

А.И. Акимов

**Аэродинамика и летные
характеристики вертолетов**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
А11

А11 **А.И. Акимов**
Аэродинамика и летные характеристики вертолетов / А.И. Акимов – М.:
Книга по Требованию, 2013. – 142 с.

ISBN 5-217-00301-4

ISBN 5-217-00301-4

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2013

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2013

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

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

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

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



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

M_z – аэродинамический момент, действующий на вертолет относительно поперечной оси

$\mu = V \cos \alpha / (\omega R)$ – характеристика режима полета

$N_{н.в}$ – мощность на валу несущего винта, Вт (кВт)

ω – угловая скорость винта, 1/с

ωR – окружная скорость конца лопасти, м/с

$P = mg/F_{ом}$ – удельная нагрузка на ометаемую площадь винта, даН/м²

Σc_{xS} – величина эквивалентной вредной пластинки вертолета, м²

$q_N = mg/(n_D N_e)$ – удельная нагрузка на мощность двигателей, даН/кВт

T – тяга винта, Н (даН)

v_i – индуктивная скорость несущего винта, м/с

$X_{вр}$ – сила вредного сопротивления вертолета, Н (даН)

Геометрические характеристики

b – хорда лопасти, м

β – угол взмаха лопастей винта, градус (радиан)

D, R – диаметр и радиус несущего винта, соответственно, м

$F_{ом}$ – ометаемая несущим винтом площадь, м²

$\varphi_{о.ш}$ – угол общего шага винта, градус (радиан)

$\varphi_э$ – эффективный угол общего шага винта, градус (радиан)

k – число лопастей

n_D – число двигателей на вертолете

r – радиус сечения лопасти винта, м

$\sigma = kb/(\pi R)$ – коэффициент заполнения винта

z – число винтов

Индексы

без – безопасный

вис – режим висения

взл – взлетный режим

г.п – горизонтальный полет

з – заданные условия

кр – крейсерский

н – набор высоты

н.в – несущий винт

пл – планирование

п.м – предпосадочный маневр

пр – приведенный параметр

практ – практический

р – разгон

с – стандартные условия на уровне моря ($H = 0$)

сн – снижение

ср – средний

ст – стандартные условия

тк – турбокомпрессор

ф – фактические условия

ВВЕДЕНИЕ

Массовое применение вертолетов стало возможным благодаря тому, что были решены две главные проблемы — достигнут необходимый уровень безопасности полета и созданы винтокрылые аппараты с высокими летными характеристиками и технико-экономическими показателями.

Летные испытания и исследования являются важнейшим завершающим этапом разработки вертолетов и внедрения их в серийное производство и эксплуатацию. Отечественный и зарубежный опыт вертолетостроения показывает, что летные испытания и исследования позволяют приобрести такую информацию, которая не может быть получена другими методами.

По результатам летных испытаний разрабатывают научно обоснованные и надежно апробированные в полетах методические руководства, позволяющие получать достоверные и сравниваемые данные для определения всех летно-технических характеристик, разрабатывать рекомендации по пилотированию, ограничениям режимов полета в различных условиях. Летные исследования позволяют также получать уникальные рекомендации по решению ряда научно-технических проблем на этапе проектирования вертолетов.

Расширение круга задач, решаемых в натурном эксперименте, приводит к тому, что трудоемкость летных испытаний, а следовательно, и сроки их проведения неуклонно увеличиваются. По стоимости и времени проведения работ летные испытания стали сопоставимы с другими этапами общего процесса теоретической и экспериментальной разработки, конструирования опытного вертолета.

Значительное место в летных испытаниях занимает определение аэродинамических и летных характеристик вертолетов, для чего необходимо решить следующие задачи:

- выявить из всей совокупности необходимый минимум летных характеристик, которые позволяют в полной мере определить транспортные возможности вертолета с учетом безопасности полета;

- определить рациональные методы пилотирования, при которых реализуются наилучшие летные характеристики;

- получить при ограниченном объеме испытаний летные характеристики в ожидаемых условиях эксплуатации;

- определить показатели топливной и транспортной эффективности вертолета и наилучшие режимы полета по этим показателям.

Кроме того, поскольку неотъемлемой частью летных испытаний является доводка вертолета, возникает задача надежной количественной оценки эффективности различных конструктивных мероприятий, направленных на улучшение летных характеристик вертолета.

Сложность решения этих задач заключается в том, что летные характеристики зависят от большего числа атмосферных и эксплуатационных факторов, и поэтому их определение в случайных условиях проведения натурного эксперимента простым варьированием этих факторов практически невозможно, так как для этого потребовались бы огромные затраты летного времени.

Научной базой, использовавшейся при разработке теоретических основ и практических методов определения в полете летных характеристик вертолетов, явились работы по аэродинамике и основам проектирования вертолетов Б.Н. Юрьева, И.П. Братухина, М.Л. Миля, А.П. Проскурякова, Л.С. Вильдгрубе, В.Э. Баскина, М.Н. Тищенко, А.С. Бравермана, Е.С. Вождаева и других специалистов [4, 7, 8, 32, 33, 35, 36]; работы Б.С. Стечкина, М.М. Масленикова, Ю.Г. Бехли по теории газотурбинных двигателей [19, 20, 29, 31], общая теория подобия [17] и теория подобия режимов полета самолетов с турбореактивными двигателями [5, 30].

Большой опыт летных испытаний самолетов показал, что методы определения в полете их летных характеристик необходимо разрабатывать с учетом особенностей характеристик силовой установки.

В настоящее время наибольшее распространение получили вертолеты с газотурбинными, так называемыми турбовальными двигателями. Весьма результативными при летных испытаниях самолетов с газотурбинными двигателями оказались методы, основанные на теории подобия режимов полета. Теория подобия режимов полета самолетов с ТРД была разработана известным советским ученым М.А. Тайцем [5] и применительно к самолетам с ТВД развита Б.В. Калининченко [16].

Методы летных испытаний, основанные на теории подобия, позволяют определять в полете обобщенные характеристики, прямо не зависящие от ряда перечисленных параметров, что заметно сокращает число переменных и тем самым создает возможность получать в случайных условиях проведения испытаний летные характеристики для любых заданных условий эксплуатации. Знание обобщенных летных характеристик позволяет также существенно упростить методы нахождения наиболее выгодных режимов полета.

Методы испытаний самолетов нельзя было непосредственно применять для летных испытаний вертолетов, так как вследствие принципиальных различий в аэродинамике и силовых установках этих двух типов летательных аппаратов критерии подобия режимов полета у них также различны. Однако методические подходы, использовавшиеся при создании комплекса практических методов определения в полете летных характеристик самолетов с газотурбинными двигателями, оказались весь-

ма полезными при разработке методов летных испытаний вертолетов с турбовальными двигателями [2].

Важное место в летных испытаниях вертолетов занимают вопросы определения их взлетно-посадочных характеристик (ВПХ). Наряду с определением потребных взлетных и посадочных дистанций в различных условиях эксплуатации, весьма актуальным является также нахождение рациональных методов пилотирования, при которых реализуются наилучшие характеристики.

Значительное внимание уделяется при летных испытаниях особенностям режимов полета вертолета в случае отказа двигателей. Отрабатываемые при этом методы пилотирования позволяют обеспечивать при эксплуатации безопасную посадку вертолета на режимах авторотации и при частичной потере располагаемой мощности. Результаты летных исследований дают возможность правильно учитывать необходимые для безопасности ограничения высоты и скорости полета, связанные с характером изменения аэродинамики на малых скоростях, вблизи земли и с наличием так называемого режима "вихревого кольца". В результате таких исследований были заложены основы для правильного выбора оптимальных траекторий взлета и посадки, что приобрело особую актуальность в связи с разработкой и внедрением в практику вертолетостроения Норм летной годности гражданских вертолетов СССР [23].

Большое значение для практики проектирования вертолетов и назначения эксплуатационных ограничений приобрели летные исследования режимов полета со срывом потока с лопастей несущего винта. На основании этих исследований был сделан очень важный вывод о том, что для современных вертолетов ограничения на этих режимах диктуются не потерей управляемости, как это ранее предполагалось, а возрастанием нагрузок, действующих на лопасти и системы управления несущим винтом [22]. Было впервые выявлено влияние системы концевых вихрей на образование срывных зон, что существенно уточнило имевшиеся теоретические представления об этом явлении.

Весьма важной является также задача оценки транспортной и топливной эффективности вертолета. Разработанная методика определения по материалам летных испытаний показателей топливной эффективности и приведенной транспортной производительности позволяет находить оптимальные по этим показателям режимы полета. Полученная в условиях натурного эксперимента с учетом безопасности полета при отказе двигателей связь между показателями топливной и транспортной эффективности и летными характеристиками, установленными Нормами летной годности вертолетов, позволяет сформулировать ряд рекомендаций, используемых при разработке новых вертолетов.

В настоящей книге изложены методы определения в полете всего комплекса летных характеристик и показателей эффективности гражданских вертолетов с турбовальными двигателями.

1. ОСОБЕННОСТИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК, ТРЕБОВАНИЙ К ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ И ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЕРТОЛЕТОВ

1.1. ОСОБЕННОСТИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ

Летные характеристики вертолета как аппарата вертикального взлета и посадки имеют ряд особенностей.

В большом многообразии режимов полета, определяемых соотношением потребной и располагаемой мощности (рис. 1.1), можно выделить совокупность летных характеристик вертолета [8], которые аналогичны летным характеристикам самолета – характеристики скороподъемности, практический потолок полета при наклонном подъеме, максимальная и минимальная скорости горизонтального полета, дальность и продолжительность полета [16]. Однако вертолет имеет и свои специфические летные характеристики. К ним относятся: тяговые характеристики на режиме висения вблизи земли и вне зоны воздушной подушки, вертикальная скороподъемность и потолок висения [2].

Вследствие значительных отличий аэродинамики несущего винта от аэродинамики крыла взлетно-посадочные характеристики вертолета принципиально отличаются от ВПХ самолетов как при нормальной работе двигателей, так и в случае их отказов.

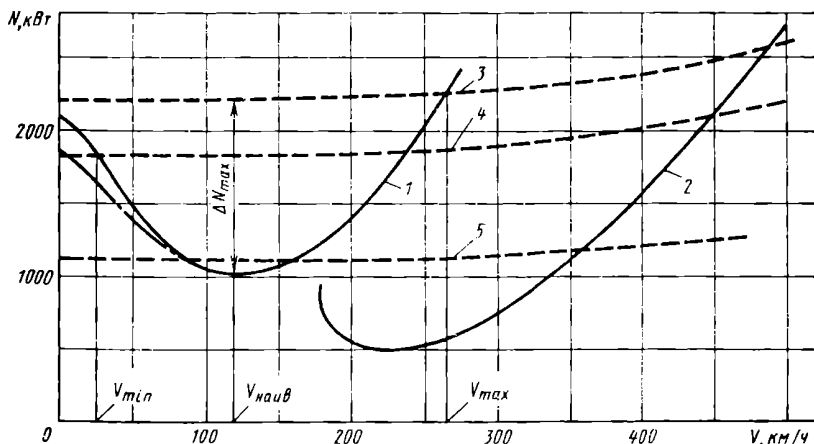


Рис. 1.1. Сравнение потребной и располагаемой мощности вертолета и самолета одинаковой полетной массы с двумя турбовальными двигателями:
1 – потребная мощность вертолета; 2 – потребная мощность самолета; 3 – взлетная мощность двигателей; 4 – номинальная мощность двигателей; 5 – взлетная мощность одного двигателя; — — — потребная мощность вертолета вблизи земли

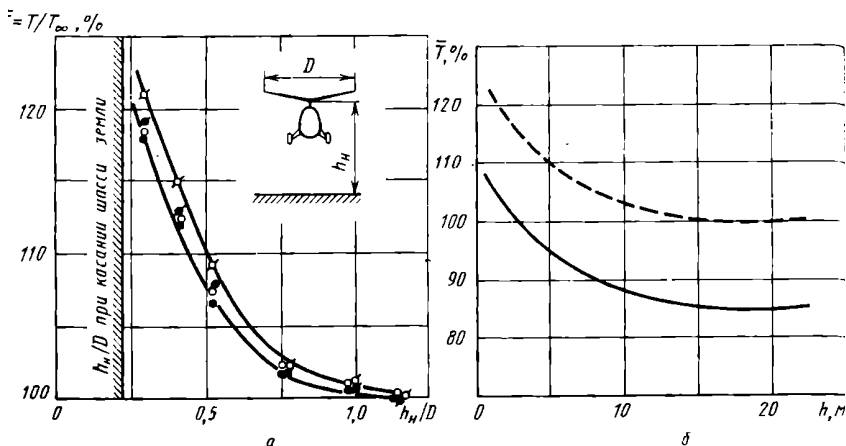


Рис. 1.2. Тяговые характеристики вертолета:

$\bar{T}$ – относительное изменение тяги вблизи земли; b – изменение тяги в зависимости от высоты висения при постоянной мощности двигателей; — номинальный режим; - - - взлетный режим; c_T/σ : ● – 0,144; ○ – 0,134; ■ – 0,124; ○ – 0,104

Рассмотрим подробнее летные характеристики вертолетов.

Тяговые характеристики вертолета. Способность находиться на режиме висения, совершать вертикальный полет и полет с околонулевыми жоростями, грузоподъемность и взлетно-посадочные свойства вертолета в значительной мере определяются его тяговыми характеристиками. Тяга винта вертолета на значительном удалении от поверхности земли определяется формулой Жуковского

$$T = \xi_T (39,5 \eta_0 D \rho^{1/2} \xi N_e)^{2/3}. \quad (1.1)$$

Здесь N_e выражена в кВт. Относительный КПД винта η_0 зависит от угла общего шага винта и числа M движения концов лопастей:

$$\eta_0 = f(\varphi_{0,ш} \frac{n}{\sqrt{T_H}}).$$

При приближении вертолета к поверхности земли вследствие торможения потока, отбрасываемого винтом, уменьшается индуктивная скорость в плоскости его вращения. Это приводит к значительному уменьшению потребной для висения вертолета мощности или увеличению тяги винта при постоянной мощности двигателей (рис. 1.2). Положительное влияние экранирующей поверхности на характеристики винта, получившее название эффекта "воздушной подушки", проявляется даже на значительном удалении его от земли, позволяет существенно повысить

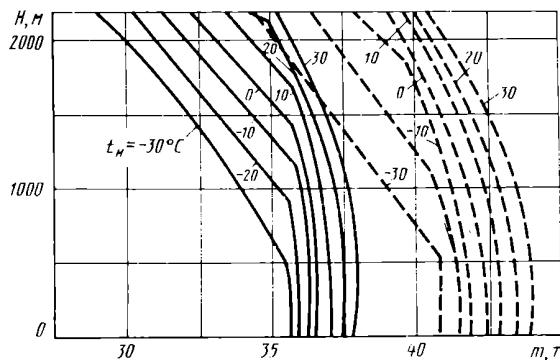


Рис. 1.3. Типичная зависимость взлетной массы от высоты расположения рабочей площадки над уровнем моря и температуры наружного воздуха:
 — за пределами зоны воздушной подушки; — — на $h = 5$ м

грузоподъемность вертолета (рис. 1.3) и улучшить его ВПХ. Значительное влияние на тяговые характеристики вертолета при висении оказывает ветер. Таким образом, максимальная тяга винта вертолета на режиме висения зависит от режима работы двигателей, атмосферных условий, высоты висения относительно земли и скорости ветра, т.е.

$$T = f(n_{\text{ТК}}, n, \rho_H, T_H, h, W). \quad (1.2)$$

Так как масса платной нагрузки вертолета обычно не превышает 30 % его полетной массы, то очевидно, что при летных испытаниях ставится задача определения зависимостей (1.2) с достаточно высокой точностью. Так, например, ошибка в определении тяги винта вертолета, равная 3 %, ведет к ошибке нахождения его грузоподъемности в 10 %.

Вертикальная скороподъемность и потолок висения. Если при $V = 0$ располагаемая мощность превышает потребляемую, то вертолет данной полетной массы в заданных условиях полета может вертикально набирать высоту. Высота, на которой $V_y = 0$, называется потолком висения. Современные вертолеты с нормальной взлетной массой обычно вертикально набирают высоту только на взлетном режиме, на котором время непрерывной работы двигателей весьма ограничено (2 ... 5 мин). Поскольку набор высоты с большими значениями V_y может осуществляться при наклонном подъеме, то вертикальный подъем в эксплуатации используется редко.

Потолок висения вертолета является важной характеристикой, так как он в значительной мере определяет диапазон высот расположения рабочих площадок, с которых возможна эксплуатация вертолета. Следует отметить, что в отличие от практического потолка, который находят

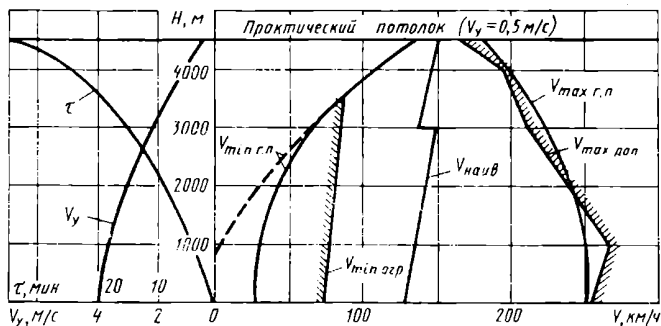


Рис. 1.4. Указательница скоростей и характеристики скороподъемности вертолета с турбовальными двигателями:

— номинальный режим двигателей; - - - взлетный режим

при $V_y \geq 0,5$ м/с, потолок висения определяют при $V_y = 0$, так как всякое отклонение от режима висения будет вызывать набор высоты.

Потолок висения определяют для разных полетных масс (см. рис. 1.3). Используя эту зависимость, можно найти и другую важную для эксплуатации вертолетов характеристику — зависимость максимальной высоты расположения рабочей площадки над уровнем моря от полетной массы.

Так как потолок висения зависит от соотношения потребной и располагаемой мощности, то он является функцией следующих параметров:

$$H_{\text{вис}} = f(n_{\text{тк}}, p_H, T_H, m, W, n). \quad (1.3)$$

Характеристики скороподъемности и практический потолок. При скорости полета, называемой наивыгоднейшей скоростью набора высоты, разница между располагаемой и потребной мощностями вертолета максимальна, а следовательно, и максимальна вертикальная скорость

$$V_y = \frac{N_e - N_{\text{потр}}}{mg}.$$

Поэтому набор высоты производится с этой скоростью. С ростом высоты вследствие падения мощности двигателей и увеличения потребной мощности вертолета вертикальная скорость уменьшается. Практический потолок вертолета $H_{\text{практ}}$ определяет максимальный диапазон высот полета (рис. 1.4).

Так как потребная и располагаемая мощности являются функциями следующих величин [2]:

$$N_{\text{потр}} = f(m, p_H, T_H, n, V); \quad (1.4)$$

$$N_e = f(n_{\text{тк}}, n, p_H, T_H),$$

то для вертикальной скорости можно записать

$$V_y = (m, V, n_{\text{тк}}, n, \rho_H, T_H). \quad (1.5)$$

Практически все шесть параметров, входящих в эту зависимость, оказывают значительное влияние на максимальную вертикальную скорость вертолета.

Число переменных достаточно велико, и получить в летных испытаниях зависимости V_y от всех шести параметров простым их варьированием весьма затруднительно.

Минимальная $V_{\text{минг.п}}$ и максимальная $V_{\text{макг.п}}$ скорости горизонтального полета ограничивают диапазон режимов, в котором возможны набор высоты или горизонтальный полет. Величины $V_{\text{минг.п}}$ и $V_{\text{макг.п}}$ определяются соотношением потребной и располагаемой мощностей.

С учетом зависимостей (1.4) для $V_{\text{минг.п}}$ и $V_{\text{макг.п}}$ можно записать

$$V_{\text{минг.п}}, V_{\text{макг.п}} = f(m, n_{\text{тк}}, \rho_H, T_H, n). \quad (1.6)$$

У самолета в отличие от вертолета $V_{\text{мин}}$, как известно, определяется не равенством $N_{\text{потр}} = N_c$, а условием срыва потока с крыла и, следовательно, падением величины подъемной силы аппарата [26].

Минимальные скорости вертолета обычно определяют для номинального режима. Однако часто $V_{\text{минг.п}}$ находят и для взлетного режима, так как при эксплуатации нередко возникает необходимость выполнять кратковременный горизонтальный полет на минимально возможной скорости (см. рис. 1.4).

Иногда на значения $V_{\text{минг.п}}$ накладывают ограничения, которые связаны либо с неудовлетворительной работой указателя скорости на малых скоростях, либо с повышенным уровнем вибрации и напряжений в агрегатах вертолета на некоторых режимах полета.

Максимальная воздушная скорость полета вертолета, как правило, ограничена из-за срыва потока с лопастей винта или потери аэроупругой устойчивости несущего винта [22]. С ростом скорости на наступающей лопасти начинает проявляться сжимаемость воздуха, что также может явиться причиной роста переменных нагрузок в несущей системе вертолета.

Этими особенностями аэромеханики несущего винта обусловлена необходимость ограничения максимально допустимых скоростей вертолета. Поэтому возникает важная задача при летных испытаниях вертолетов — определить обоснованные ограничения $V_{\text{мах}}$, так как назначение этих ограничений с большим запасом может существенно ухудшить ряд летных характеристик, например, дальность полета, поскольку у вертолетов с турбовальными двигателями крейсерские скорости близки к максимальным скоростям горизонтального полета.

Дальность и продолжительность полета вертолета. Практическую дальность и продолжительность полета с учетом их составляющих на режимах набора высоты, горизонтального полета и снижения можно определять по выражениям

$$L_{\text{практ}} = \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{V_{\text{н}i}}{V_{\text{у} \text{н} i}} + \frac{m_{\text{т.г.п}}}{q} + \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{V_{\text{сн}i}}{V_{\text{у} \text{сн} i}}; \quad (1.7)$$

$$\tau_{\text{практ}} = \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{1}{V_{\text{у} \text{н} i}} + \frac{m_{\text{т.г.п}}}{G_{\text{т}}} + \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{1}{V_{\text{у} \text{сн} i}},$$

где ΔH -- изменение высоты на участках, на которые разбита высота H полета; n -- число участков, на которые разбита высота полета.

Эти равенства определяются при условии, что общая масса топлива в баках $m_{\text{т}}$ складывается из следующих составляющих:

$$m_{\text{т}} = m_{\text{т.зем}} + m_{\text{т.н}} + m_{\text{т.г.п}} + m_{\text{т.сн}} + m_{\text{т.гар}} + m_{\text{т.невыр}}, \quad (1.8)$$

где $m_{\text{т.зем}}$ -- масса топлива, расходуемая для запуска, опробования двигателей и для руления; $m_{\text{т.г.п}}$, $m_{\text{т.н}}$, $m_{\text{т.сн}}$ -- соответственно массы топлива, затрачиваемые в горизонтальном полете, при наборе высоты и при снижении; $m_{\text{т.гар}}$ -- гарантийный запас топлива; $m_{\text{т.невыр}}$ -- невыработываемый остаток топлива.

Таким образом, если характеристики набора высоты и снижения и часовые расходы топлива на этих режимах известны, основной задачей летных испытаний по определению дальности и продолжительности полета

вертолета является нахождение часовых $G_{\text{т}}$ и километровых q расходов топлива на разных режимах горизонтального полета (рис. 1.5).

Представим $G_{\text{т}}$ и q в следующем виде

$$G_{\text{т}} = \frac{1}{\xi} c_e N_{\text{потр}}; \quad (1.9)$$

$$q = \frac{1}{\xi} \frac{c_e N_{\text{потр}}}{V}.$$

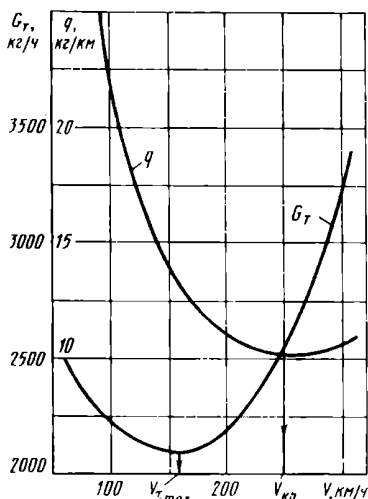


Рис. 1.5. Зависимости часового и километрового расходов топлива от скорости полета