

А. Гессоу, Г. Мейерс

Аэродинамика вертолѣта

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 030
ББК 92
А11

А11 **А. Гессоу**
Аэродинамика вертолѐта / А. Гессоу, Г. Мейерс – М.: Книга по Требованию, 2023. – 256 с.

ISBN 978-5-458-32956-9

ISBN 978-5-458-32956-9

© Издание на русском языке, оформление
«УОУО Media», 2023
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2023

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

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

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

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

лему, так и к полету на режиме самовращения, рассматриваемому как случай, когда мощность на валу равна нулю.

В книге рассматриваются также различные конструктивные параметры, например, нагрузка на диск, заполнение, крутка лопасти и их влияние на характеристики; освещаются вопросы срыва и сжимаемости потока на лопастях несущего винта при высоких скоростях полета; указываются средства, с помощью которых конструктор может избежать срыва и сжимаемости потока на лопастях и получить более высокую скорость; наконец, в отдельных главах дается физическая картина устойчивости и вибрации вертолета.

В библиографии А дается полный перечень работ НАСА по винтовым летательным аппаратам, ссылки на которые в тексте обозначаются двумя цифрами (например, VI.3). Перечень работ других организаций дан в библиографии Б, ссылки на них в тексте даются одной цифрой (например, 24).

Авторы выражают свою благодарность Ф. Б. Густафсону — руководителю летных исследований по вертолетам в лаборатории Лангеля и Т. И. Маккорклу, иллюстрировавшему книгу.

А. Гессоу, Г. Мейерс

Хэмптон, Вирджиния.

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ И ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Сокращения

- АП — автомат-перекос.
ГШ — горизонтальный шарнир.
ВШ — вертикальный шарнир.
ОШ — осевой шарнир.
ц. т. — центр тяжести.
п. д. — коэффициент полезного действия.

Основные обозначения

Геометрические характеристики

- R — радиус несущего винта в м.
 r — радиус сечения лопасти в м.
 $\frac{r}{R}$ — относительный радиус сечения лопасти.
 F — площадь диска несущего винта в м.
 b — хорда сечения лопасти в м.
 b_e — эквивалентная хорда.
 $l_{ГШ}$ — расстояние от оси вращения несущего винта до оси горизонтального шарнира в м.
 $l_{ВШ}$ — расстояние от оси вращения несущего винта до оси вертикального шарнира в м.
 β_* — угол притекания потока к сечению лопасти в градусах.
 $\beta_{*кц}$ — то же на конце лопасти в градусах.
 θ — угол установки сечения лопасти, отсчитываемый от линии нулевого c_y до плоскости вращения в градусах.
 $\theta_{кц}$ — то же на конце лопасти в градусах.
 a — угол наклона кривой подъемной силы сечения по углу атаки $\frac{dc_y}{d\alpha}$.
 α_r — угол атаки сечения лопасти в градусах.
 β — угол подъема лопасти над плоскостью вращения несущего винта в градусах.
 ξ — угол поворота лопасти относительно вертикального шарнира в градусах.
 ψ — угол азимутального положения лопасти в градусах.
 α — угол атаки несущего винта в градусах.
 $\theta_{наб}$ — угол набора высоты вертолетом в градусах.
 k — число лопастей несущего винта

Кинетические, массовые и динамические характеристики

- V — скорость полета в км/час.
 V_y — вертикальная скорость вертолета в м/сек.
 V_1 — осевая скорость воздуха в плоскости диска несущего винта в м/сек.
 v — индуктивная скорость в м/сек.
 W — равнодействующая скорость у элемента лопасти в м/сек.
 ω — угловая скорость вращения несущего винта в рад/сек.
 T — тяга несущего винта в кг.
 T_1 — тяга одной лопасти в кг.
 G_i — вес вертолета в кг.
 $N_{цб\ddot{z}}$ — центробежная сила в кг.
 Y — подъемная сила в кг.
 H — продольная сила несущего винта в кг.
 H_p — часть продольной силы от профильного сопротивления в кг.
 H_i — часть продольной силы от индуктивного сопротивления в кг.
 S — поперечная сила несущего винта в кг.
 N — мощность в л. с.
 M_k — крутящий момент несущего винта в кгм.
 M_k — компонент крутящего момента несущего винта от индуктивного сопротивления в кгм.
 M_{kp} — компонент крутящего момента несущего винта от профильного сопротивления в кгм.
 N_{V_y} — мощность, затрачиваемая на подъем вертолета, в л. с.
 N_h — мощность, затрачиваемая на висении, в л. с.
 $J_{ГШ}$ — момент инерции лопасти относительно горизонтального шарнира в кг м сек².

Параметры и коэффициенты

$$\sigma = \frac{kb_{0,7}}{\pi R} \text{ — коэффициент заполнения несущего винта.}$$

$$\mu = \frac{V \cos \alpha}{\omega R} \approx \frac{V}{\omega R} \text{ — характеристика режима работы винта.}$$

$$\lambda = \frac{V \sin \alpha + v}{\omega R} \text{ — коэффициент протекания}$$

$$c_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega R)^2} \text{ — коэффициент тяги несущего винта.}$$

$$m_k = \frac{M_k}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega R)^2 R} \text{ — коэффициент крутящего момента несущего винта.}$$

$$p = \frac{G}{F} \text{ — удельная нагрузка на диск несущего винта в кг/м}^2.$$

$$q = \frac{G}{N} \text{ — удельная нагрузка на мощность в кг/л. с.}$$

$a_0; a_1; b_1; a_2; b_2$ — коэффициенты махового движения.

M — коэффициент совершенства несущего винта.

M_i — коэффициент совершенства идеального несущего винта.

$$\gamma = \frac{ab_{0,7} \rho R^4}{2J_{ГШ}} \text{ — массовая характеристика лопасти.}$$

$c_{x p}$ — коэффициент профильного сопротивления.

$m_{k p}$ — компонент коэффициента крутящего момента от профильного сопротивления.

$m_{i, i}$ — компонент коэффициента крутящего момента от индуктивного сопротивления.

δ — осредненное значение профильного сопротивления лопасти.

$c_{x н. в}$ — коэффициент сопротивления.

c_y — коэффициент подъемной силы.

B — коэффициент конечных потерь несущего винта.

ρ — массовая плотность воздуха в $кг\ сек^2/м^4$.

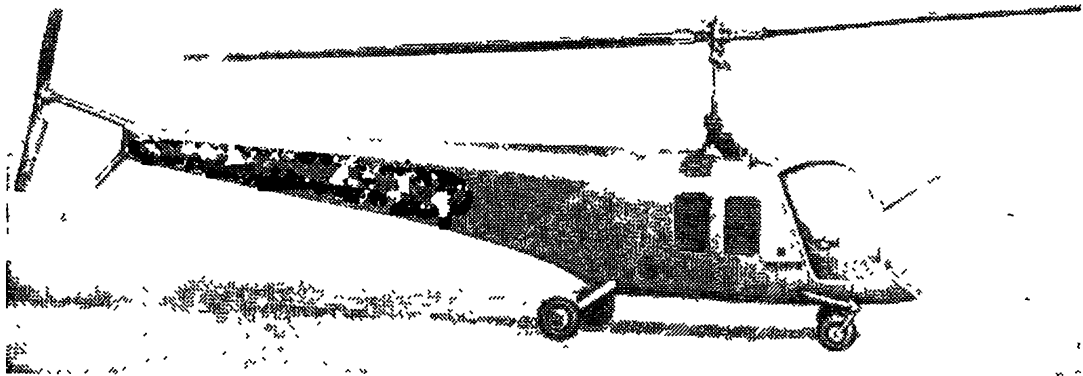
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УСТРОЙСТВЕ ВЕРТОЛЕТОВ

В настоящей главе читателю дается общее представление об устройстве вертолета, а также излагаются возможности вертолетов и их летные свойства. Это должно облегчить понимание излагаемого далее материала.

Типы вертолетов

Вертолеты можно подразделить на несколько типов, имеющих свои особенности, преимущества и недостатки.

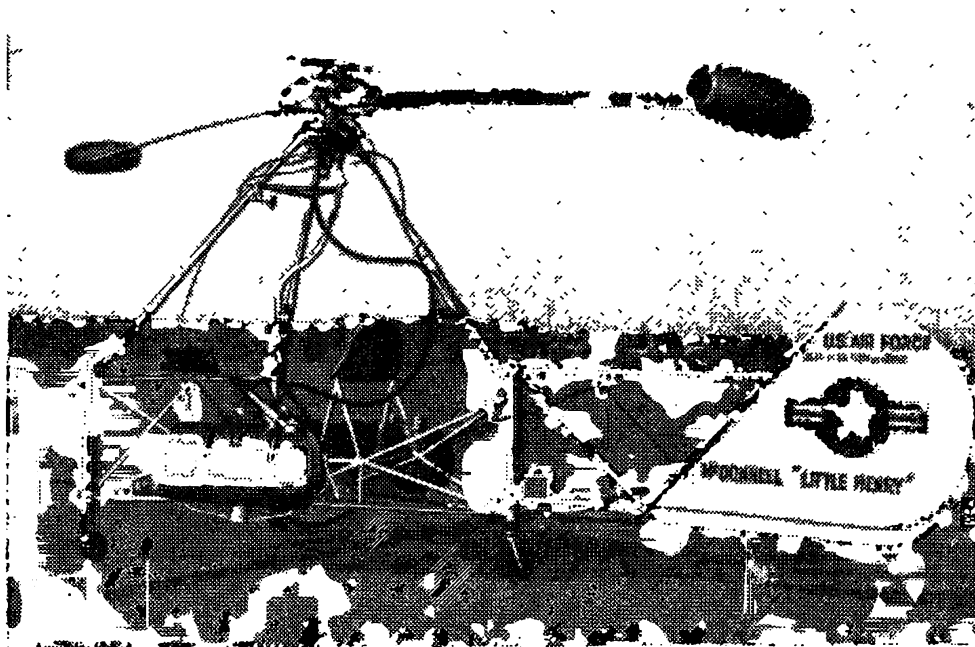
Одновинтовой вертолет. В настоящее время наиболее распространенным типом является одновинтовой вертолет с хвостовым



Фиг. 1.1. Одновинтовой вертолет Белл Н-13.

винтом (фиг. 1.1). Преимуществами данного типа является относительная простота — один несущий винт, простое управление, — одна главная трансмиссия. Несмотря на то что хвостовой винт потребляет 8—10% мощности мотора на висении и 3—4% в поступательном полете, простота устройства и экономия в весе по сравнению с другими способами компенсации крутящего момента, очевидно, покрывают эти потери мощности. Недостатком схемы является опасность, которую хвостовой винт представляет для наземного персонала.

Жи р о д и н — вертолет, у которого ось винта, компенсирующего крутящий момент, направлена по полету. В этом случае винт создает тягу вперед, вместо того чтобы для этого использовать главный несущий винт. Таким образом, несколько повышается эффективность несущего винта, поскольку исключается необходимость в его наклоне вперед, что приводит к более равномерному распределению углов атаки по несущему винту. На жиродине винт, компенсирующий крутящий момент несущего винта, следует распола-

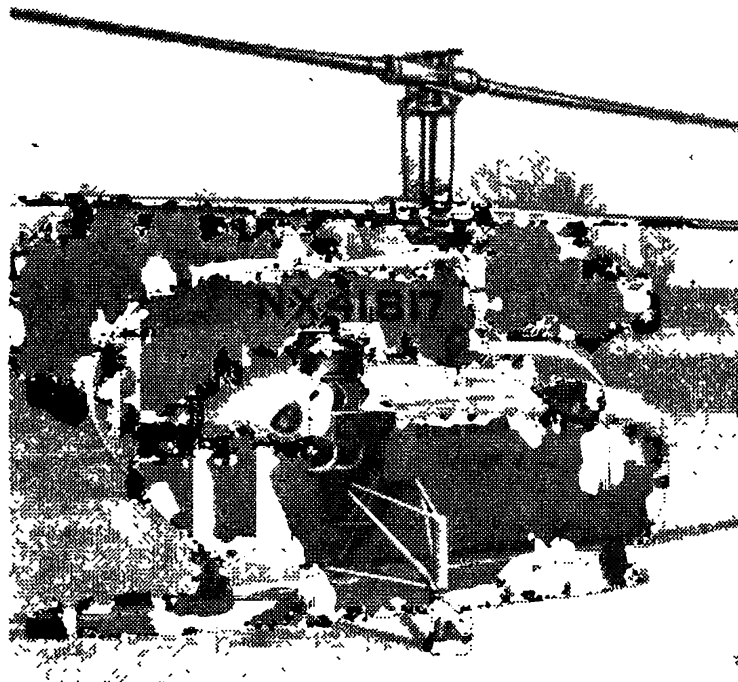


Фиг. 1.2. Вертолет с прямоточными РД фирмы Мак Донал.

гать так, чтобы не создавать значительного лобового сопротивления на коротком плече, что приводит к увеличению мощности, подаваемой к компенсирующему винту.

Реактивный вертолет (фиг. 1.2) дает простейшее решение проблемы крутящего момента. Крутящий момент несущего винта создается двигателями, расположенными на концах лопастей, а не передается через вал. Единственный момент, который передается на фюзеляж,— это момент трения подшипников. Путевое управление может быть осуществлено с помощью килевой поверхности или руля, использующих индуктивный поток от несущего винта на висении или набегающий поток при поступательном полете. Реактивная тяга может создаваться реактивными двигателями, расположенными на концах лопастей, или реактивными соплами, помещаемыми там же, но снабжаемыми воздухом от нагнетателя, установленного в фюзеляже и приводимого двигателем. Преимуществом реактивного несущего винта является его простота, к недостаткам же следует отнести высокий расход топлива. Развитие реактивных вертолетов будет всецело зависеть от развития соответствующих двигателей.

Соосный вертолет. В соосном вертолете (фиг. I.3) момент на фюзеляже отсутствует вследствие наличия двух расположенных друг над другом винтов, вращающихся в противоположных направлениях. Эти винты могут иметь одинаковые или различные диаметры. Единственным обязательным требованием является равенство крутящих моментов у обоих винтов. Соосный вертолет имеет меньшие габариты по сравнению с одновинтовым вертолетом; при этой схеме мощность на компенсацию крутящего момента не



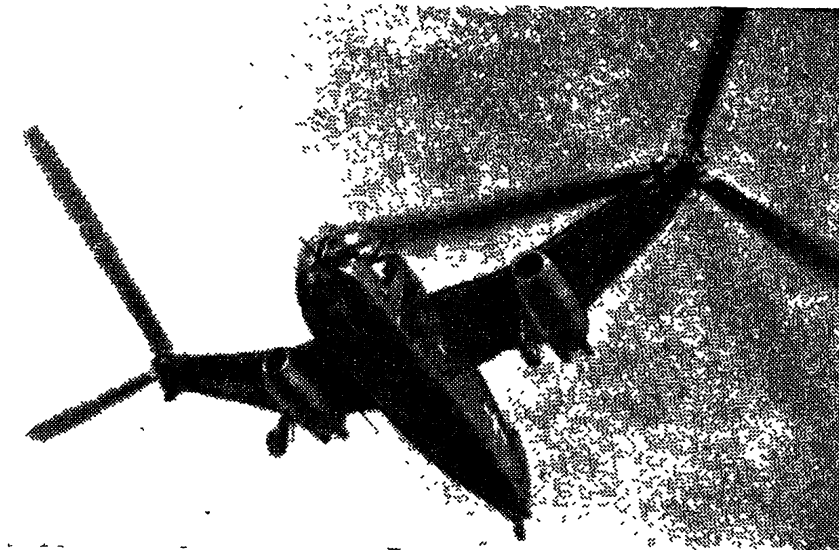
Фиг. I.3. Соосный вертолет Бендикс.

затрачивается. Однако управление у соосного вертолета значительно сложнее, чем у других вертолетов, и они имеют больший вес несущей системы.

Вертолет с поперечным расположением несущего винта (фиг. I.4). Основным преимуществом такого вертолета является уменьшение потребной для поступательного полета мощности, подобно тому как это происходит при увеличении удлинения самолетного крыла.

Это преимущество становится важным в больших многомоторных вертолетах, где требуется продолжение горизонтального полета при одном остановившемся моторе. Недостаток этого типа вертолета заключается в том, что он имеет большое вредное сопротивление вследствие лобового сопротивления конструкции, поддерживающей разнесенные несущие винты. Если эту конструкцию сделать небольшой по габаритам и обтекаемой, то получается значительная

прибавка в весе. Конструкцию, поддерживающую несущие винты, можно сделать несущей, тогда она частично разгрузит несущие винты при поступательном полете, что повысит общее качество вертолета. По сравнению с одновинтовой схемой вертолет с поперечным расположением винтов имеет более сложную трансмиссию и увеличенные габариты, хотя последние зависят от степени перекрытия несущего винта. Синхроптер (вертолет с перекрещивающимися несущими винтами), у которого винты перекрывают друг друга очень сильно, отличается компактностью и относительной простотой трансмиссии, достигаемыми за счет снижения качества.

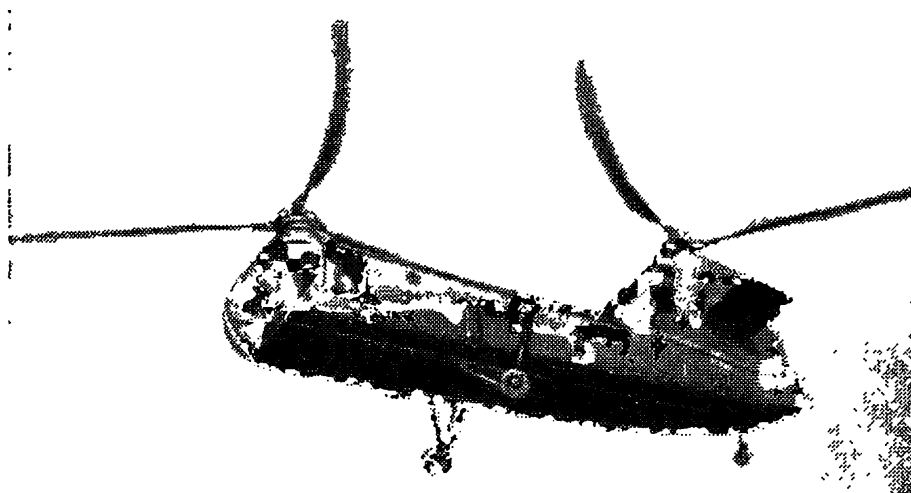


Фиг. 1.4. Вертолет поперечной схемы Мак Донал XHJD-1

Вертолет с продольным расположением несущего винта. Главным преимуществом вертолета с продольным расположением несущего винта (фиг. 1.5) является вместительный фюзеляж и значительные пределы допускаемого перемещения центра тяжести. Полезная нагрузка может быть распределена между несущими винтами в различных пропорциях. Недостатки, вызываемые усложненной трансмиссией и ее повышенным весом, подобны упомянутым для вертолетов с поперечным расположением винтов. Другим серьезным недостатком продольной схемы является пониженная эффективность винтов, так как один из них работает в струе другого. Потеря качества при поступательном полете может быть несколько уменьшена расположением заднего несущего винта с некоторым превышением над передним. Вертолеты продольной схемы могут иметь винты различных диаметров. При соответствующем выборе соотношения размеров переднего и заднего винтов можно получить улучшение устойчивости и управляемости.

Многовинтовые вертолеты. Было много проектов многовинтовых вертолетов главным образом тяжелого типа. Не-

сколько несущих винтов могут упростить управление, так как поворот вертолета относительно любой из трех осей может производить-



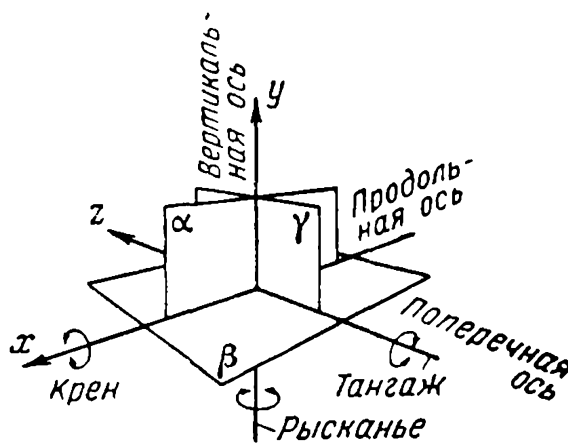
Фиг. 1.5. Вертолет продольной схемы Пясечкии НР-1.

ся простым увеличением тяги одного несущего винта относительно других. Для тяжелых вертолетов многовинтовая схема позволяет сохранять размеры винтов в разумных пределах.

Способы управления вертолетами

Рассмотрев типы вертолетов, разберем системы управления, применяемые на них.

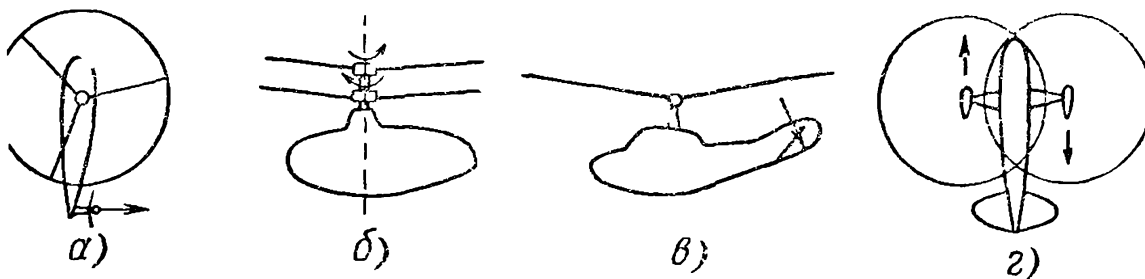
Требования к управлению. Чтобы полностью управлять телом в пространстве, нужно иметь возможность изменять силы и моменты относительно трех взаимно перпендикулярных осей. Это требует шесть независимых управлений (фиг. 1.6). Например, если тело движется в сторону, необходимо приложить силу, чтобы вернуть его в первоначальное положение. Если оно вращается, необходимо приложить момент, чтобы остановить вращение. Для человека было бы чрезвычайно трудно координированно осуществлять шесть независимых управлений, к счастью, возможно уменьшить количество управлений, объединяя их.



Фиг. 1.6. Система осей.

Летчику на вертолете действительно требуется создавать моменты относительно всех трех осей, чтобы выровнять машину, накре-

ненную порывом ветра. Однако ему не требуется создавать момент (например, пикирующий) без создания в то же время соответствующей силы, в нашем случае силы, действующей в продольном направлении. Он жертвует здесь равновесием сил, которое имеет место на висении, и вращает фюзеляж так, чтобы получить желаемое положение. Таким образом, одновременное создание момента тангажа и продольной силы исключает одно из шести независимых



Фиг. 1.7. Способы путевого управления.

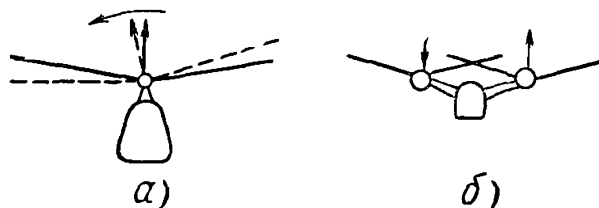
а — рулевой винт, *б* — дифференциальное изменение момента двух соосных винтов; *в* — поверхность в индуктивном потоке, *г* — дифференциальный наклон несущих винтов.

управлений. Фактически для вертолета необходимы четыре независимых управления. Рассмотрим их.

1. *Вертикальное управление* необходимо для изменения положения вертолета в пространстве по вертикали.

Управление по вертикали осуществляется с помощью одновременного изменения угла установки всех лопастей несущего винта (управление общим шагом), что вызывает изменение величины его тяги.

2. *Путевое управление* определяет положение вертолета в пространстве относительно вертикальной оси и позволяет летчику направлять нос вертолета в любом желаемом направлении в горизон-



Фиг. 1.8. Способы поперечного управления.

а — наклон вектора тяги несущего винта, *б* — дифференциальное изменение тяги

тальной плоскости. Способы осуществления путевого управления изображены на фиг. 1.7.

3. *Поперечное управление* включает использование как моментов, так и сил. Когда летчик приводит в действие поперечное управление, возникает кренящий момент относительно центра тяжести, и вертолет наклоняется. В результате наклона компонент вектора тяги начинает действовать в направлении крена. Поэтому действие поперечного управления вызывает одновременно крен и боковое перемещение вертолета. Способы поперечного управления показаны на фиг. 1.8. Для вертолета поперечной схемы первоначальное дей-