\ Y + P \sin (\alpha + \varphi) &= G \cos \Theta. \end{aligned}$$

Вследствие того что угол φ мал (обычно $\alpha + \varphi = 5^\circ$), можно считать, что $\cos (\alpha + \varphi) = 1$, а $\sin (\alpha + \varphi) = 0$. В этом случае уравнения примут вид:

$$\begin{aligned} P &= Q + G \sin \theta, \\ Y &= G \cos \theta. \end{aligned}$$

Из второго уравнения видно, что подъемная сила должна быть меньше веса модели. При $\Theta=90^\circ$, т. е. при вертикальном подъеме, подъемная сила обращается в нуль.

Потребная мощность двигателя при установившемся подъеме будет равна:

$$N = \frac{P \cdot V}{75} \cdot \frac{100}{\eta} = \frac{100}{\eta} \cdot \frac{Q \cdot V + GV \sin \Theta}{75},$$

где η — коэффициент полезного действия винта в %.

Если принять полное сопротивление модели Q равным 0,2 кг, скорость полета модели по траектории $V=10$ м/сек, к.п.д. винта 60% и задаться углом набора $\Theta=70^\circ$, то при подсчете потребной мощности для осуществления движения модели с этими параметрами выяснится, что для моделей, выполненных по нормам 1958 года, $N \simeq 0,20$ л. с. Вычисления сделаны для модели с двигателем, рабочий объем которого равен 2,5 см³.

Введение новых повышенных требований к таймерным моделям заставляет нас быть более требовательными к литровой мощности авиамоделейных двигателей, т. е. к той мощности, которую развивает двигатель на единицу рабочего объема цилиндра.

Другим основным фактором, определяющим скороподъемность модели, является ее устойчивость в моторном полете. Если модель летит с кабрированием или сваливается в вираж малого радиуса и переходит в пикирование, увеличение мощности может привести к поломке модели.

Движение модели будет устойчивым, если сумма моментов относительно центра тяжести равна нулю, а при воздействии внешних возмущений возникают моменты, которые направлены на возвращение модели к первоначальному режиму полета. Сложность регулировки таймерной модели заключается именно в том, что незначительное изменение балансировки резко нарушает соотношение действующих моментов, что сказывается на характере полета модели в моторном полете.

Схематически траекторию моторного полета таймерной модели можно разбить на три характерных участка: разгон модели; установившееся движение; остановка двигателя и переход на планирование (рис. 64).

На участке разгона скорость модели все время увеличивается, пока тормозящие силы лобового сопротивления и составляющая веса не станут равны силе тяги, а модель не выйдет на балансировочные углы α . Движение модели будет установившимся только через

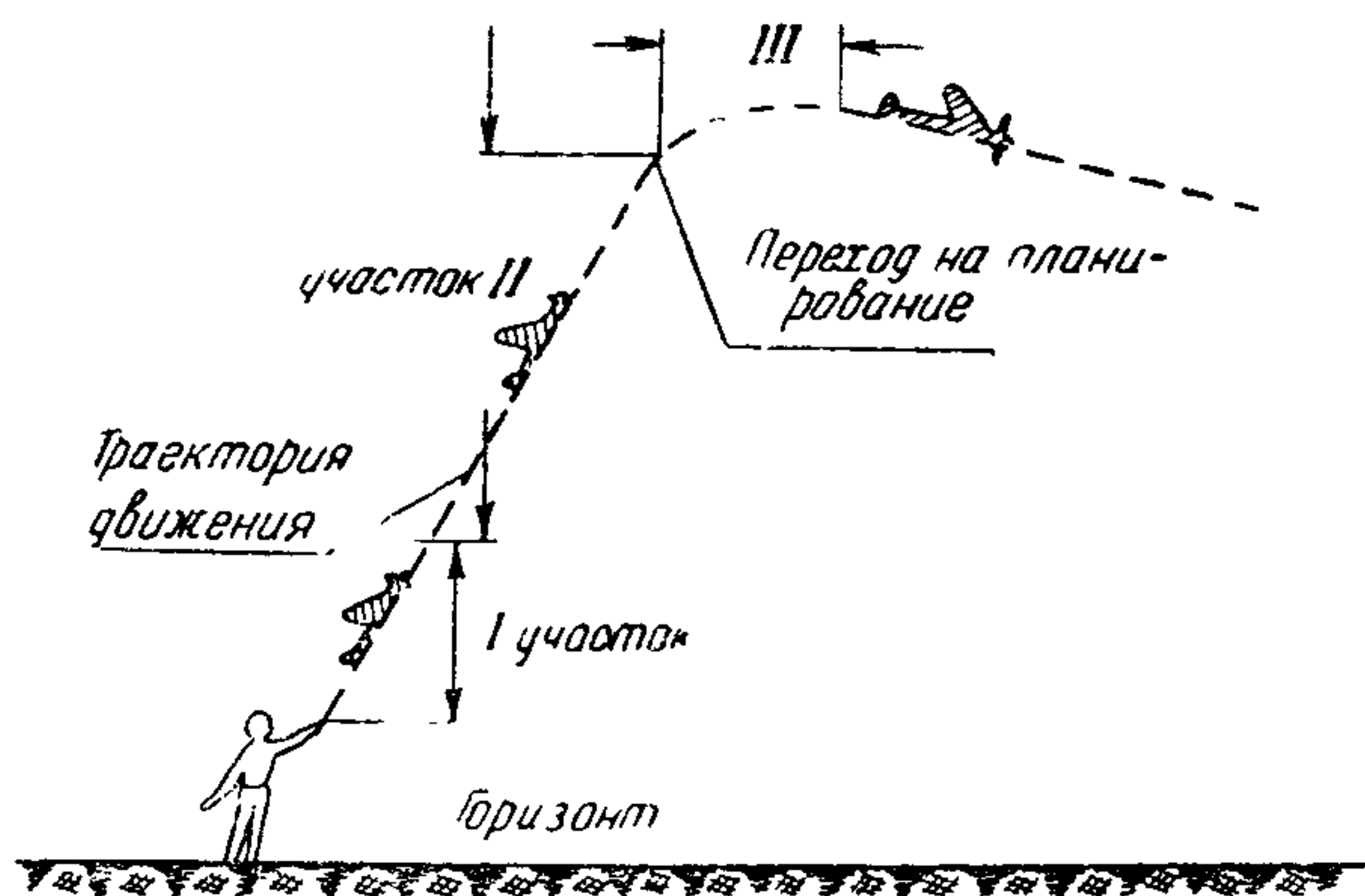


Рис. 64. Траектория моторного полета таймерной модели

2—3 сек. полета с момента запуска. Вход модели в установившийся режим можно ускорить, если выпускать модель с толчком, обеспечивающим обычную скорость полета по траектории. Угол модели с горизонтом должен соответствовать полетному углу Θ .

Сразу получить устойчивый полет таймерной модели при использовании полной мощности двигателя сложно, поэтому регулировку надо начинать с малых оборотов, постепенно их увеличивая и постепенно добиваясь желаемого режима полета.

Таймерная модель обычно летит по восходящей спирали. При этом модель имеет некоторую угловую скорость ω_y относительно вертикальной оси y . Сбалансированные при установившемся движении силы и моменты могут быть нарушены в результате воздействия потока. Обычно изменение угловой скорости модели приводит к неожиданному резкому отклонению ее от прежней траектории (сказывается гироскопический эффект от вращающихся частей двигателя и воздушного винта).

Подобное нарушение полета следует рассматривать особенно внимательно не только в процессе регулировки, но и при зачетных запусках моделей на соревнованиях, так как большинство аварийных поломок происходит от недооценки гироскопического эффекта.

ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ ВИНТА

На участке разгона модели изменяется положение оси винта в пространстве, так как модель движется по траектории, меняя угол Θ . Это приводит к возникновению так называемого гироскопического момента M_r , заметно влияющего на устойчивость модели. Гироскопический момент может быть вызван резким отклонением модели от курса и на участке установившегося набора высоты вследствие неожиданных порывов воздуха. Для обеспечения правильной регулировки модели авиамоделист должен знать, в каком направлении действует гироскопический момент при данном направлении вращения винта и различных угловых отклонениях модели от прямолинейной траектории.

Воздушный винт с носовым обтекателем (коком) представляет собой ротор гироскопа. Если попытаться изменить положение его оси, то ротор окажет противодействие и его ось приобретет движение в направлении, перпендикулярном направлению первоначального перемещения (рис. 65). В случае вращения ротора гироскопа в другую сторону направление движения оси изменится на обратное. Возникновение гироскопического момента M_r обусловлено силами инерции вращающегося тела. Этот момент может быть представлен в виде пары сил. Направление действия

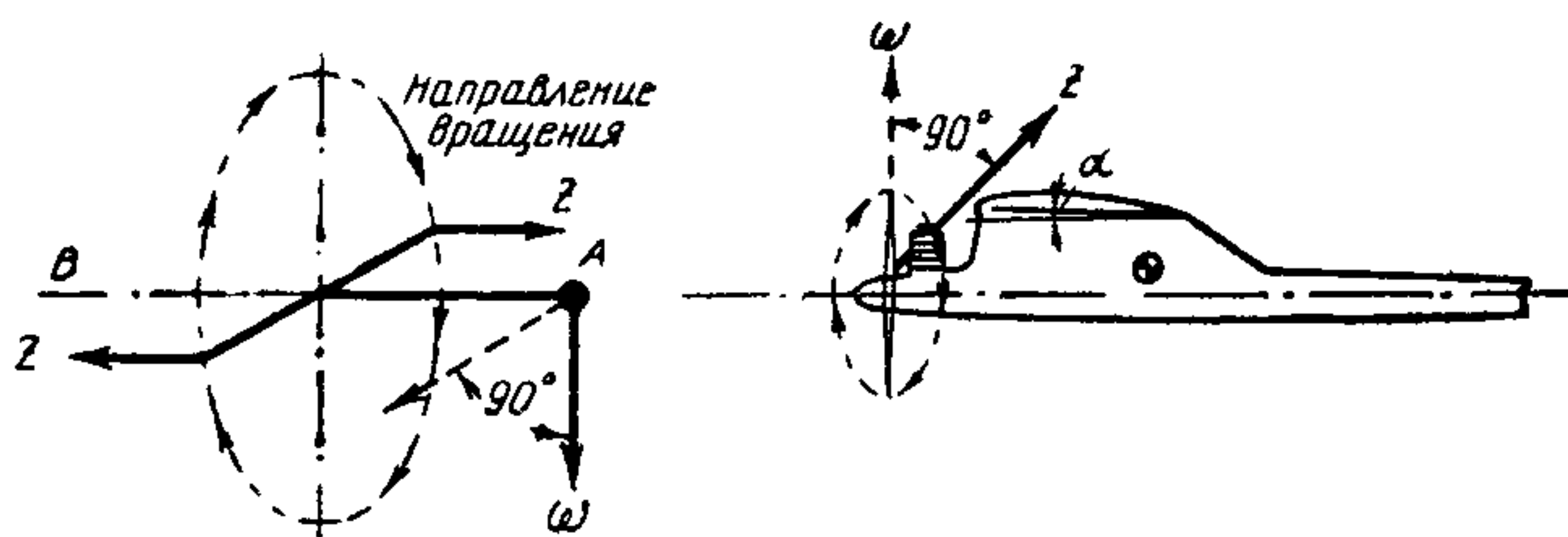


Рис. 65. Направление движения оси гироскопа при действии возмущения

пары сил зависит от направления вращения и направления возмущающей скорости. Направление перемещения точки A оси ротора, к которой приложена окружная скорость ω , найдем, если повернем направление скорости возмущения на 90° вокруг оси ротора в сторону его вращения.

На рис. 66 приведено направление действия гироскопического момента для винтов правого и левого вращения. На моделях обычно используются двигатели с вращением вала по часовой стрелке, если смотреть со стороны двигателя (т. е. правого вращения). При таком вращении воздушный винт будет создавать гироскопический момент, направленный вверх, если модель летит с левой спиралью, т. е. по реакции. Резкое сваливание модели в нисходящую левую спираль при больших углах Θ невозможно, так как при этом возникнут моменты, вызывающие кабрирование.

Величина гироскопического момента зависит от кинематического момента, вращающихся частей двигателя H , угловой скорости ω_e и угла поворота φ , полученного в момент отклонения модели

$$M_r = H\omega_e \sin\varphi,$$

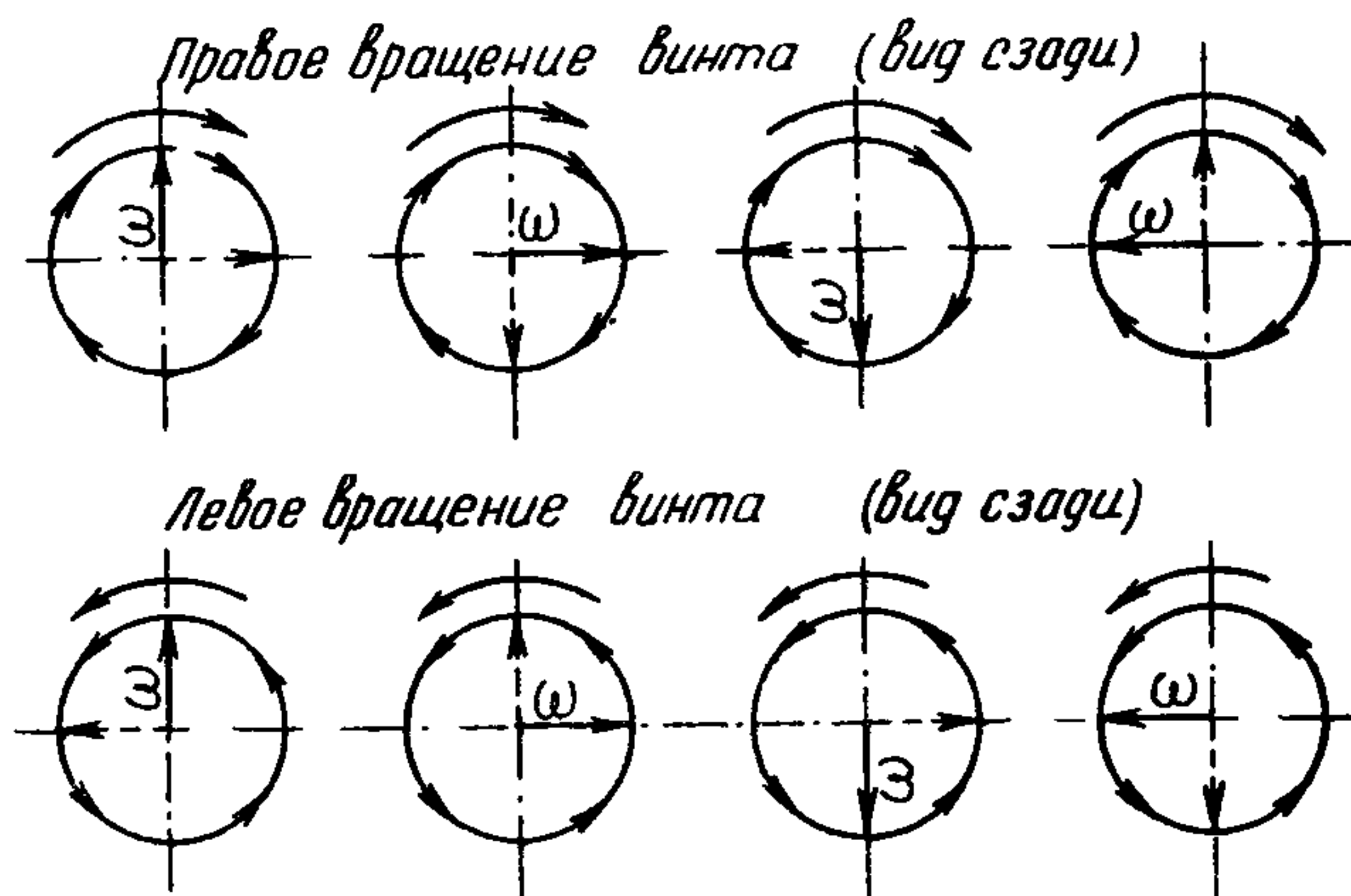


Рис. 66. Направление действия гироскопического момента при получении возмущения (стрелка ω показывает направление движения носовой части модели, пунктирная линия относится к гироскопическому моменту)

где $H = I_{\text{в}} \Omega$ — кинематический момент вращающихся частей двигателя ($\Omega = \frac{\pi n}{30}$);

n — число оборотов двигателя;

ω_e — угловая скорость модели;

φ — угол поворота оси двигателя.

На моделях с высокооборотными двигателями нельзя устанавливать тяжелые винты и коки — это приводит к большим гироскопическим моментам. Некоторые авиамоделисты считают, что влияние гироскопического момента сказывается сильнее, если длина носовой части модели значительна. Такое мнение ошибочно, так как на основании правил теоретической механики момент пары сил можно перенести в любое положение в плоскости его действия, не нарушая равновесия системы сил. Значит гироскопический момент можно перенести в центр тяжести модели, и величина момента от этого не изменится.

Неустойчивое поведение модели с длинной носовой частью при регулировке объясняется большим изменением момента от тяги относительно центра тяжести при

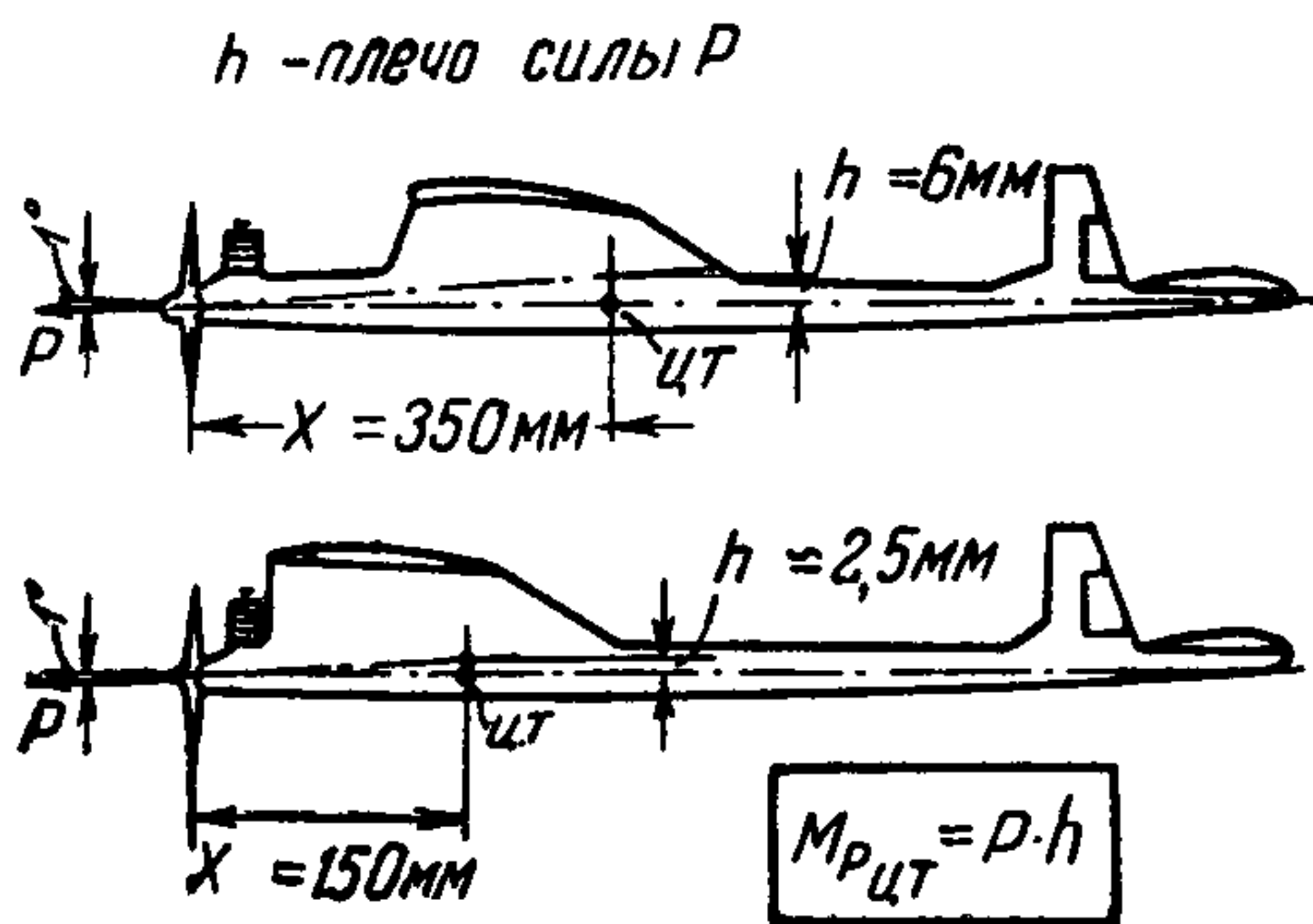


Рис. 67. Моменты от тяги винта для моделей с различной длиной носовой части

незначительном изменении углов заклинения вала винта и изменении режима работы двигателя (рис. 67). Модели с короткой носовой частью менее чувствительны к изменениям установочных углов двигателя и развиваемой тяги, но требуют, чтобы вал винта был больше наклонен вниз.

РЕАКТИВНЫЙ МОМЕНТ И ВЛИЯНИЕ ВОЗДУШНОЙ СТРУИ ОТ ВИНТА

Для вращения воздушного винта используется крутящий момент, развиваемый двигателем. Величина этого момента может быть определена по формуле:

$$M_{кр} = 71\,620 \frac{N}{n} \text{ (кгсм)},$$

где N — мощность двигателя, л. с.;

n — число оборотов винта в минуту.

При этом на модель действует реактивный момент, равный крутящему, но направленный обратно. Под действием реактивного момента модель наклоняется в сторону, обратную вращению винта. Чем больше диаметр винта при постоянно развиваемой мощности, тем меньше обороты двигателя, тем значительнее крутящий момент и сильнее должна наклониться модель.

Крутящий момент двигателей может быть полностью уравновешен при специальной регулировке. Сущность ее заключается в том, чтобы получить силы, поддерживающие скольжение модели в сторону опускающегося крыла. Для этого вал двигателя смещают в сторону, противоположную развороту от реакции винта на угол $1,5\text{—}3^\circ$. Тяга винта развивает заворачивающий момент, идущий на преодоление разворота от реактивного момента. Момент от винта пропорционален силе тяги. При остановке двигателя тяга и момент пропадают. Это дает возможность подобрать угол смещения так, чтобы тяга компенсировала влияние реактивного момента. Подобная регулировка удобна тем, что нарушение режима работы двигателя мало влияет на балансировку модели в моторном полете.

Действие, обратное действию реактивного момента, вызывается закруткой воздушной струи за винтом модели, что особенно сказывается на моделях с винтами большого диаметра. При работе винта воздух закручивается лопастями в сторону вращения лопастей. Это приводит к тому, что поток за винтом распространяется по спирали (рис. 68). Крыло, расположенное в закрученной струе, будет обтекаться несимметрично. При вращении винта против часовой стрелки, если смотреть на винт спереди, воздушный поток несколько отклоняется и набегает на правое крыло модели спереди и

сверху. Это приводит к уменьшению углов атаки α , а следовательно, подъемная сила, развиваемая правым крылом, падает. На левом крыле подъемная сила увеличивается. Разница в подъемной силе левого и правого крыльев, возникающая от закрученной струи, стремится наклонить модель в сторону вращения вин-

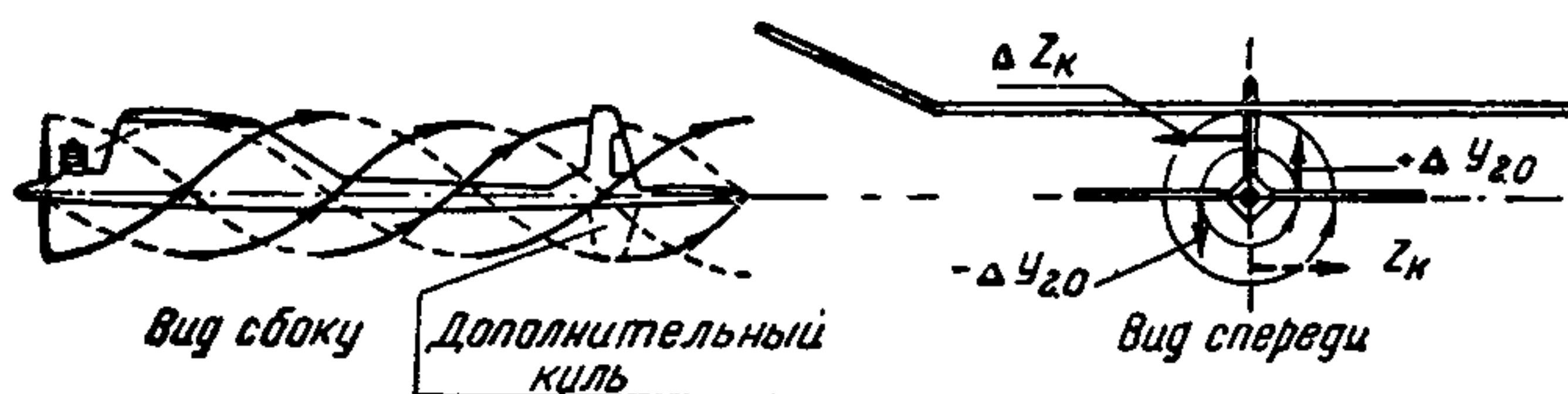


Рис. 68. Действие воздушного потока за вращающимся винтом

та, тем самым создавая противодействие моменту реакции винтомоторной группы. Вертикальное и горизонтальное оперения также обтекаются закрученным потоком и создают свои поперечные силы и моменты, влияющие на устойчивый полет модели.

Если вся площадь вертикального оперения расположена над фюзеляжем, то оно обдувается только верхней частью закрученной струи. При этом могут возникнуть боковые силы, стремящиеся повернуть модель в сторону, противоположную вращению винта. Для устранения этого явления площадь киля модели лучше разместить симметрично относительно горизонтальной оси фюзеляжа. Большой пилон уменьшает закручивание воздушной струи за винтом. На таких моделях вертикальное оперение можно размещать над фюзеляжем.

РЕГУЛИРОВКА МОТОРНОГО ПОЛЕТА ТАЙМЕРНОЙ МОДЕЛИ

Закончив регулировать таймерную модель на планирование с рук и проверив ее полет с леера (это лучше делать со снятым воздушным винтом), следует испытать ее в моторном полете. Первые запуски при работающем двигателе совершаются при малых оборотах (в два-три раза меньше максимально возможных). Двигатель на модели должен быть закреплен так, чтобы положение вала воздушного винта можно было менять на $2-3^\circ$ в любую сторону и вниз — на $2-5^\circ$ отно-

сительно строительной горизонтали. Если на таймерной модели установлен низкооборотный двигатель, то сначала вал должен быть смещен в сторону, противоположную реакции винта на $1,5—2,5^\circ$, и вниз на $1,5—1^\circ$. Для моделей с высокооборотными двигателями вал смещают в сторону на полградуса.

Двигатель при первых регулировочных полетах должен работать не более 6—8 сек. Меньшая длительность работы двигателя нежелательна, так как после его остановки модель может не успеть выровниться и полет окончится поломкой. Взлет осуществляется по прямой, наклон которой составляет с горизонтом угол $10—15^\circ$. Если полет модели происходит с кабрированием или с крутым разворотом, следует изменить направление тяги, сместив двигатель. Вал двигателя по вертикали смещается за счет установки прокладок под лапки крепления. Для бокового смещения места крепежных болтов на двигателе распиливаются по эллипсу.

В том случае, когда кабрирование совершается с правой спиралью радиусом более 7—10 м, следует увеличить смещение вала вправо. Если же радиус спирали не превышает этой величины и модель кабрирует, то вал надо немного опустить.

Полет с крутым виражом без набора высоты обычно вызывается чрезмерным смещением вала в сторону. Угол смещения вала следует уменьшить. Кратковременная работа двигателя не позволяет составить полного представления о моторном полете модели. Поэтому следует совершать два-три полета при завышенной продолжительности работы двигателя (20—30 сек.) и при этом обязательно включать механизм принудительной посадки.

Окончательно проверив полет модели при работе двигателя в течение 14—15 сек., можно увеличить скорость вращения винта на 1000—2000 оборотов. Модель должна войти в правую спираль и совершать полет с опущенным внутрь спирали крылом. В момент остановки двигателя модель должна развернуться в сторону спирали моторного полета. Этот разворот можно обеспечить, если установить триммер на крыле (рис. 69). При совершении полета по крутой траектории на триммер действуют сила веса и аэродинамическая сила, ко-

которые устанавливают его по потоку. Достаточно модели перейти на меньшие полетные углы Θ , как триммер под действием силы тяжести отклонится вниз и начнет создавать дополнительное лобовое сопротивление. За счет несимметричности аэродинамических сил модель получит разворот в сторону крыла с триммером.

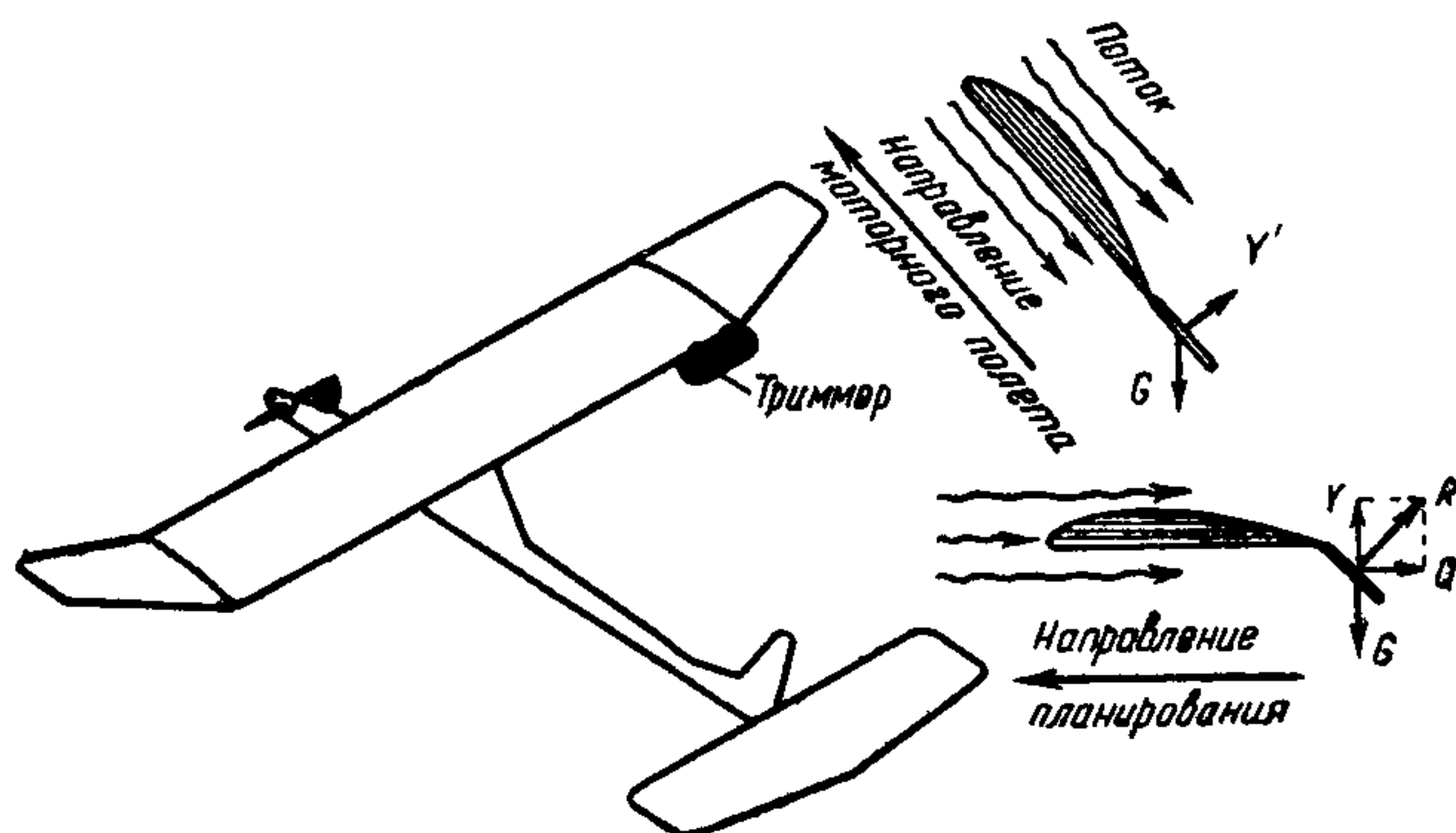


Рис. 69. Установка триммера на крыле таймерной модели

Значительно лучшие результаты при переходе модели на режим планирования можно получить, если применить автомат отклонения руля поворота. В момент остановки двигателя автомат должен отклонить руль поворота в сторону спирали. Тогда модель, вместо того чтобы двигаться по касательной к прежней траектории, начнет быстро разворачиваться, усугубляя имеющийся у нее разворот. Угол наклона модели к горизонту будет уменьшаться и модель плавно перейдет на режим планирования. Иногда команда на срабатывание руля направления подается заблаговременно, за 0,3—0,5 сек. до остановки двигателя. Выход модели получается более стремительным. Модели, не снабженные приспособлениями для осуществления плавного перехода с моторного полета на режим планирования, часто теряют большую высоту (30—60 м) из-за резкой потери скорости при остановке двигателя.

Плавный разворот можно получить, применив киль с асимметричным профилем, за счет перекоса горизонтального оперения или сместив крыло относительно плоскости симметрии модели (рис. 70). На полных

оборотах модель должна устойчиво двигаться по траектории, не снижая скорость. Углы набора более $75\text{--}80^\circ$ использовать не следует, так как модель в таком режиме может легко опрокинуться и перейти на

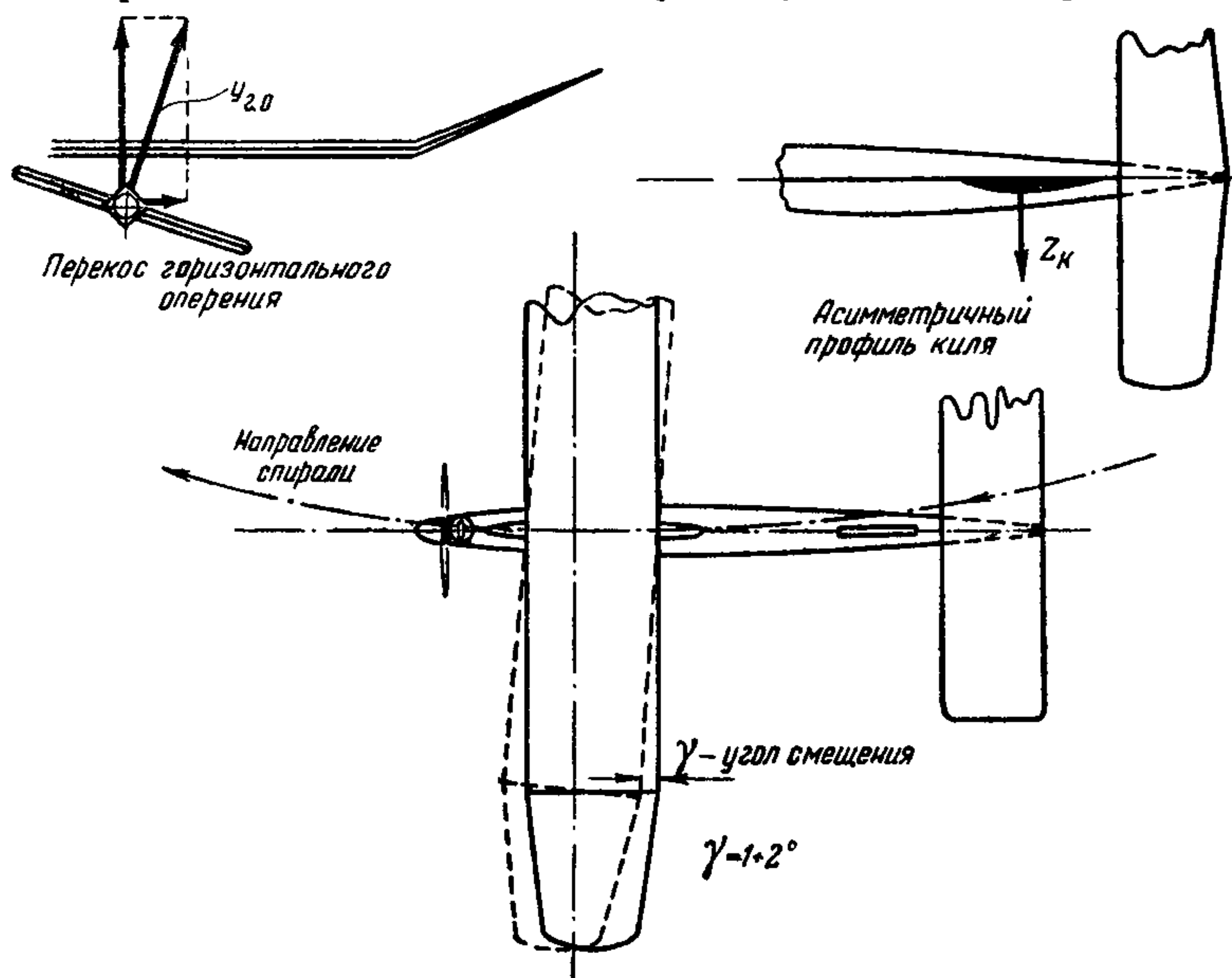


Рис. 70. Различные способы регулировки таймерной модели для полета с виражом

петлю. Петлю устраняют, отклонив вниз ось вала двигателя. Отклонять вал надо постепенно на $0,2\text{--}0,5^\circ$, но не следует одновременно смещать его в сторону, противоположную реакции винта. Дополнительно можно несколько увеличить положительный угол установки горизонтального оперения. Излишне большое смещение направления тяги, как и отклонение руля направления, может привести к сваливанию модели в глубокую нисходящую спираль.

При малой величине угла деградации крыла и горизонтального оперения модель может после остановки двигателя перейти в крутое пикирование. В этом случае надо проверить центровку и установить нормальную деградацию ($2\text{--}3^\circ$). Если меняются параметры винта, то вся регулировка производится заново. Вно-

сить одновременно несколько изменений в регулировку модели не рекомендуется. Готовя таймерную модель к регулировочному запуску с работающим двигателем, нужно не забывать включать механизм, останавливающий двигатель, и механизм принудительной посадки модели.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПУТИ РЕГУЛИРОВКИ ТАЙМЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ

Новые повышенные технические требования усложняют условия полета, так как модель должна иметь больший вес на единицу кубатуры двигателя и большую нагрузку на несущую площадь. Для успешного выступления на соревнованиях приходится так регулировать модель, чтобы в моторном полете она летела с большим углом набора высоты и большой скоростью, что возможно при мощных двигателях и малом лобовом сопротивлении модели. Тогда вертикальная скорость V_y ее будет наибольшей. Достигнуть этого, применяя обычные способы балансировки, трудно, поэтому каждую модель нужно специально регулировать.

Автомат, изображенный на рис. 71, позволяет производить перебалансировку модели. В моторном полете деградация углов мала, соответственно мало и лобовое сопротивление. При переходе на режим планирования задняя корма стабилизатора поднимается и модель балансируется на углах, обеспечивающих мини-

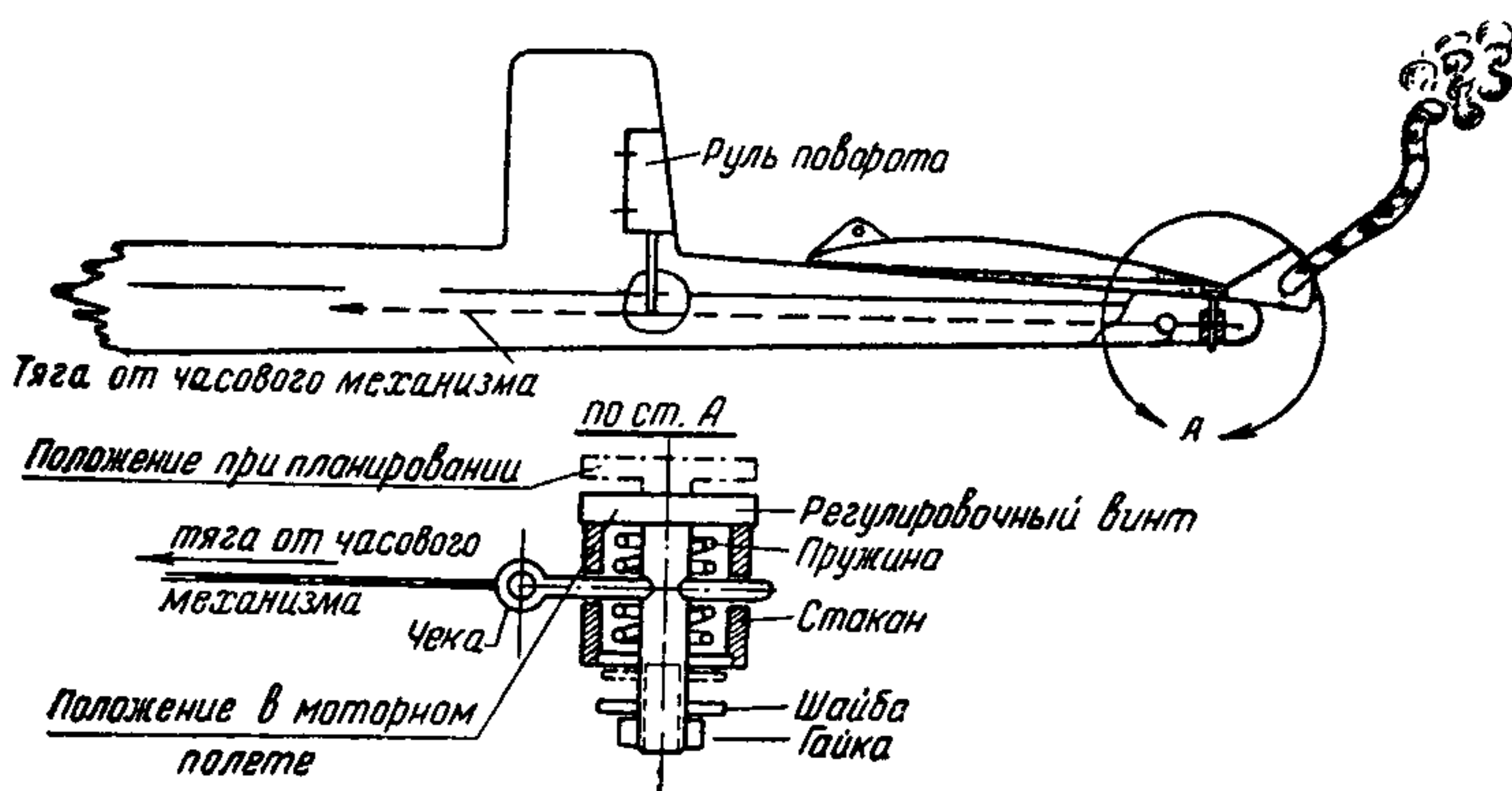


Рис. 71. Автомат перебалансировки таймерной модели

мальную скорость снижения. Часовой механизм останавливает двигатель и поворачивает руль направления одновременно с подъемом задней кромки стабилизатора. Таким образом, можно совершенно разделить регулировку моторного и планирующего полетов, добиваясь максимального использования мощности двигателя и не теряя планирующих свойств модели.

Другим путем получения наибольшей продолжительности полета, т. е. высоты моторного полета, является использование

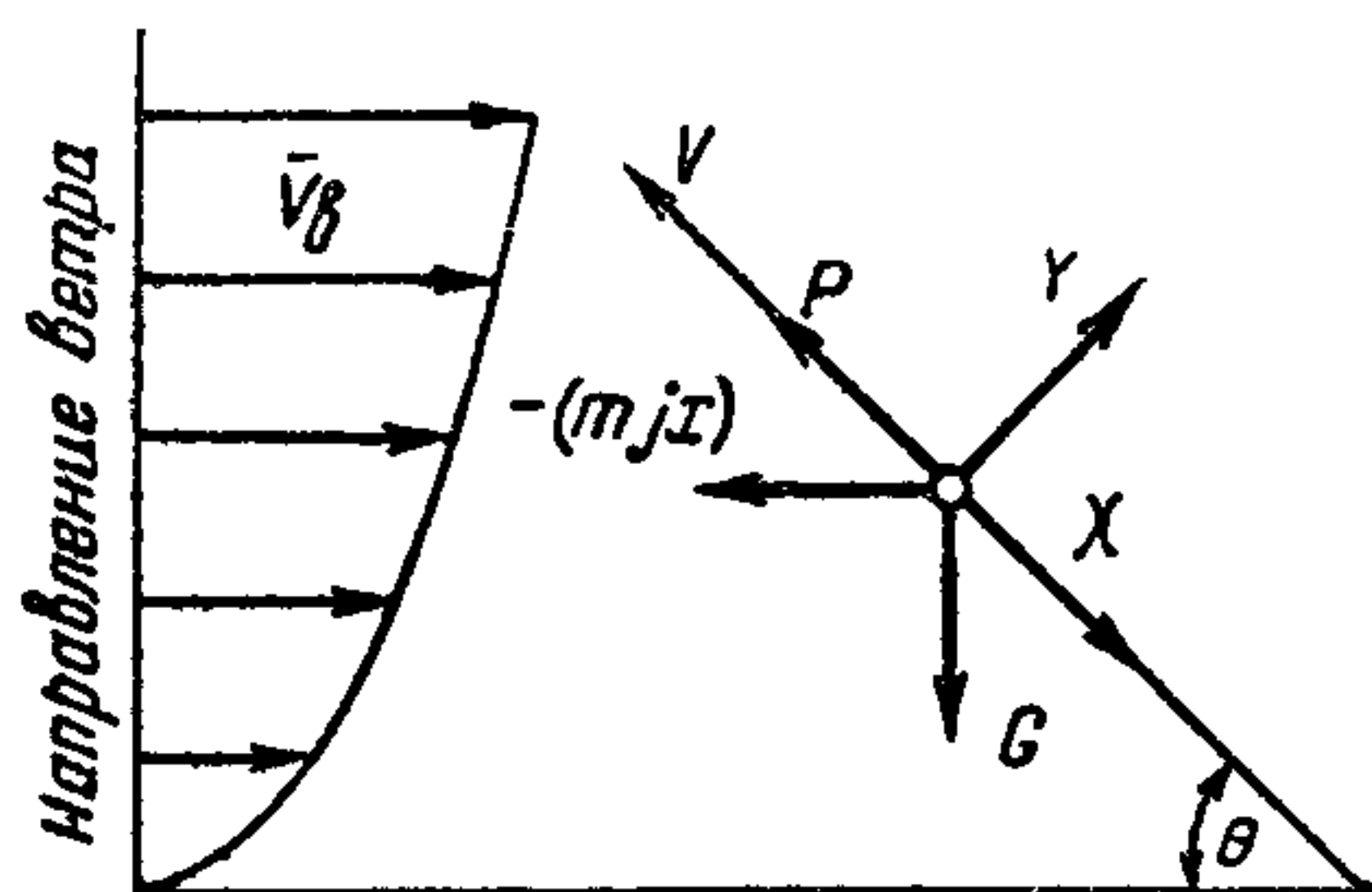


Рис. 72. Схема сил, действующих на модель при установившемся подъеме при наличии градиента скорости ветра

градиента горизонтальной скорости ветра по высоте. Моторный полет модели происходит в слоях воздуха, горизонтальная скорость которых с высотой обычно увеличивается. Так как модели, выполненные по нормам 1958 года, имеют значительный вес и полетный угол Θ у них уменьшается,

то, учитывая силу инерции модели, становится целесообразным совершать полет строго против ветра (рис. 72). Уменьшая вредное сопротивление модели при использовании автомата перебалансировки и используя силы инерции mI_x , можно получить дополнительный набор высоты на 25—35 м, т. е. 30—60 сек. полета.

РЕГУЛИРОВКА И ЗАПУСК МОДЕЛЕЙ С РЕЗИНОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА МОДЕЛЕЙ С РЕЗИНОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Основным показателем, характеризующим летные качества моделей с резиновыми двигателями, как и всех других моделей чемпионатного класса, является продолжительность полета. Время полета модели с резиновым двигателем состоит из времени моторного по-

лета t_m и времени планирования $t_{пл}$. Большая часть полета современных моделей происходит в режиме планирования. Длительность моторного полета обычно равна 20—40 сек. и незначительно сказывается на общем результате. Время планирования зависит от скорости снижения $V_{упл}$ и высоты H , с которой модель начинает планировать.

Скорость снижения $V_{упл}$ будет наименьшей, когда величина $\frac{\sqrt{C_y^3}}{C_x}$ максимальна; обычно $V_{упл} = 0,4—0,5$ м/сек. Чтобы увеличить продолжительность полета моделей с резиновым двигателем, нужно увеличить высоту моторного полета.

В моторном полете воздушный винт развивает тягу, идущую на преодоление лобового сопротивления X и составляющей проекции веса модели на направление полета (рис. 73). Следовательно, тяга, потребная для

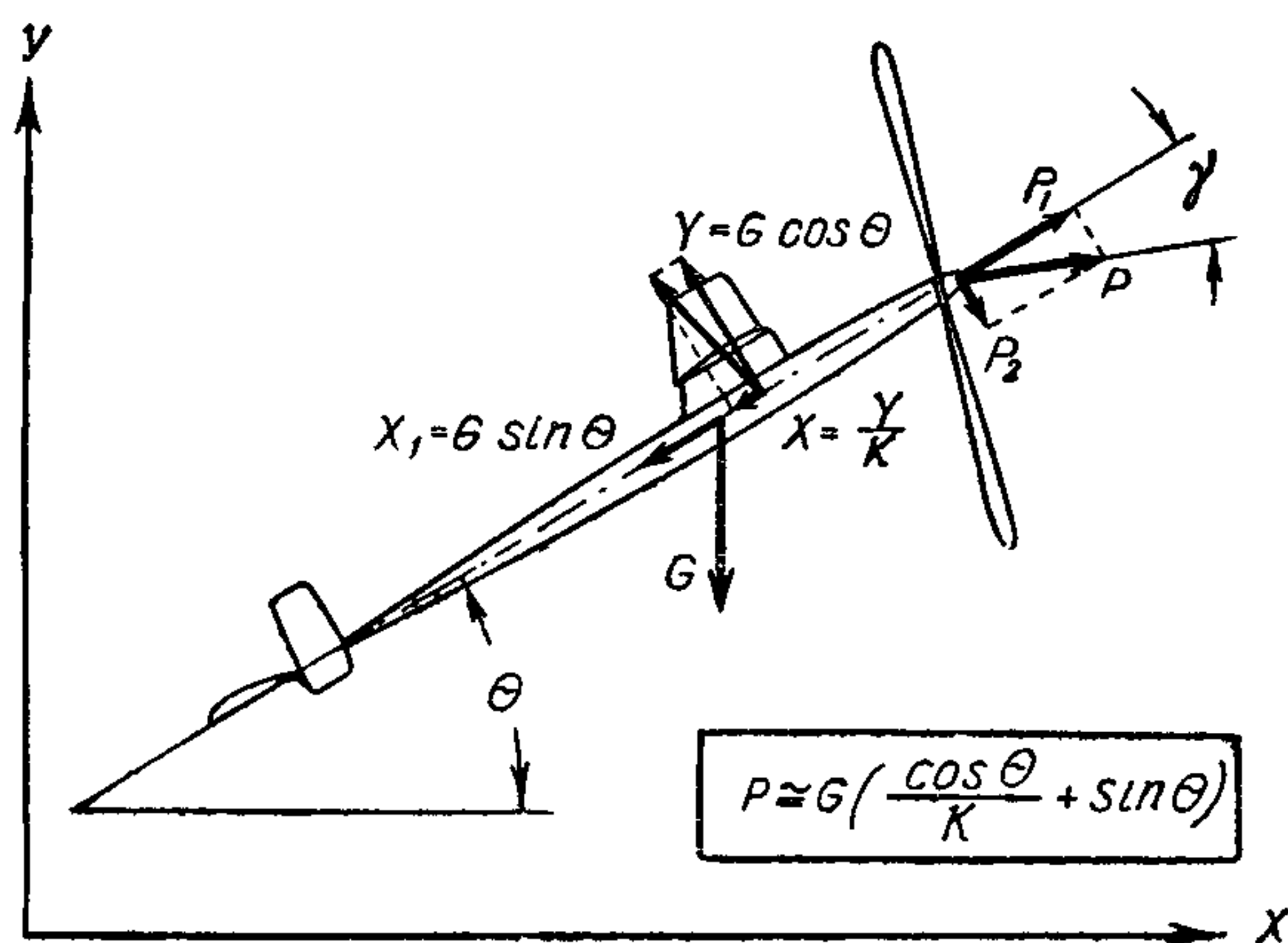


Рис. 73. Равновесие сил при подъеме

полета по траектории под углом θ , будет равна:

$$P = \frac{Y}{K} + G \sin \theta,$$

где K — качество модели ($K = \frac{Y}{X}$).

Так как моторный полет современных моделей происходит под углами θ порядка 20—30°, то следует учитывать угол θ при определении подъемной силы $Y = G \cos \theta$.

Тогда формула для тяги будет иметь вид:

$$P = G \left(\frac{\cos \Theta}{K} + \sin \Theta \right).$$

Работа, совершаемая резиновым двигателем, равна пути, пройденному моделью, умноженному на тягу (рис. 74):

$$A_H = Z_M \cdot P$$

или

$$A_H = Z_M G \left(\frac{\cos \Theta}{K} + \sin \Theta \right).$$

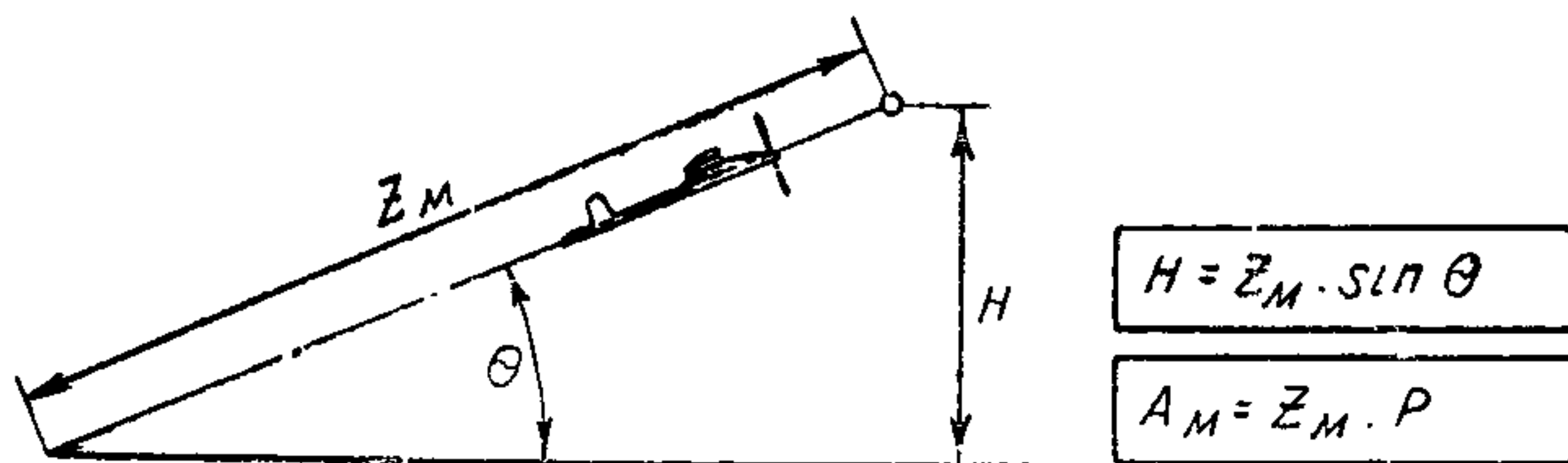


Рис. 74. Расчет максимальной высоты полета модели

Высота, набранная в моторном полете, равна:

$$H = Z_M \sin \Theta.$$

При наборе ее затрачена энергия резинового двигателя, равная произведению $q\varepsilon\eta$.

Приравняв работу, затраченную на полет, к располагаемой энергии резины, получим:

$$\frac{H}{\sin \Theta} \cdot G \left(\frac{\cos \Theta}{K} + \sin \Theta \right) = q\varepsilon\eta,$$

откуда

$$H = \delta\varepsilon\eta \frac{\sin \Theta}{\frac{\cos \Theta}{K} + \sin \Theta},$$

где Θ — средний угол набора высоты;

δ — относительный вес резинового двигателя ($\delta = \frac{q \text{ резины}}{G \text{ модели}}$);

ε — удельная энергия резины (для лучших сортов резины $\varepsilon = 650—700 \text{ кгм/кг}$);

K — качество модели ($K = \frac{Y}{X}$, обычно для моделей с резиновыми двигателями $K=8-11$);

η — коэффициент полезного действия винта (к.п.д.).

Разберем влияние каждого из входящих членов на величину H . Коэффициенты δ и ε определяют запас энергии резинового двигателя, т. е. ту потенциальную

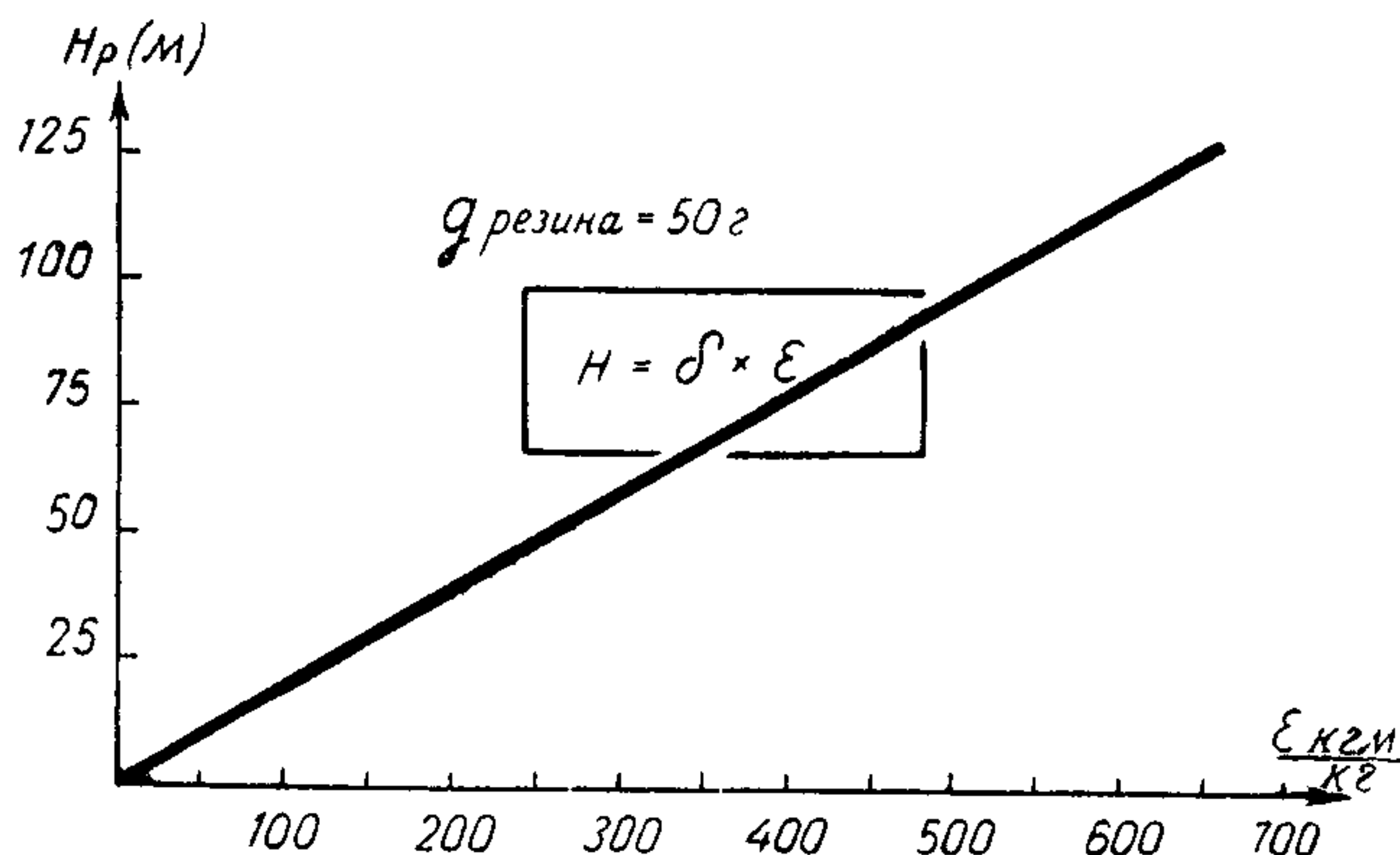


Рис. 75. Высота, которую может набрать модель без учета потерь энергии

высоту H , на которую он может поднять модель, если считать к.п.д. равным 100% и сопротивление модели равным нулю (рис. 75). Для моделей, вес резинового двигателя которых 50 г, а $\varepsilon=650-700$ кгм/кг, потенциальная высота моторного полета равна 140 м.

Естественно, что практически такая высота без использования восходящих потоков воздуха недостижима. Однако, соблюдая определенные требования, можно добиться высоты моторного полета порядка 100—110 м. Чтобы величина δ была наибольшей, модель должна быть выполнена в строгом соответствии с техническими требованиями: вес конструкции 180 г + (1—1,5 г), а вес смазанного резинового двигателя 50 г — (0,5—1 г).

Выражение $\frac{\sin \theta}{\frac{\cos \theta}{K} + \sin \theta} = K_n$ характеризует влия-

ние угла набора высоты θ и качества K на общую высоту моторного полета модели. Для наглядно-

сти это выражение можно представить в виде графика (рис. 76). На графике нанесены три различные кривые $K_H = f(\Theta)$ для наиболее распространенных значений качества ($K=8; 9; 10$). Как видно, увеличение качества не дает существенного прироста коэффициента K_H , следовательно, и высоты моторного полета. За-

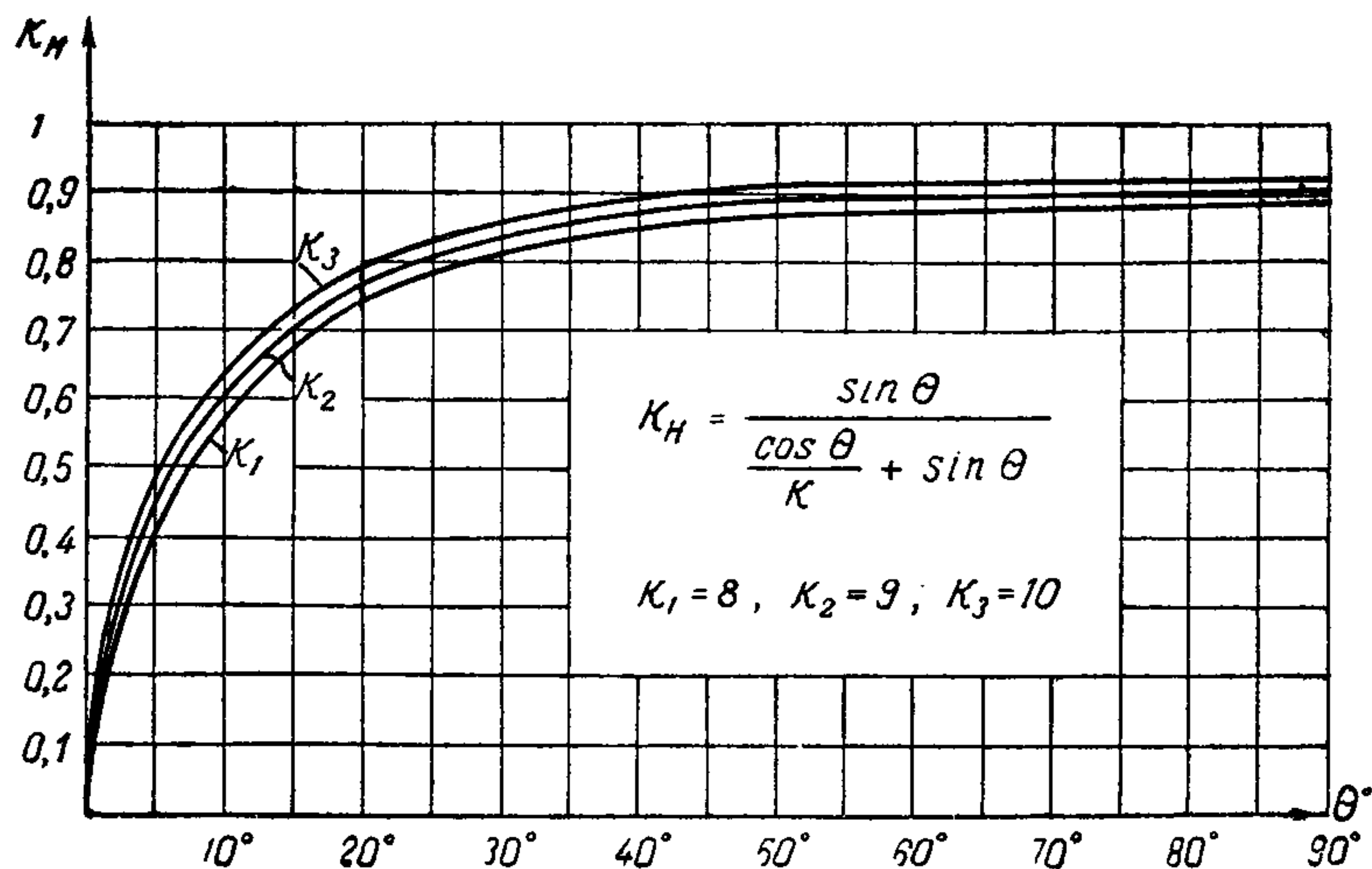


Рис. 76. Влияние угла набора высоты Θ и качества модели K на коэффициент K_H

нижать качество небрежным исполнением моделей не следует, так как от него в значительной мере зависит скорость снижения при планировании. Величина K_H зависит также от значения $\sin \Theta$, причем, как видно из графиков рис. 76, при увеличении угла Θ более 30° прирост коэффициента K_H незначителен.

Для того чтобы выбрать оптимальный средний угол набора высоты моделью Θ , рассмотрим соотношение действующих сил на модель при подъеме (рис. 77). Тяга, потребная для осуществления набора высоты под углом Θ , выразится формулой $P = Q + G \sin \Theta$, откуда $\Theta = \arcsin \frac{P - Q}{G}$. На рис. 78 дана зависимость угла набора Θ от тяги P при $K=8$. Сопоставив графики, приведенные на рис. 76 и 78, и учитывая неравномерность крутящего момента резинового двигателя (рис. 79), мож-

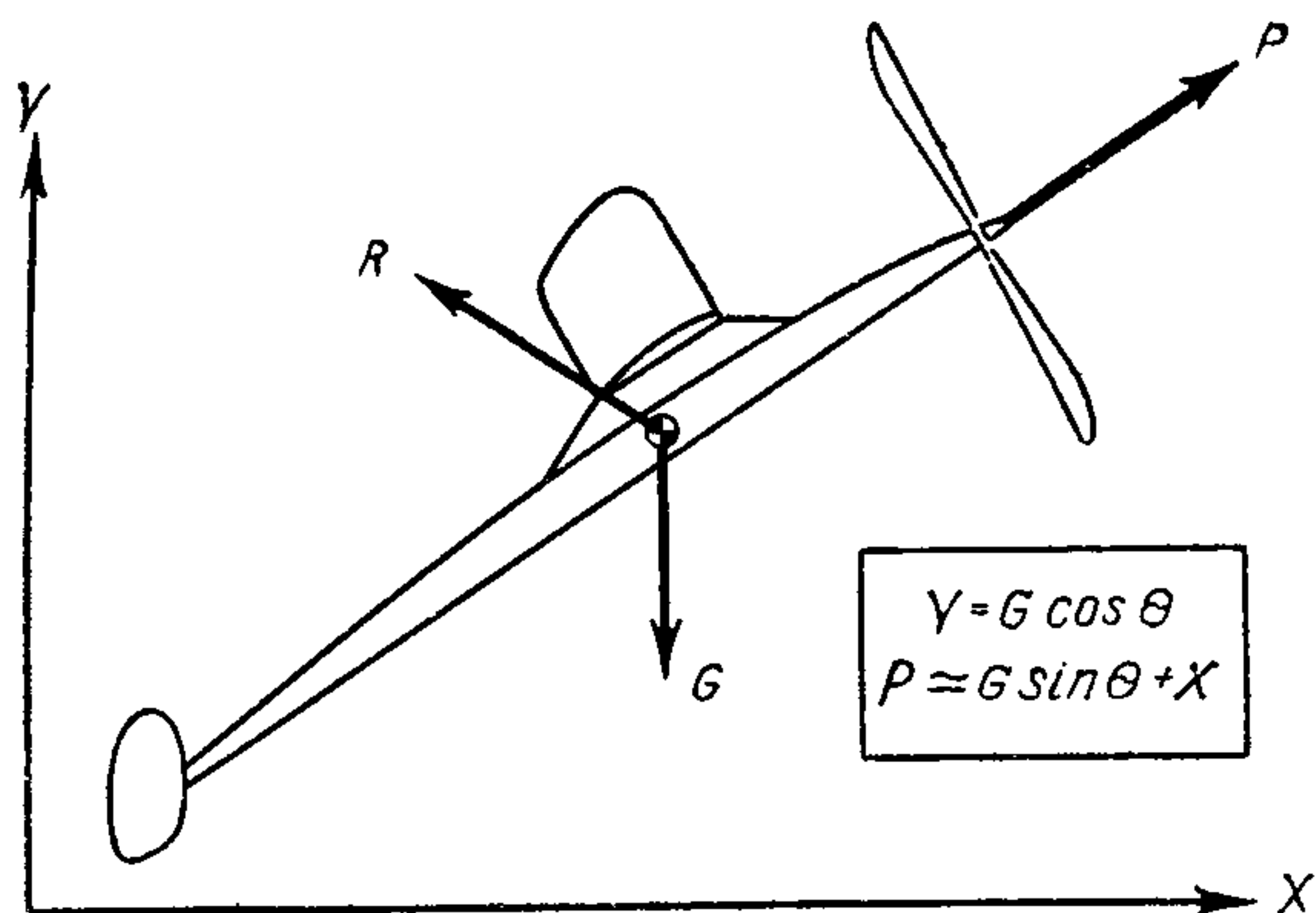


Рис. 77. Силы, действующие на модель с резиновым двигателем в моторном полете

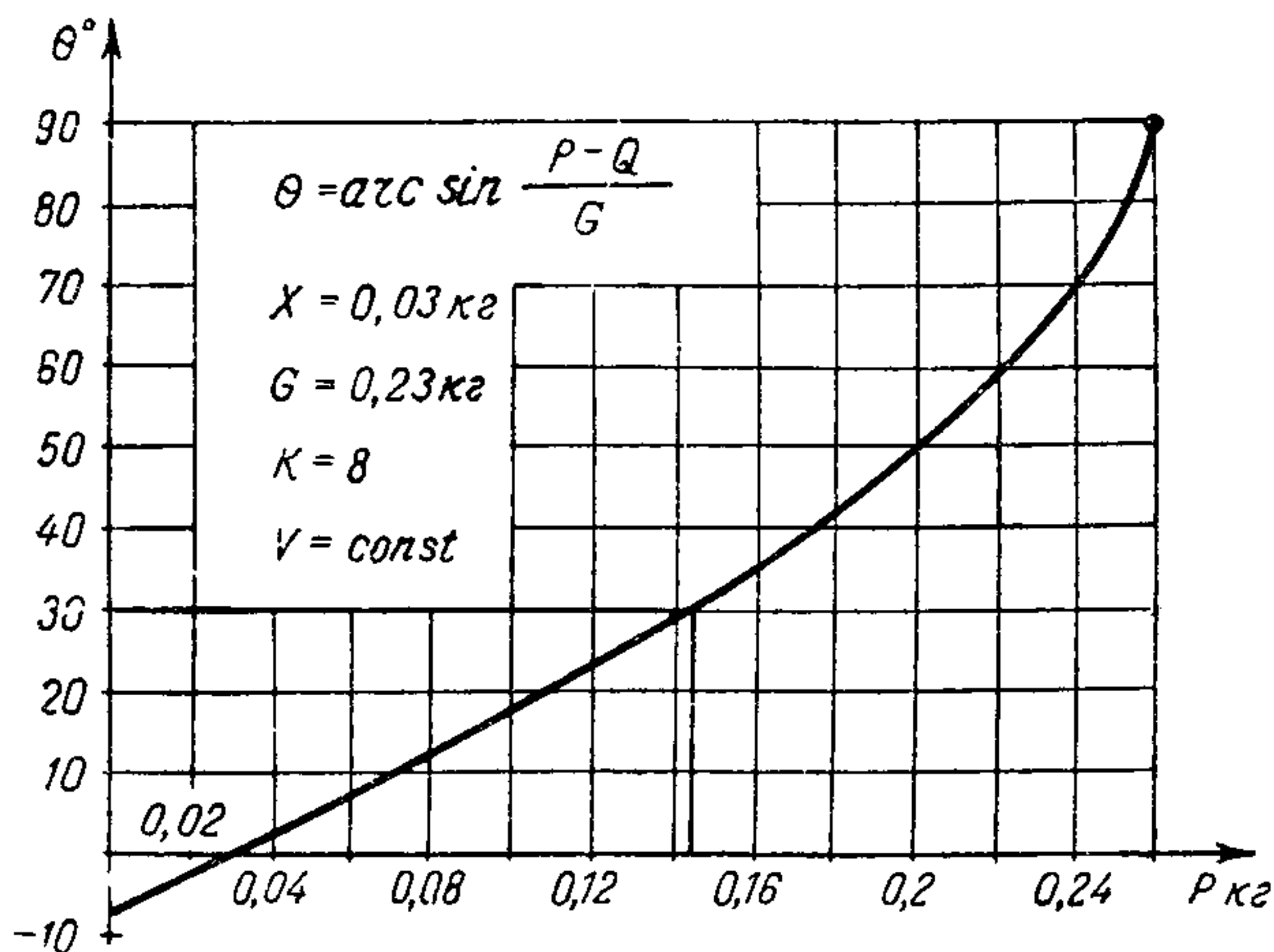


Рис. 78. График для определения потребной тяги P по углу набора θ

но сделать вывод, что средний угол θ не должен превышать 25—30°.

Взлет модели может происходить и под углом, близким к 90°, но такой режим длится не более 2—3 сек. полета. Более высокое значение среднего угла θ невыгодно, так как потребуются значительно большая тяга P и усложнится балансировка модели в момент взле-

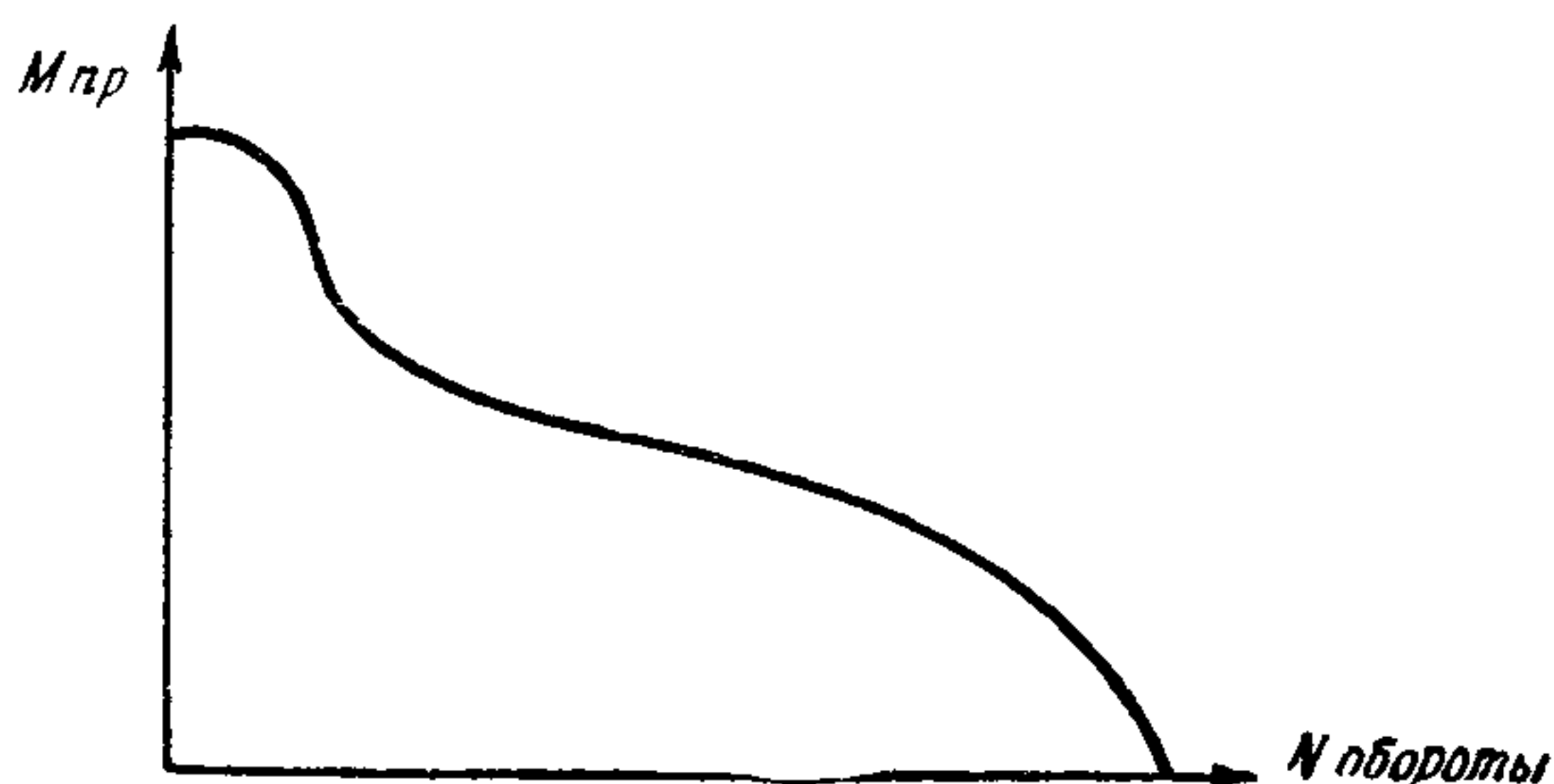


Рис. 79. Изменение крутящего момента резинового двигателя по оборотам раскрутки

та. Влияние коэффициентов δ , ϵ и K_n на N было разобрано при постоянном значении η .

В действительности же к.п.д. винта в процессе моторного полета модели меняется и это сказывается на высоте H . Чтобы выяснить причины изменения к.п.д. винта по траектории полета, рассмотрим некоторые параметры, характеризующие движение модели в моторном полете. Из рис. 77 следует, что $Y = G \cos \Theta$, при этом скорость модели по траектории выразится формулой:

$$V = \sqrt{\frac{2 G \cos \Theta}{\rho C_y}}.$$

Как видно из уравнения $Y = G \cos \Theta$, с увеличением угла набора высоты Θ подъемная сила Y должна уменьшаться. Если этого не произойдет, то модель перейдет на петлю. Для снижения Y необходимо перебалансировать модель на меньшие углы атаки α . Обычно авиамodelисты для этого смещают вал винта несколько вниз ($\gamma = 2-3^\circ$) (рис. 80). При этом наиболее крутой участок траектории модель пролетает с меньшими углами атаки.

Пикирующий момент от силы тяги P выражается формулой (рис. 81):

$$M_{\text{пик}} = P_2 a,$$

где a — расстояние от центра тяжести модели до плоскости вращения винта;

P_2 — составляющая силы тяги ($P_2 = P \sin \gamma$).

Следовательно, пикирующий момент $M_{\text{пик}}$ пропорционален силе тяги и автоматически сбалансирует модель на участке набора высоты до $\Theta = 25-30^\circ$, так как

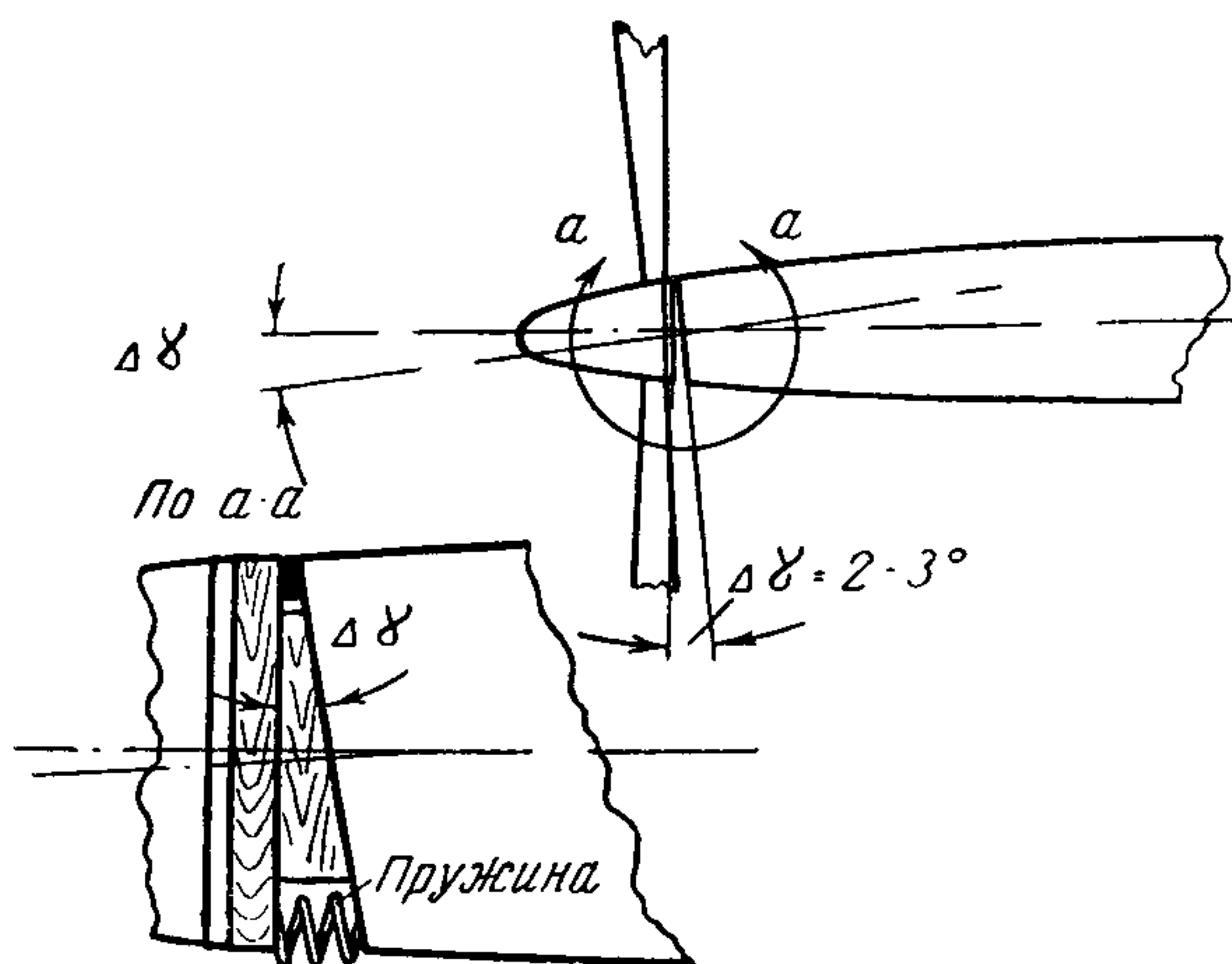


Рис. 80. Автоматическое смещение вала винта

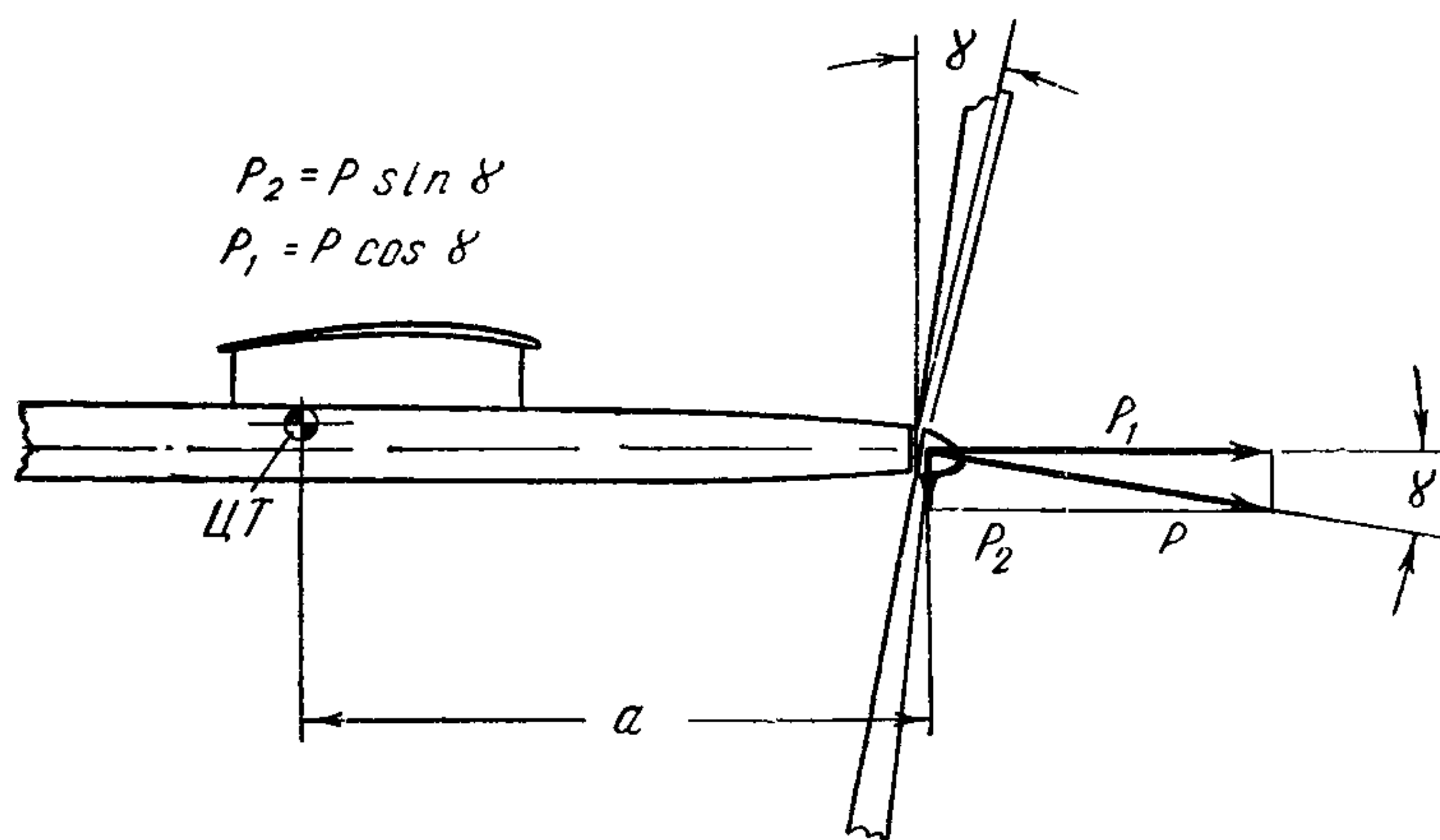


Рис. 81. Определение пикирующего момента от составляющей силы тяги винта

на этом участке угол Θ меняется почти по линейному закону. Если первоначальный взлет происходит на углах $\Theta \gg 25^\circ$, то потребная тяга P уже меняется не по линейному закону и сбалансировать кабрирующий момент крыла прежним смещением вала винта нельзя. Надо увеличить смещение вала винта до $3-4^\circ$, но тогда на

участке траектории $\Theta \leq 25-30^\circ$ тяга от винта дает пикирующий момент, выводящий модель на угол $\alpha_{б.л.}$ меньше необходимого для обеспечения полета по расчетной траектории. Модель увеличит скорость, к.п.д. винта упадет и резко уменьшится угол Θ , что невыгодно (рис. 82).

Приведенный анализ дает основание сделать вывод, что метод самоперебалансировки модели путем фикса-

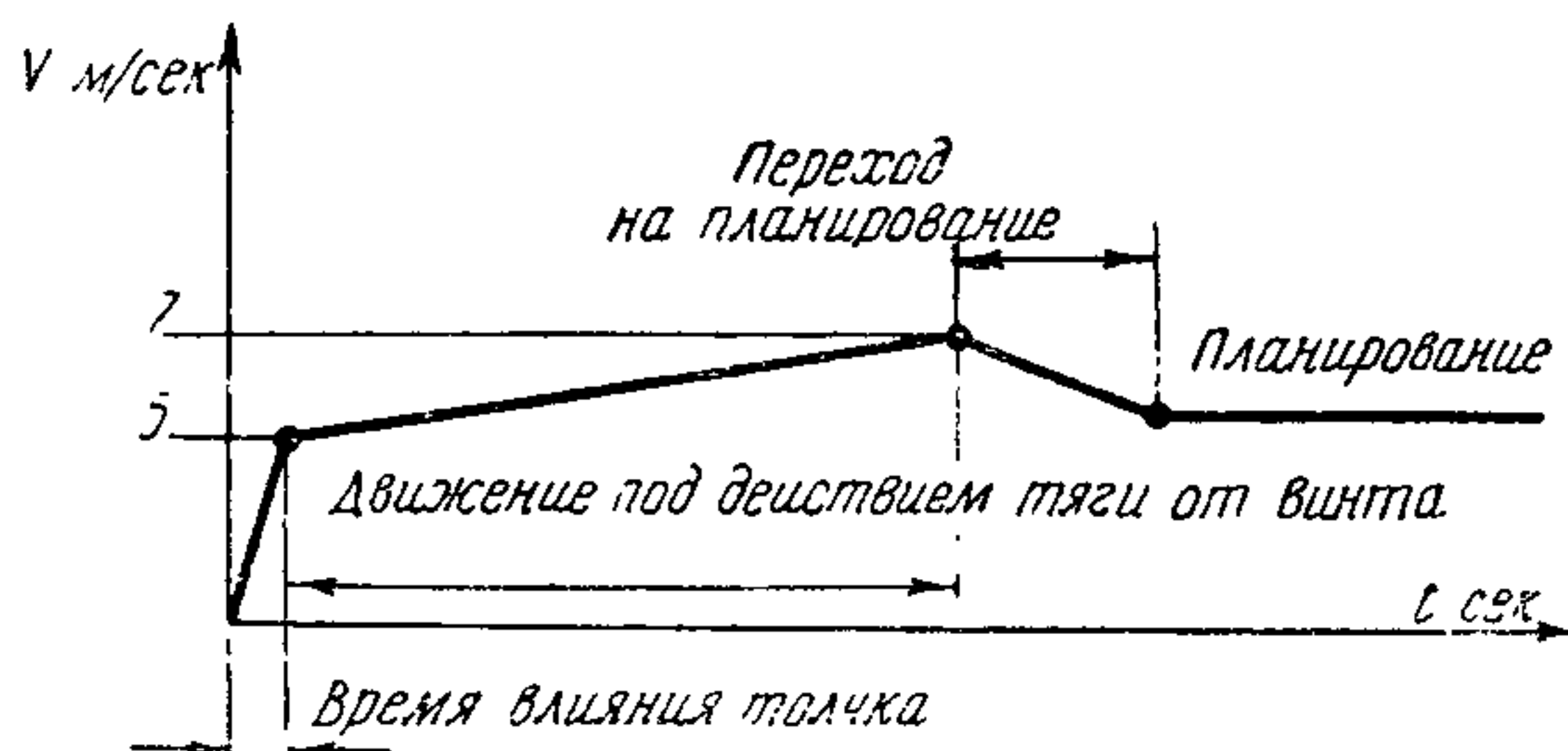


Рис. 82. Характер изменения скорости модели по траектории при сильно скошенном вале винта вниз

рованного смещения направления тяги невыгоден, так как он обеспечивает благоприятный режим полета только на отдельных участках траектории или при специальных аэродинамических схемах моделей, наибольший угол набора высоты которых незначительно превышает 30° .

Несмотря на существующие недостатки, данный способ балансировки моделей с резиновыми двигателями нашел широкое применение в авиамоделизме из-за своей простоты. В практической части раздела регулировки моделей будет рассмотрен именно этот способ, дающий хорошие результаты при правильно подобранном винте и грамотной схеме модели. Правильно подобранным считается винт, который работает большую часть моторного полета на наивыгоднейшем режиме, обеспечивающем максимальный к.п.д. Известно, что наибольший к.п.д. получается тогда, когда разность между относительным шагом $h = \frac{H}{D}$ и относительной поступью винта $\lambda = \frac{V}{n_s D}$ равна 0,2.

$$h - \lambda = S.$$

При раскрутке первых витков резинового двигателя, когда крутящий момент высок, винт развивает повышенные обороты (в 1,5—2 раза больше средних оборо-

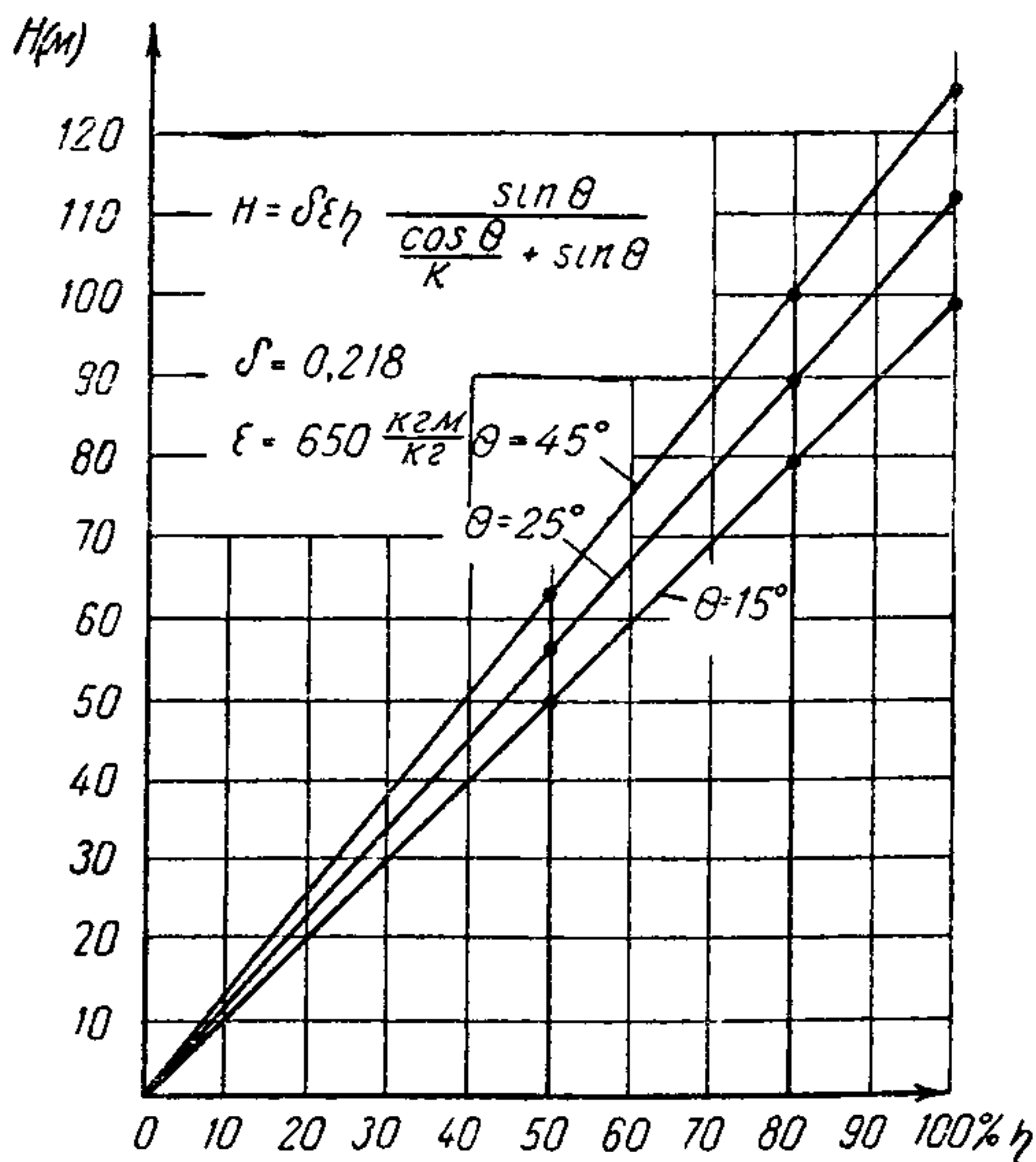


Рис. 83. Влияние к.п.д. винта и углов набора Θ на общую высоту моторного полета

тов). В этот момент, если скорость модели постоянна, $S > 0,2$ и к.п.д. мал.

В конце раскрутки обороты падают, вследствие чего увеличивается λ , а S становится меньше 0,2 ($S < 0,2$) и к.п.д. винта снова падает. Как показывают расчеты, средний к.п.д. для современных моделей с резиновыми двигателями лежит в пределах 45—55%, что отражается на высоте их полета. Из рис. 83 видно, что если увеличить к.п.д. винта с 50% до 80%, высота моторного полета может быть доведена до 90—100 м, причем, как видно из того же графика, угол набора Θ существенно влияния на высоту не оказывает.

Чтобы выяснить, каким же способом можно обеспечить постоянство к.п.д., рассмотрим следующее уравнение:

$$h - \lambda = \frac{H}{D} - \frac{V}{n_s D} \quad \text{или} \quad h - \lambda = \frac{1}{D} \left(H - \frac{V}{n_s} \right).$$

Как уже было сказано, η будет наибольшим при $h-\lambda = \text{const} = 0,2$.

Для обеспечения этого следует с увеличением числа оборотов n_s увеличивать скорость V модели. Авиамodelисты стремятся сохранить постоянство оборотов n_s , для чего используют винты, шаг которых увеличивается в первый момент полета. Хотя увеличение шага винта отрицательно сказывается на его к.п.д. в первый момент полета, некоторый выигрыш получается вследствие увеличения к.п.д. на втором участке траектории моторного полета, когда к.п.д. близок к 0,6—0,7.

Для наиболее полного использования энергии резины следует весь моторный полет производить на наивыгоднейшем к.п.д. Этого можно добиться, применяя различные автоматы перебалансировки модели в момент ее моторного полета по траектории. Обычно применяют два вида автоматов.

1. Автомат смещения вала винта (рис. 80) устроен таким образом, что при увеличении осевого усилия резинового двигателя пружина, расположенная в нижней части носовой бобышки, сжимается и вал винта смещается вниз. По мере раскрутки осевое усилие падает и наклон вала вниз уменьшается. Автомат невыгоден тем,

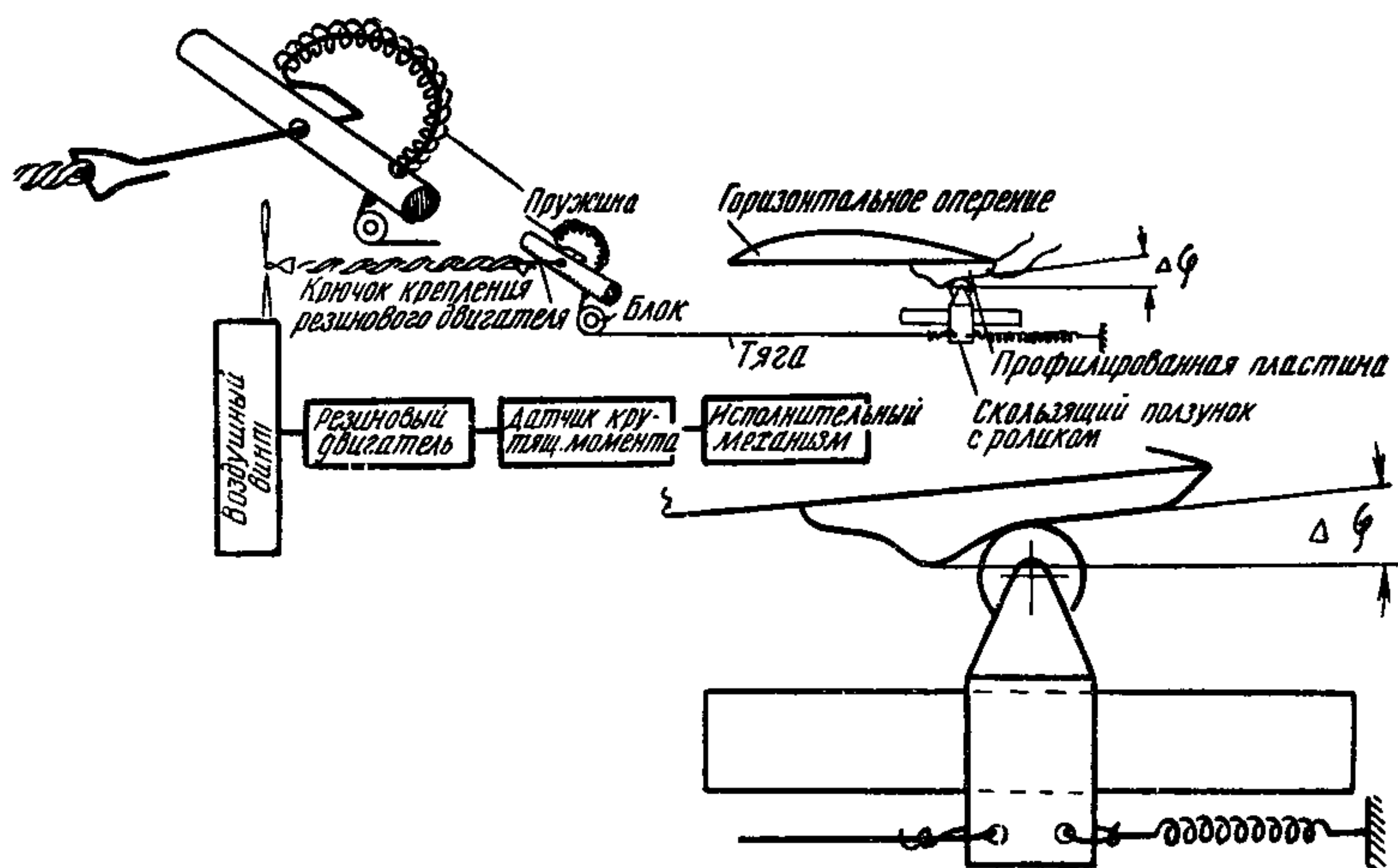


Рис. 84. Кинематическая и блок-схема механизма перебалансировки летающей модели с резиновым двигателем от крутящего момента резины

что при установке различных резиновых двигателей требуется производить дополнительную регулировку.

2. Автомат перебалансировки модели с датчиком крутящего момента (рис. 84) позволяет перебалансировать в полете модель так, что скорость ее будет соответствовать n_s и обеспечивать $\lambda = \text{const}$. Применение автомата дает возможность в любой момент времени моторного полета обеспечить соответствующие углы атаки крыла, а это, в свою очередь, сказывается на скорости полета. В первый момент скорость модели увеличивается, а потом падает до скорости планирования, вследствие чего $\eta = \text{const}$. Всесоюзные соревнования 1958 года показали, что применение перебалансировочного автомата дает прирост высоты 15—20 м и увеличивает стабильность полета.

ПЕРВЫЕ ЗАПУСКИ С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Собрав модель, надо проверить расположение центра тяжести, устранить перекосы на крыле и оперении, проверить установочные углы лопастей, их закрутку и балансировку винта. Для осуществления моторного полета по правой спирали лучше всего дать небольшой перекося (2—3°) стабилизатору и незначительно (6°) отклонить руль на нижней части киля в сторону разворота.

Вал винта должен быть смещен относительно продольной оси модели вниз на 1—1,5° и вправо—на 1,5—2°.

При первом вылете резиновый двигатель следует закручивать на 20—25% допустимого числа оборотов. Выпустив модель с легким толчком против ветра, авиамоделист должен внимательно наблюдать за ее полетом. Если радиус виража в моторном полете слишком мал и модель плохо набирает высоту, надо уменьшить смещение вала винта вниз и попробовать запустить модель, закрутив резиновый двигатель на большее число оборотов.

Модель при заводке резинового двигателя на 40—50% максимального числа оборотов должна совершать три-четыре полета. Нужно все время следить за траекторией полета модели, чтобы точно проанализировать ненормальности в траектории полета и вскрыть их причины. Только после этого можно начать вносить изменения

в регулировку. Если в первый момент модель летит с большим креном, следует изменить направление тяги винта, сместив вал в сторону, противоположную крену модели. В том случае, когда при раскрутке первых витков резинового двигателя модель резко взмывает вверх, а дальнейший ее полет продолжается с кабрированием, вал винта надо сместить вниз и вправо. Волнообразный полет вызывается тем, что избыточная тяга винта выводит модель на большие углы Θ , на которых модель не сбалансирована. В результате этого она переходит на еще большие углы Θ , при которых располагаемая тяга не может обеспечить полет без потери скорости. Скорость модели падает, а с ней уменьшается к.п.д. винта, и модель начинает резко кабрировать.

Устранив имеющиеся недостатки, завод резинового двигателя можно постепенно увеличивать и к концу запусков довести до предельного числа оборотов. При этом приходится изменять направление тяги винта. С повышением числа закрученных оборотов увеличивается крутящий момент на валу винта при взлете модели. Это приводит к росту реактивного момента. Реактивный момент становится настолько большим, что может опрокинуть модель. Чтобы устранить эту опасность, в момент выпуска модели надо сначала дать винту раскрутиться, создав тем самым обдувку крыла, и только затем выпускать модель в воздух. Если выпускать модель толчком, то она сразу получает необходимую обдувку несущих плоскостей. Для устранения крена модели на внутреннюю консоль при движении ее по спирали приходится давать отрицательную закрутку концу наружной консоли на угол $1—1,5^\circ$.

Модель может набирать высоту под различными углами Θ , что зависит от характера регулировки, мощности резинового двигателя и скорости раскрутки винта. Авиамodelисту необходимо правильно выбрать угол набора высоты с учетом особенностей самой модели и условий погоды.

Некоторые авиамodelисты стремятся добиться возможно больших углов подъема модели, что не всегда выгодно, так как V_y моторного полета может быть максимальным только при углах Θ , близких к расчетным углам набора высоты, которыми авиамodelист задавался при определении площади сечения резинового двига-

теля и подборе параметров винта. В этом случае необходимая тяга для движения модели по крутой траектории увеличивается, а винтомоторная группа, рассчитанная на определенный режим полета, не обеспечит ее и модель начнет, как говорят, «висеть на винте», постепенно теряя скорость полета. Коэффициент полезного действия винта падает, скорость уменьшается до нуля, модель теряет устойчивость и сваливается на хвост или крыло. Подобное «зависание» может привести к большой потере высоты и соответственно к уменьшению продолжительности полета.

При переходе модели на планирование надо следить за тем, чтобы воздушный винт складывался своевременно и модель не потеряла высоты при работающем винте. Для этого отрабатывают стопорящее устройство. Моторный полет в спокойном воздухе должен длиться не более одной четверти общего времени полета модели. Лучшей регулировкой считается такая, когда величины радиусов спирали моторного и планирующего полетов равны, а развороты совершаются в одну сторону.

Проведя регулировочные запуски на резине с удельной энергией $\epsilon = 400\text{—}450 \text{ кгм/кг}$, надо добиваться, чтобы модель набирала высоту до 50—60 м. Все регулировочные полеты модели должны происходить с зажженным фитилем механизма ограничения полета, в противном случае модель может улететь при регулировке.

Окончив регулировку модели, надо заметить положение центра тяжести, деградацию углов крыла и горизонтального оперения, величину смещения вала винта и занести эти данные в стартовый блокнот.

При длительном хранении модели без запусков могут покособиться крылья, горизонтальное оперение или киль и тем самым нарушится регулировка модели. Готовясь к соревнованиям, рекомендуется два-три раза в неделю совершать контрольные запуски модели с целью проверки регулировки.

ВЫБОР РЕЗИНОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Резина, идущая на изготовление двигателей для летающих моделей, должна удовлетворять следующим требованиям:

— иметь постоянное сечение по всей длине;

- не иметь заусенцев и надрывов;
- иметь относительную вытяжку порядка 7—8;
- остаточная деформация не должна превышать одной десятой первоначальной длины;
- удельная энергия раскручивания резины ϵ должна быть не менее 450—500 кгм/кг . С повышением сечения резинового жгута его удельная энергия ϵ падает за счет неравномерности вытяжки резиновых нитей, лежащих на поверхности и внутри пучка. Для уменьшения этих потерь резиновый двигатель перед закруткой смазывают касторовым маслом и предварительно вытягивают в два-три раза.

Необходимо уметь правильно выбирать длину и сечение резинового двигателя. Участвуя в соревнованиях, наши авиамоделисты используют для двигателей импортные сорта резины: венгерскую круглую, английскую «Данлоп» и итальянскую «Пирелли». Эти сорта резины имеют более высокие механические характеристики, и надо стремиться полностью использовать их энергию.

От резинового двигателя нужно добиваться, чтобы он работал, создавая постоянный крутящий момент или, по крайней мере, чтобы наибольшее количество оборотов раскручивалось по линейной зависимости с незначительным падением крутящего момента ($M_{\text{кр}}$). Резиновые двигатели из венгерской резины могут быть применены на моделях с крутым взлетом, имеющих воздушные винты изменяющегося в полете шага и большого диаметра с относительно широкими лопастями. Эти винты обеспечивают более полное использование энергии резины.

Одним из лучших сортов авиамодельной резины является резина «Пирелли». Обладая незначительной остаточной деформацией (7—8%), она имеет относительную вытяжку порядка 9—10. Удельная энергия резины «Пирелли» равна 650—700 кгм/кг . Кривая раскручивания ее полого и обеспечивает вполне удовлетворяющий авиамоделистов крутящий момент. Однако резина «Пирелли» очень быстро «устает» и после совершения на ней одного-двух вылетов приходится менять резиновый двигатель, так как средний крутящий момент его значительно падает. Другим не менее существенным недостатком этой резины является возможность

обрыва одной-двух нитей, что также приводит к резкому снижению крутящего момента. Для восстановления механических свойств резинового двигателя после эксплуатации резине «Пирелли» необходим «отдых» в течение 15—17 дней.

Использовать резину «Данлоп» лучше на моделях, имеющих малый диаметр винта и длинный тонкий резиновый двигатель. Количество оборотов, на которое можно закручивать резиновый двигатель, определяется по формуле:

$$n = \frac{L_d}{V S_d} k,$$

где n — полное число допустимых оборотов;

L_d — длина резинового двигателя в см;

S_d — площадь поперечного сечения в см²;

k — безразмерный коэффициент, зависящий от сорта резины.

Значение коэффициента k для лучших образцов советской и венгерской резины можно брать равным 5,5, а для резины «Пирелли» и «Данлоп» — 7,5. Из рис. 85 можно определить основные параметры резинового двигателя весом в 50 г.

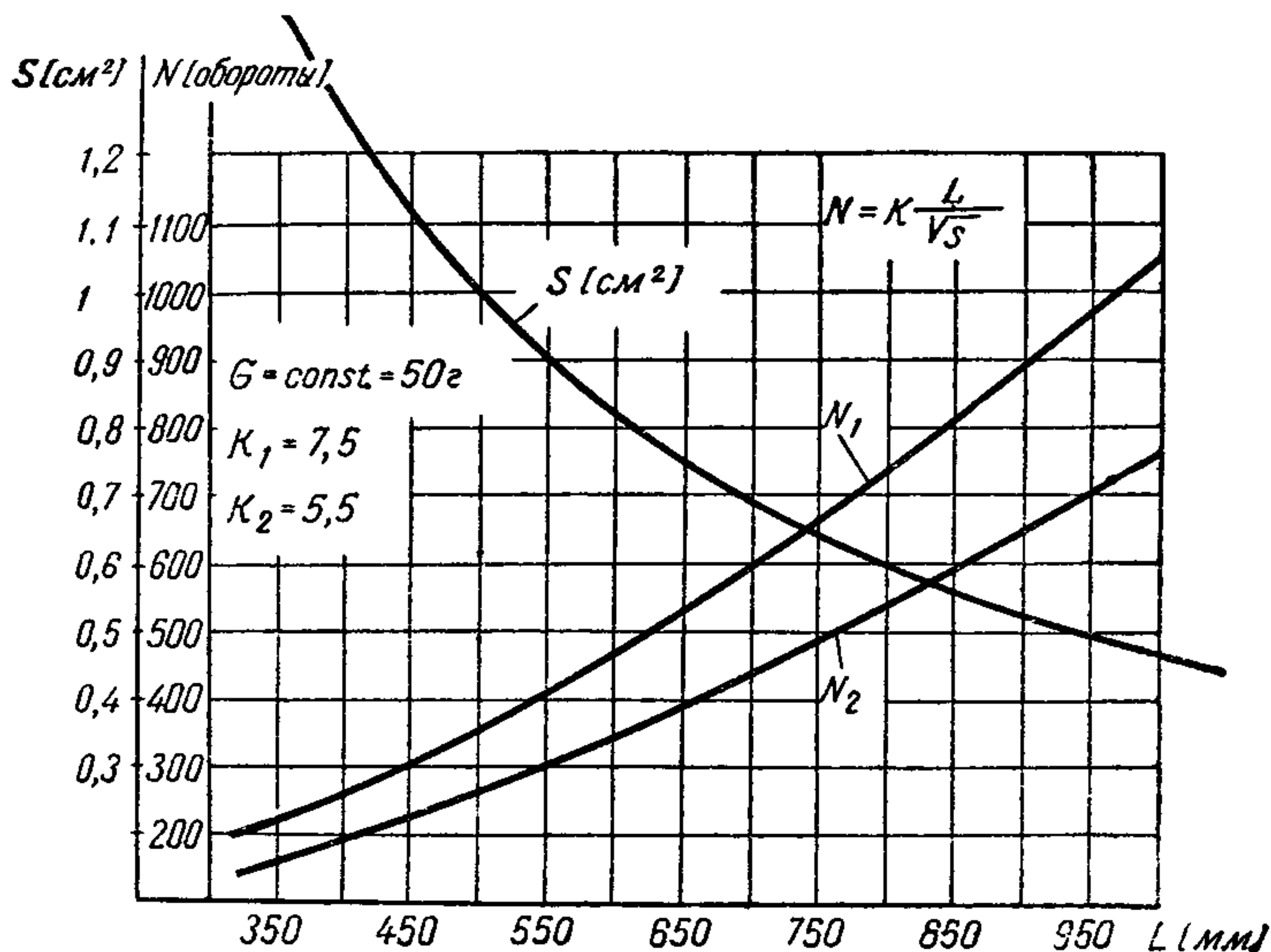


Рис. 85. График для определения параметров резинового двигателя

Вновь изготовленный двигатель нельзя сразу же ставить на модель и производить на нем полеты. Двигатель надо сначала обработать, сняв внутреннее напряжение в резине. Для этого его несколько раз растягивают в 4—5,5 раза или последовательно закручивают на 5, 10, 20, 40, 60 и 80 % максимально допустимого числа оборотов. Обработанную резину упаковывают в герметичную банку на 10—20 дней, после чего она может быть использована для моделей, участвующих на соревнованиях.

В условиях соревнований через один-два запуска приходится менять резиновый двигатель, так как работоспособность резины от многократных закруток и выдерживания в закрученном состоянии значительно снижается, уменьшается ее крутящий момент и увеличивается остаточная деформация. Вследствие этого на соревнованиях надо иметь четыре-пять новых резиновых двигателей.

При заводке следует обращать внимание на то, чтобы на резиновом двигателе не образовывалось боковых жгутов. Боковые жгуты во время раскрутки двигателя могут зацепиться за стенки фюзеляжа и не дать полностью раскрутиться резиновому двигателю, что приводит к перемещению центра тяжести и нарушению устойчивости модели. Перемещение центра тяжести резины вдоль фюзеляжа особенно часто наблюдается в тех случаях, когда длина резинового двигателя делается в 1,2—1,3 раза больше расстояния между крючками, а сечение фюзеляжа менее 40×40 мм. В подобных случаях резиновый двигатель перед заправкой его в фюзеляж надо переплести.

ПРОВЕРКА МОДЕЛИ ПЕРЕД СТАРТОМ И РАБОТА НА СТАРТЕ

Регулировочные запуски на соревнованиях накануне дня старта целесообразно прекратить до захода солнца. В день старта, за 20—30 мин. до начала работы, необходимо проверить обе модели в полете. Резиновые двигатели следует закручивать на 90—95 % рабочего числа оборотов. Эти полеты совершаются для того, чтобы проверить регулировку модели в метеорологических условиях, близких к условиям старта. Если в полете мо-

дели будут какие-либо ненормальности, то следует быстро выяснить причины, их вызывающие, и устранить недостатки.

Уточнив регулировку и получив уверенность в том, что модель безупречно летает, готовят модели к официальному старту. Для этого из моделей вынимают регулировочные резиновые двигатели и заправляют специально предназначенные для официального старта. После заправки двигателя проверяют надежность крепления всех элементов модели (крыла, оперения), правильность складывания винта, а также заправляют тарированный фитиль для своевременного срабатывания приспособления принудительной посадки модели. Подготовленные таким образом модели надо положить в место, защищенное от ветра, солнца и дождя.

Выбрав подходящий момент, можно приступить к закрутке резинового двигателя. Помощник держит модель, а запускающий авиамоделист закручивает резиновый двигатель. Помощник встает спиной вполоборота к ветру так, чтобы ветер не обдувал крыла модели. Это дает возможность предохранить крыло от воздействия неожиданных сильных порывов ветра. При закрутке надо следить, чтобы резина не терлась об руку помощника и носок фюзеляжа.

Заводку можно окончить тогда, когда резина закручена на 90—95% допустимого числа оборотов, винт с бобышкой в этот момент находятся около обреза носка фюзеляжа. Резиновый двигатель не следует закручивать более 90—95% от максимально допустимого числа оборотов.

Когда резина закручена, фитиль зажжен, запускающий авиамоделист должен принять модель от помощника, взяв ее левой рукой за ступицу винта, а правой—под крылом за фюзеляж. Выпускать модель следует плавным энергичным толчком против ветра. В момент запуска следует обращать внимание, чтобы модель, взлетая, не задела авиамоделиста крылом или горизонтальным оперением.

На закрутку резинового двигателя и выпуск модели затрачивают не более 1,5—2 мин. Когда модель взлетела, моделист не должен сразу же бежать за ней, ему надо проследить за первыми секундами моторного полета — они наиболее опасны из всего полета модели.

Сопровождая модель, нужно все время следить за ее полетом и в случае каких-либо ненормальностей в полете делать соответствующие выводы, чтобы перед следующим полетом устранить их. Доставив модель на старт, можно совершить контрольный вылет. При наличии сильного ветра ограничитель полета должен срабатывать, пока еще не раскрутился весь завод резинового двигателя, чтобы модель далеко не улетела. Заводить двигатель надо на 30—50 оборотов меньше, чем на старте. После контрольного вылета модели следует сменить резиновый двигатель и положить модель в отведенное для хранения место.

ОШИБКИ ПРИ ЗАПУСКЕ МОДЕЛЕЙ С РЕЗИНОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Если при заводке двигателя авиамоделист не ведет счета оборотам или не знает, на какое предельное число оборотов можно его завести, резина может быть перекручена и потеряет работоспособность. В этом случае резко уменьшится крутящий момент, а при сильном перекручивании двигатель может порваться, что приведет к поломке модели.

Резиновый двигатель нельзя закручивать на большее число оборотов, чем это делалось при испытании модели, так как нарушится нормальный моторный полет. Модель резко набирает высоту при раскрутке первых витков резины, потом крутящий момент быстро падает, тяга винта становится меньше потребной для совершения полета на первоначальном угле набора и модель начинает падать на хвост, теряя высоту. При значительных избытках мощности модель выполняет петлю, что может привести к поломке модели или резкой потере высоты. Бывает и так, что перекрученный резиновый двигатель чрезмерно вытягивается и, хотя набор высоты совершается под обычными углами, при стопорении винта на жгуте остаются барашки, которые смещают центр тяжести модели назад и она начинает кабрировать при планировании, что также резко снижает общий результат полета. Не полностью закрученный резиновый двигатель, естественно, не может обеспечить необходимую высоту набора.

Выпускать модель со старта надо с учетом направ-

ления и силы ветра. Если сила ветра настолько велика, что модель может опрокинуться, лучше несколько развернуть нос модели в сторону виража моторного полета. При сильном ветре толчок модели надо уменьшить, при слабом ветре и в штиль его лучше увеличить.

Нужно уметь выбрать момент для запуска, иначе также может резко сократиться продолжительность полета. Следует стремиться запустить модель одним из первых в туре, но это в том случае, если состояние атмосферы относительно спокойное и не наблюдается чередования восходящих потоков с резкими нисходящими потоками. Когда небо закрыто облаками, для запуска лучше выбирать момент появления солнца. Лучшее время для выхода на старт можно определить по временному затишью ветра при подходе облака. В это время следует выходить на старт и начинать закручивать резиновый двигатель. При появлении слабых порывов ветра модель необходимо выпустить со старта. Своевременный выпуск модели увеличивает вероятность попадания ее в восходящий поток и обеспечивает максимальный результат полета.

Повторение перечисленных ошибок при старте может снизить результат полета или привести к попытке. После совершенной попытки авиамodelист начинает волноваться, у него остается мало времени на закрутку резинового двигателя и на выпуск запасной модели.

Чтобы добиться регулярных трехминутных полетов, следует:

- тратить на подготовку к старту 1,5—2 мин.;
- иметь обе модели летающими стабильно в любых условиях погоды и быть уверенным в их результатах;
- заводить резиновый двигатель спокойно и не терять самообладания в случае неудачного старта;
- при выпуске модели учитывать направление и силу ветра;
- постоянно наблюдать за состоянием атмосферы и за образованием восходящих потоков;
- отработать взаимодействие на старте запускающего авиамodelиста и его помощника.

Участвуя в соревнованиях, надо помнить, что первые, иногда неудачные, полеты модели не говорят еще о поражении. Чтобы добиться победы, надо с еще боль-

шей ответственностью готовить модель к последующим вылетам и настойчиво добиваться максимальных результатов.

Работа на старте значительно облегчается при безупречной подготовленности материальной части, при правильно укомплектованном стартовом и ремонтном оборудовании. Брать с собой на старт надо только самое необходимое. Все лишнее рассеивает внимание и мешает в работе.

Только вдумчивая, творческая работа над моделью, глубокое знание вопросов аэромеханики, умелый подход к регулировке и запуску моделей смогут обеспечить высокую стабильность полетов и принести победу в соревнованиях.

ЛИТЕРАТУРА

А. К. Мартынов. Экспериментальная аэродинамика. Оборонгиз, 1958 г.

Н. А. Закс. Основы экспериментальной аэродинамики. Оборонгиз, 1953 г.

В. С. Ведров и М. А. Тайц. Летные испытания самолетов. Оборонгиз, 1951 г.

В. С. Пышнов. Динамические свойства самолета. Оборонгиз, 1951 г.

О. К. Гаевский. Летающие модели планеров. Изд. ДОСААФ, 1955 г.

В. В. Куманин. Фюзеляжные модели самолетов с резиновыми двигателями. Изд. ДОСААФ, 1958 г.

В. А. Готтесман. Профили для летающих моделей. Изд. ДОСААФ, 1958 г.

В. М. Субботин. Таймерные модели самолетов. Изд. ДОСААФ, 1958 г.

И. К. Костенко. Расчет и проектирование моделей планеров. Изд. ДОСААФ, 1958 г.
