

(Учебно-методическое пособие)

**ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА  
ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТ**

Москва - 2006

## **ВВЕДЕНИЕ**

Военно-транспортный вертолет Ми-8МТ с двумя турбовальными двигателями ТВ3-117МТ (ВМ) предназначен для перевозки людей и различных грузов в грузовой кабине, а также для транспортировки грузов на внешней подвеске.



Внешний вид вертолета

Вертолет Ми-8МТ применяется в следующих вариантах:

1. Транспортный:
  - без дополнительных топливных баков (для перевозки в грузовой кабине грузов общим весом до 4000кг.);
  - с одним дополнительным топливным баком;
  - с двумя дополнительными топливными баками;
  - для транспортировки грузов на внешней подвеске весом до 3000кг.
2. Десантный - для перевозки десантников с личным оружием (24 десантника на МТ, 30 десантников на МТВ-3).
3. Санитарный:
  - с носилочными ранеными (максимально 12 чел) в сопровождении медработника;
  - комбинированный (максимально 12 чел.-3 носилочных и 17 сидячих раненых или 15 сидячих раненых и один дополнительный топливный бак).
4. С оборудованием ВМР-2.
5. Боевой.
6. Специальный.
7. Перегоночный.

## **1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА ВЕРТОЛЕТА. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО- ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ**

### **1.1. ПОНЯТИЕ «АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА»**

Под аэродинамической компоновкой летательного аппарата понимают внешние формы и способы сочетания его частей, создающих в полете основные аэродинамические силы и моменты.

Применительно к вертолетам аэродинамическая компоновка характеризуется:

- количеством и расположением несущих винтов;
- формами (обводами) фюзеляжа;
- типом и расположением силовой установки;
- наличием, расположением и формами крыла и оперения;
- количеством и формами выступающих в поток элементов.

Главным и в значительной мере определяющим признаком аэродинамической компоновки вертолета является количество несущих винтов и их расположение.

Военно-транспортный вертолет Ми-8МТ, спроектирован и построен по одновинтовой схеме с рулевым винтом и является дальнейшим развитием вертолета Ми-8.

## 1.2. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА ВЕРТОЛЕТА

**Фюзеляж вертолета.** Фюзеляж вертолета является основным силовым корпусом вертолета и представляет собой цельнометаллический полумонокк переменного сечения с гладкой работающей обшивкой (рис.1.1.).



Рис.1.1. Фюзеляж вертолета

Фюзеляж имеет три конструктивных разъема и включает в себя:

- носовую часть;
- центральную часть;
- хвостовую балку;
- концевую балку с обтекателями.

Носовая часть фюзеляжа представляет собой самостоятельный отсек, в котором размещены кабина экипажа, органы управления вертолетом, приборное и другое оборудование.

В центральной части фюзеляжа расположена грузовая кабина.

Хвостовая балка – клееной конструкции, блочно-стрингерного типа, имеет форму усеченного конуса длиной 5440мм и состоит из каркаса и гладкой работающей обшивки. К хвостовой балке крепится стабилизатор и амортизатор хвостовой опоры.

Концевая балка предназначена для выноса оси вращения рулевого винта в плоскость вращения НВ. Ось килевой балки отклонена вверх на угол  $43^{\circ} 10'$ , по отношению к оси хвостовой балки.

**Стабилизатор.** На вертолете установлен неуправляемый в полете стабилизатор, который служит для улучшения характеристик продольной устойчивости (рис.1.2.).



Рис.1.2. Стабилизатор

**Основные геометрические данные:**

- угол установки относительно оси хвостовой балки:
  - $6^{\circ}$  - для вертолета МИ-8МТ;
  - $3^{\circ}$  - для вертолета МИ-8МТВ-3;
- площадь стабилизатора –  $2,0\text{м}^2$ .

Стабилизатор имеет симметричный профиль и состоит из правой и левой половин трапецевидной формы в плане.

На режимах установившегося горизонтального полета углы атаки стабилизатора отрицательны и подъемная сила создает кабрирующий момент. Стабилизатор находится в пределах ометаемой площади, поэтому на висении в штиль и при малых скоростях он попадает в поле значительных индуктивных скоростей от НВ. При этом на стабилизаторе возникает направленная вниз сила, которая создает значительный кабрирующий момент.

**Несущий винт.** Несущий винт предназначен для создания подъемной силы, необходимой для осуществления вертикального набора высоты и поступательного полета вертолета.

Несущий винт состоит из пяти лопастей и втулки (рис.1.3.).



Рис.1.3. Несущий винт

*Основные геометрические данные:*

- диаметр винта – 21,3м;
- форма лопасти в плане – прямоугольная;
- хорда лопасти – 0,52м;
- ометаемая площадь – 356,1м<sup>2</sup>;
- коэффициент заполнения – 0,0777;
- коэффициент компенсатора взмаха – 0,5.

Основным силовым элементом лопасти является прессованный из алюминиевого сплава лонжерон, к полкам и задней стенке которого приклеиваются хвостовые отсеки с сотовым наполнителем.

Лопасть имеет геометрическую крутку +5° в сечениях 1-4 и далее изменяющуюся по линейному закону до 0° на конце лопасти (рис.1.4.). На отсеках 16 и 17 имеются триммерные пластины шириной 40мм, служащие для изменения моментных характеристик лопасти при устранении несоконусности несущего винта (рис.1.5.).

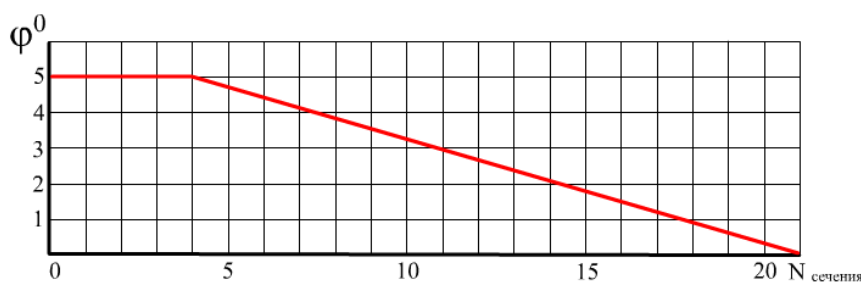


Рис.1.4. Геометрическая крутка лопасти



Рис.1.5. Лопасть несущего винта

Втулка несущего винта предназначена для передачи вращения лопастям от главного редуктора, а также для восприятия и передачи на фюзеляж аэродинамических сил, возникающих на несущем винте.

Схема втулки – пятилопастная, с разнесенными вертикальными, разнесенными и повернутыми горизонтальными и осевыми шарнирами (рис.1.6.).

Благодаря шарнирному сочленению лопастей с корпусом втулки значительно снижаются переменные напряжения на втулке и уменьшаются моменты аэродинамических сил, передающихся от винта на фюзеляж. Втулка снабжена гидравлическими демпферами для гашения колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров и имеет компенсатор взмаха.



Рис.1.6. Втулка несущего винта

**Рулевой винт** - трехлопастной, карданного типа, тянущий, предназначен для уравнивания реактивного момента несущего винта и для путевого управления вертолетом. Вращение винта осуществляется от главного редуктора через трансмиссию. Рулевой винт состоит из втулки и трех лопастей, и установлен на фланце выходного вала хвостового редуктора (рис.1.7.).



Рис.1.7. Рулевой винт

Направление вращения: по часовой стрелке, если смотреть со стороны рулевого винта. Изменение направления вращения рулевого винта (по сравнению с вертолетом Ми-8Т) привело к повышению эффективности путевого управления, особенно на режимах малых скоростей. Это связано с тем, что увеличилась скорость обтекания лопасти, что привело к уменьшению углов установки лопастей для создания равноценной тяги (рис.1.8.).

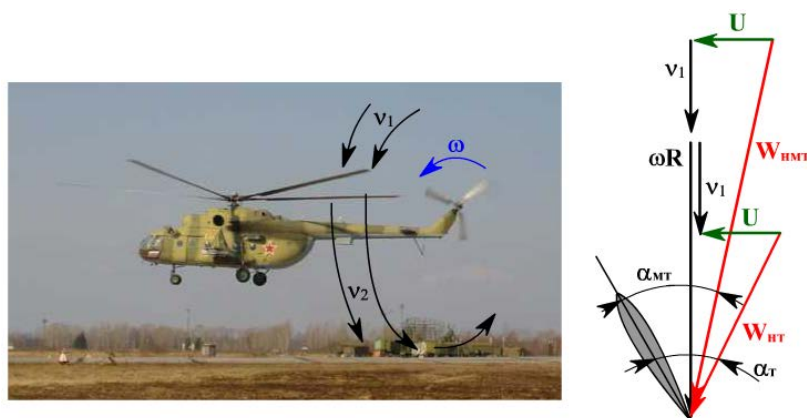


Рис.1.8. Треугольники скоростей лопасти РВ



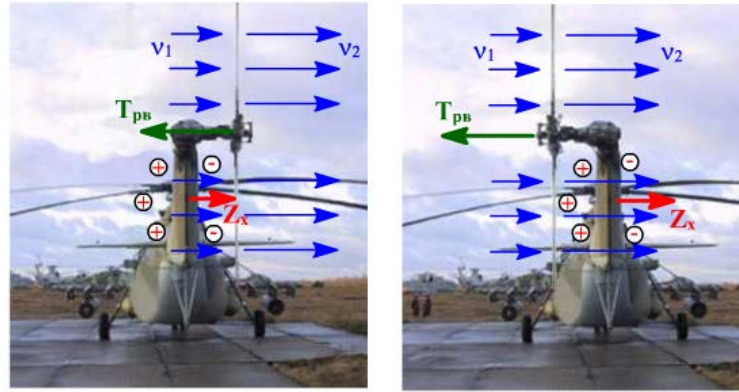


Рис.1.9. Работа толкающего и тянущего РВ

Относительная потеря силы тяги РВ на обдувку кия определяется схемой РВ(толкающий или тянущий), расстоянием  $z_{рв} = \frac{z_{рв}}{R_{рв}}$  между килем и РВ и обдуваемой площадью кия  $\overline{S}_к = \frac{S_{кобдув}}{F_{рв}}$ , Если

РВ тянущий, боковая сила кия создается от непосредственной обдувки кия индуктивным потоком, отбрасываемым РВ. Если РВ толкающий, индуктивный поток отбрасывается в свободное воздушное пространство, но подсасывается из зоны расположения кия. Поэтому потери тяги толкающего РВ обусловлены, во-первых, силой разряжения на киле и прилегающей части хвостовой балки, а во-вторых, аэродинамическим затенением винта килем. Для любого типа РВ присутствие кия всегда вызывает потерю силы тяги, не компенсируемую незначительным экраным эффектом или оптимальным профилированием кия.

В конечном счете, потеря силы тяги РВ зависит от зазора между плоскостью вращения РВ и килем  $z_{рв}$ , а также от значений обдуваемой площади кия  $\overline{S}_к$  (рис.1.10.). Для толкающего РВ величина  $\Delta T_{рв}$  по мере приближения РВ к килю возрастает значительно интенсивнее, чем для тянущего, однако в практической реализуемом диапазоне значений  $0,3 < z_{рв} < 0,5$  потери силы тяги толкающего РВ в несколько раз меньше, чем тянущего.

При обычных параметрах кия и расположения РВ  $\Delta T_{рв} \approx 0,76 \overline{S}_к$  для тянущего и  $\Delta T_{рв} \approx 0,32 \overline{S}_к$  для толкающего РВ.

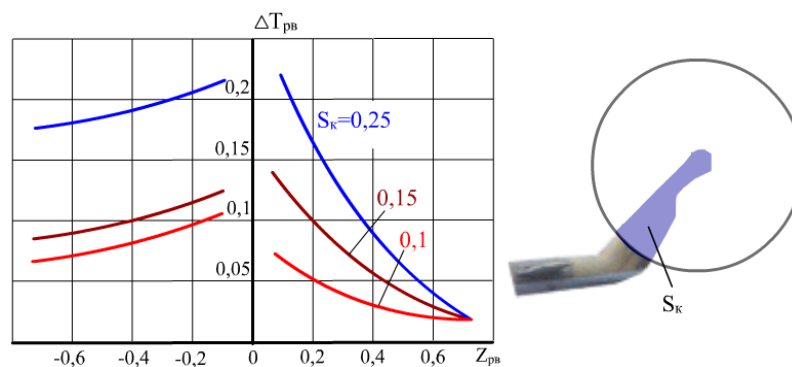


Рис.1.10. Зависимость потери тяги РВ от его относительного расстояния до кия  $z_{рв}$  и обдуваемой площади кия  $\overline{S}_к$

Основные геометрические данные:

№	НАИМЕНОВАНИЕ	МИ-8МТ	МИ-8МТВ-3
1.	Тип винта	тянущий	тянущий
2.	Коэффициент заполнения	0,135	0,149

3.	Хорда лопасти, мм	270	305
4.	Диаметр винта, м	3,908	3,908
5.	Углы установки: - минимальный - максимальный - максимальный при полностью выдвинутом штоке МП-100 СПУУ-52-1	$-7^{\circ}50' + 45'$ $20^{\circ}30' + 20'$ $16^{\circ}20'$	$-7^{\circ}20'$ $23^{\circ}20'$ $16^{\circ}20'$
6.	Максимальный угол установки лопастей НВ	$14^{\circ}$	$14^{\circ}45'$

В систему путевого управления включена система подвижных упоров управления СПУУ-52-1. Она предназначена для автоматического изменения положения упора, ограничивающего максимальную величину угла установки лопастей РВ в зависимости от плотности воздуха с целью предохранения винта и трансмиссии от перегрузки. При увеличении плотности воздуха максимальный угол установки лопастей РВ уменьшается, а при уменьшении плотности воздуха – увеличивается.

**Взлетно-посадочные устройства.** Взлетно-посадочные устройства предназначены для восприятия ударных нагрузок при посадке вертолета, а также для перемещения вертолета по земле при рулении и взлете. К взлетно-посадочным устройствам относятся (рис.1.11.):

- колесное шасси, не убирающееся в полете, оборудованное двумя главными стойками и передней стойкой с двумя спаренными колесами;
- хвостовая опора, предназначенная для предохранения лопастей РВ от повреждений при посадке вертолета с большим углом тангажа.



Рис.1.11. Взлетно-посадочные устройства вертолета

**Основные геометрические данные:**

- колея шасси – 4510мм;
- база шасси – 4280мм;
- клиренс – 0,445мм;
- стояночный угол –  $4^{\circ}10'$ .

### 1.3. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

№	НАИМЕНОВАНИЕ	МИ-8МТ	МИ-8МТВ
1	2	3	4
1	Масса пустого вертолета, кг	по формуляр у	по формуляр у
2	Нормальная взлетная масса, кг	11100	11100
3	Максимальная взлетная масса кг	13000	13000
4	Десантная нагрузка, кг: - нормальная - максимальная	2000 4000	2000 4000
5	Количество десантников, чел	21-24	30
6	Количество раненых, перевозимых на носилках, чел	12	12
7	Максимальная скорость горизонтального полета на $H=0-1000\text{м, км/ч}$ : - при нормальной взлетной массе; - при максимальной взлетной массе.	250 230	250 230
8	Крейсерская скорость горизонтального полета на $H=0-1000\text{м, км/ч}$ : - при нормальной взлетной массе; - при максимальной взлетной массе.	220-240 205-215	220-240 205-215
9	Экономическая скорость полета по прибору на высотах от 0 до $3000\text{м, км/ч}$	120-130	120-130
10	Статический потолок, м	1760	3980
11	Практический потолок, м: - при нормальной взлетной массе; - при максимальной взлетной массе.	5000 4100	6000 4800
12	Вертикальная скорость набора высоты у земли (ПОС. выключена), $\text{м/с}$ : - при нормальной взлетной массе - при максимальной взлетной массе	9 7	9 7



1	2	3	4
13	<p>Время набора высоты на номинальном режиме работы двигателей и наивыгоднейшей скорости набора (ПОС. выключена), мин:</p> <p>- при <math>m_{взл. норм.}</math> :</p> <p>1000м. <math>1,8^{+0,5}</math> 1,6</p> <p>3000м. <math>6^{+1}</math> 4,8</p> <p>4000м. <math>9,5^{+2}</math> 6,5</p> <p>5000м. - 8,7</p> <p>- при <math>m_{взл. макс.}</math> :</p> <p>1000м. <math>2,4^{+0,5}</math> 2,3</p> <p>3000м. <math>10,9^{+1}</math> 7,1</p> <p>4000м. - 10,4</p>		
14	<p>Практическая дальность полета на <math>H=500м</math>, <math>V_{кр}</math>, при полной заправке основных топливных баков, с 5% остатком топлива, км:</p> <p>- при нагрузке 2117кг;(1876) 495 495(660<sup>-30</sup>)</p> <p>- при нагрузке 4000кг; 465 465</p> <p>- с одним дополнительным топливным баком; 725 725</p> <p>- с двумя дополнительными топливными баками. 950 950</p>		
15	<p>Центровка:</p> <p>-без брони ППЦ +300 +300</p> <p>-с броней ППЦ +330 +330</p> <p>-ПЗ, мм -95 -95</p>		

#### Примечание

1. На вертолете Ми-8 МТ с двигателями ТВЗ-117МТ с РПР-ЗАМ (регулятор предельных режимов) величина практического потолка:
  - с нормальной взлетной массой составляет 5000м;
  - с максимальной взлетной массой составляет 3900м.
2. При включении ПОС (противообледенительная система) винтов и двигателей величина практического потолка уменьшается на 200-300м. Установка ЭВУ (экранно-выхлопное устройство) уменьшает  $H_{пр}$  на 150-200м.
3. Разрешается использование форсированного режима двух двигателей на высотах расположения площадок выше 1700м, при температурах наружного воздуха от +20°C и ниже.
4. Включение эжектора ПЗУ (пылезащитное устройство) снижает тягу НВ примерно на 200-300кг.
5. Включение ПОС уменьшает  $V_y$  набора на 1<sup>м</sup>/с. Включение эжектора ПЗУ уменьшает скороподъемность на 0,6<sup>м</sup>/с.

6. Наивыгоднейшая скорость набора высоты:

для вертолета с двигателями ТВЗ-117МТ III<sub>сер.</sub>:

до 3000м  $120^{км}/ч$ ;

от 3000 до 4000м  $110^{км}/ч$ ;

более 4000м  $100^{км}/ч$ .

для вертолета с двигателями ТВЗ-117ВМ:

до 2000м  $120^{км}/ч$ ;

от 2000 до 4000м  $110^{км}/ч$ ;

от 4000 до 5000м  $100^{км}/ч$ ;

от 5000 до 6000м  $90^{км}/ч$ .

## 2. ДИАПАЗОН ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

### 2.1. ПОТРЕБНАЯ И РАСПОЛАГАЕМАЯ МОЩНОСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Для выполнения установившегося полета необходимо чтобы мощность, вырабатываемая силовой установкой, была равна мощности, потребной для полета на данном режиме. **Потребной**, называется мощность, которую необходимо подводить к несущему винту для создания потребной для полета тяги. В общем случае потребная мощность состоит из индуктивной, профильной мощностей и мощности движения (рис.2.1)

$$N_n = N_{инд} + N_{пр} + N_{дв}$$

**Индуктивная мощность**  $N_{инд}$ , затрачиваемая на создание подъемной силы имеет наибольшее значение на режиме висения (70-80%) и уменьшается с увеличением скорости полета вследствие увеличения массы воздуха, проходящего через несущий винт за единицу времени.

**Профильная мощность**  $N_{пр}$ , потребная для преодоления профильного сопротивления лопастей НВ. С ростом скорости полета увеличивается.

**Мощность движения**  $N_{дв}$ , затрачиваемая на передвижение вертолета в пространстве, на режиме висения равна нулю, а с увеличением скорости возрастает вследствие роста лобового сопротивления вертолета.

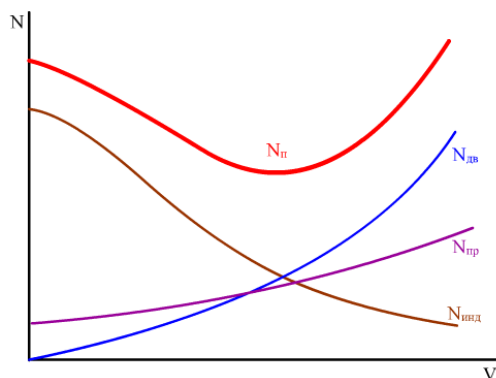


Рис.2.1. Потребная мощность и ее составляющие

Потребная мощность для горизонтального полета  $N_n$  с увеличением скорости полета вначале уменьшается, а затем увеличивается в соответствии с характером изменения  $N_{инд}$ ,  $N_{пр}$ ,  $N_{дв}$ .

Величина потребной мощности зависит, в основном, от следующих эксплуатационных факторов: высоты полета, полетной массы, температуры наружного воздуха и др.

С увеличением высоты горизонтального полета уменьшается плотность воздуха и для создания одной и той же по величине тяги при одной и той же скорости потребная мощность увеличивается. С увеличением полетной массы вертолета требуется большая тяга, поэтому потребная мощность для горизонтального полета увеличивается. С увеличением температуры наружного воздуха уменьшается плотность воздуха на данной высоте, поэтому для создания такой же по величине тяги необходимо увеличивать общий шаг, что в свою очередь ведет к увеличению потребной мощности.

Значительное уменьшение потребной мощности для несущего винта получается при висении вертолета вблизи земли за счет влияния **воздушной подушки**.

Сущность явления воздушной подушки заключается в том, что индуктивный поток, отбрасываемый винтом вниз, встречает экран (земную поверхность) и кинетическая энергия его рассеивается в ограниченном пространстве под винтом, что создает дополнительное увеличение тяги несущего винта и в конечном счете при  $m_{взл} = \text{const}$  способствует уменьшению потребной мощности на висении, т.е.

увеличивает запас мощности, что положительно сказывается при выполнении взлетов и посадок на высокогорных площадках при высоких температурах наружного воздуха с максимальной взлетной массой.

С увеличением высоты висения эффект влияния воздушной подушки уменьшается и на высоте висения 20м он практически исчезает. Влияние воздушной подушки также пропадает при висении над кустарником, водной поверхностью, т.к. энергия потока в этом случае расходуется в основном на раскачку кустарника и образование волн.

**Располагаемая мощность**  $N_p$  для несущего винта – это максимальная мощность, которая подводится к несущему винту при работе на взлетном режиме.

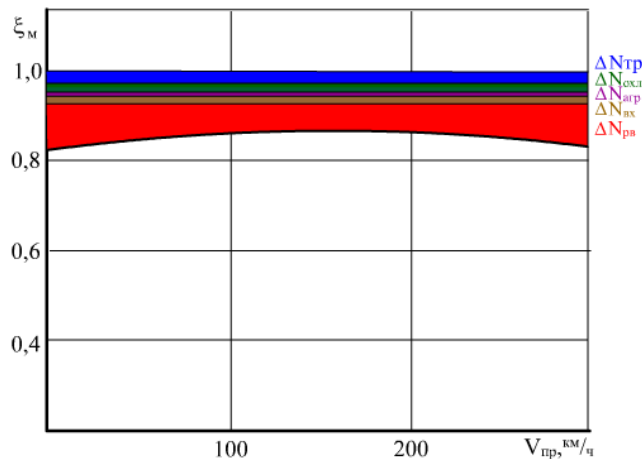


Рис.2.2. Зависимость коэффициента использования мощности от скорости полета

Она меньше эффективной мощности двигателей  $N_e$  на величину потерь на привод РВ (7-10% на режиме висения и 3-4% на крейсерской скорости), привод агрегатов двигателя и вертолета (1%), трения в трансмиссии (3%), привод вентилятора (1,5%), гидравлические сопротивления входных устройств (2,5%). Кроме того при включении ПОС (4%), СКВ (0,8%). Учитываются эти потери через коэффициент использования мощности (рис.2.2).

$$N_p = N_e \xi_m, \quad \text{где} \quad \xi_m = 0,83-0,86$$

Располагаемая мощность для несущего винта изменяется от высоты полета и температуры наружного воздуха точно так же, как и эффективная мощность двигателей при работе их на взлетном режиме, т.е. для двигателя с увеличением высоты полета и температуры наружного воздуха более расчетной, располагаемая мощность падает.

## 2.2. ДИАПАЗОН ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Кривые потребной и располагаемой мощностей впервые были предложены Н.Е. Жуковским для определения летных характеристик летательных аппаратов, и в аэродинамике носят его имя (рис.2.3.)

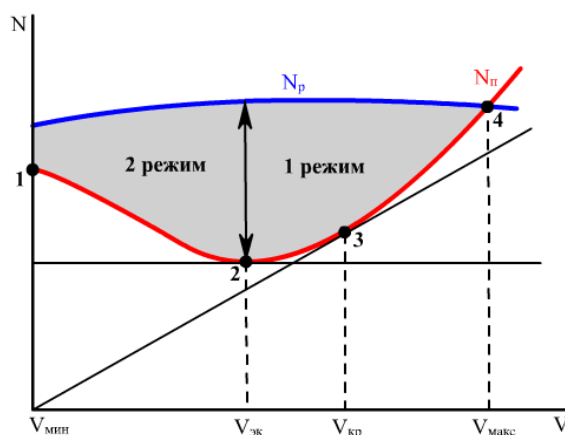


Рис.2.3. Кривые Жуковского

Метод одновременного рассмотрения изменения потребной и располагаемой мощностей в зависимости от различных эксплуатационных факторов позволяет раскрыть физическую сущность причин изменения возможных условий горизонтального полета, выявить его наиболее характерные скорости и режимы.

На рис.2.3. можно видеть следующие характерные точки:

- точка 1-  $V_{мин} = 0$ , минимальная скорость горизонтального полета, соответствует режиму висения. На данной высоте при  $V = 0$  имеется запас мощности, поэтому возможны висение и вертикальный подъем;
- точка 2- точка минимальной  $N_n$  определяет экономическую скорость полета ( $V_{эк}$ ), при этом запас мощности максимальный;
- точка 3- определяет  $V_{кр}$  – скорость наибольшей дальности полета;

- точка 4- точка пересечения  $N_p$  и  $N_n$  на больших скоростях полета определяет максимальную скорость горизонтального полета, которая достигается при полном использовании располагаемой мощности.

Изменение располагаемой и потребной мощностей в зависимости от высоты, температуры наружного воздуха и полетной массы вертолета определяет изменение перечисленных скоростей горизонтального полета.

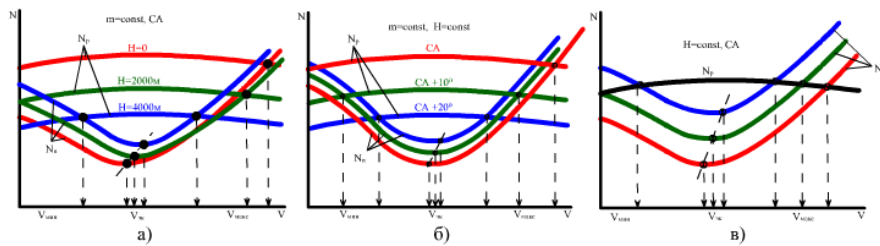


Рис. 2.4. Влияние эксплуатационных факторов полета на кривые Жуковского

Располагаемая мощность изменяется в соответствии с высотно-климатической характеристикой силовой установки при ее работе на взлетном режиме.

С увеличением высот полета кривая потребной мощности вначале сдвигается вверх и вправо, что обуславливается увеличением индуктивной мощности при одновременном уменьшении мощности движения. Сдвиг происходит примерно по касательной, проведенной из начала координат к кривой потребной мощности для  $H=0$ . Однако для высот более 2,5-3км кривая потребной мощности отходит от этой касательной вверх, т.к. на больших высотах вследствие влияния сжимаемости воздуха резко увеличивается профильная мощность.

Увеличение температуры наружного воздуха и полетной массы вертолета приводит к росту индуктивной и профильной мощности, практически не изменяя мощность движения.

Под **режимом горизонтального полета** понимается установившееся прямолинейное движение вертолета с постоянной скоростью без набора высоты и снижения.

В практической аэродинамике вертолета различают следующие основные характерные скорости горизонтального полета: минимальную, экономическую, крейсерскую и максимальную.

Максимальная и минимальная скорости горизонтального полета по высотам определяют теоретический диапазон возможных скоростей и высот полета (рис.2.4.).

**Минимальная скорость полета** – это наименьшая скорость, на которой вертолет еще удерживается в горизонтальном полете на данной высоте при использовании взлетного режима работы двигателей. До  $V_{мин}=0$ , на больших высотах для висения не хватает располагаемой мощности, поэтому горизонтальный полет возможен только на поступательной скорости, т.е. когда несущий винт переходит на косую обдувку и возможности его по созданию тяги при взлетной мощности двигателей увеличиваются.

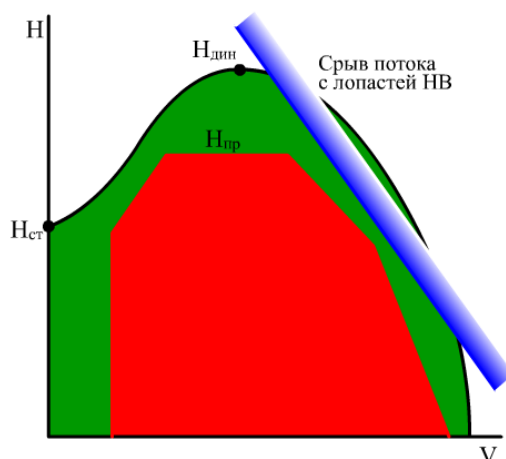


Рис.2.5. Теоретический и эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета

При полете на минимальной скорости на высотах выше статического потолка отсутствуют запасы мощности силовой установки и, как правило, очень малы запасы по путевому управлению, а также ограничено время работы двигателей. Наблюдается повышенный уровень тряски, возможны самопроизвольные движения вертолета.

**Максимальная скорость полета** – это наибольшая скорость установившегося горизонтального полета при использовании максимальной (взлетной) мощности двигателей. Максимальная скорость горизонтального полета ограничена располагаемой мощностью, т.к. при полете на этих скоростях

располагаемая мощность меньше потребной и вертолет не может увеличить скорость из-за отсутствия запаса мощности. Для вертолетов характерна и другая причина ограничения максимальной скорости полета – по срыву потока с лопастей несущего винта. С увеличением скорости и высоты полета растет потребное значение  $\varphi_{ош}$  и на отступающих лопастях ( $\psi = 270-300^\circ$ ) вследствие увеличения скорости взмаха вниз и работы регулятора взмаха местные углы атаки становятся закритическими. В этом секторе образуется зона срыва потока, которая с увеличением скорости полета расширяется.

Теоретический диапазон высот и скоростей полета определяет динамический и статический потолок.

**Динамический потолок  $H_{дин}$**  – это наибольшая высота полета, где минимальная скорость равна максимальной и нет избытка мощности. Практически достичь динамического потолка представляет определенную сложность, т.к. время набора этой высоты значительно превышает время работы двигателя на взлетном режиме и, кроме того, усложняется техника пилотирования в связи с близостью ограничений по срыву потока с лопастей несущего винта и отсутствием запаса мощности силовой установки.

**Статический потолок  $H_{ст}$**  – это максимальная высота висения вертолета с нормальной взлетной массой, в стандартных атмосферных условиях, вне зоны влияния земли, при работе двигателей на взлетном режиме.

С учетом изменения диапазона возможных скоростей и высот, и обеспечения безопасности полетов, Инструкцией экипажа предусмотрены максимальные и минимальные скорости полета по высотам для установившихся режимов полета, которые определяют эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета (табл.1).

Таблица 1

Высота, м.	При взлетной массе, кг			
	13000		11100	
	максимальная	минимальная	максимальная	минимальная
До 1000	230	60	250	60
2000	195	60	230	60
3000	160	60	210	60
4000	120	80	170	60
5000	110 <sup>1</sup>	60 <sup>1</sup>	130	80(60 <sup>1</sup> )
6000 <sup>2</sup>	-	-	100 <sup>2</sup>	60 <sup>2</sup>

Примечание:

1.Цифры с индексом 1 – для вертолета Ми-8МТВ на высоте 4800м;

2.Цифры с индексом 2 – для вертолета Ми-8МТВ с нормальной взлетной массой.

## 2.3. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИХ ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ

### 1.Ограничения по скорости.

$V_{мин.доп.}$  – на  $H < 1000-1500$ м ограничена по причинам:

- неустойчивая работа УС-450;
- малы запасы мощности для маневрирования;
- повышенный уровень вибрации.

$V_{мин.доп.}$  – на  $H > 1000-1500$ м ограничена по причине реализации всей располагаемой мощности для поддержания вертолета на постоянной высоте.

$V_{макс.доп.}$  – на  $H > 1000-1500$ м ограничена по причине срыва потока на лопастях НВ и как следствие, ухудшения управляемости, непреднамеренного выхода за ограничения.

$V_{макс.доп.}$  – на  $H < 1000-1500$ м ограничена по причине появления значительных напряжений в забустерной части системы управления от действия шарнирных моментов на лопастях несущего винта.

## 2. Ограничения по перегрузкам.

$n_{\text{умакс.доп.}} = 1,5$  ограничена прочностью конструкции вертолета.

$n_{\text{умин.доп.}} = 0,6$  ограничена условиями устойчивой работы гидросистемы.

$n_x$  – ограничена при разгоне только величиной располагаемой мощности, а при торможении возможностью увеличения оборотов несущего винта более допустимых.

$n_z = (0,15-0,2) n_y$  – ограничена прочностью хвостовой части вертолета.

## 3. Ограничения по углу крена.

$\gamma_{\text{макс.доп.}}$  – ограничен максимально допустимой эксплуатационной перегрузкой.

Таблица 2

Максимально допустимые углы крена в зависимости от высоты полета, градус

Высота, м	При массе вертолета 11100кг и менее	При массе вертолета более 11100кг
50-3000	30	20
более 3000	15	15

### Примечание:

1. Форсированные виражи и развороты на высотах 50-1000м при нормальной взлетной массе и менее на скоростях полета 120-250<sup>км/ч</sup> разрешается выполнять с кренами до 45°.

2. На высотах до 50м над рельефом местности допускается угол крена, по величине равный высоте полета, но не больше значения, указанного в таблице.

## 4. Ограничения по углу тангажа.

Максимально допустимый угол тангажа равный  $\pm 20^\circ$  ограничен на восходящих фигурах возможностью выхода за ограничения по минимально допустимой скорости, а на нисходящих – по максимально допустимой.

## 5. Угловая скорость разворота.

На висении ограничена величиной 12°/с в виду малого запаса путевого управления, с целью исключения возможности попадания в самопроизвольный разворот.

## 6. Скорость ветра.

При раскрутке и остановке несущего винта скорость ветра спереди и сбоку ограничивается из-за возможности касания лопастями несущего винта хвостовой балки. Ветер сзади ограничивается по условиям надежного запуска двигателей.

При рулении ограничения по ветру установлены из-за опасности опрокидывания вертолета.

При взлете и посадке ограничения по ветру такие же, как и при раскрутке (остановке) несущего винта.

Причины ограничения ветра сбоку:

- опасность опрокидывания вертолета на земле после увеличения тяги несущего винта во время взятия шага при взлете;

- появление резкой разбалансировки вертолета в поперечном и путевом отношении в момент отрыва от земли;

- обеспечение необходимого запаса путевого и поперечного управления при взлете и посадке, особенно с предельной взлетной массой;

Причины ограничения попутного ветра:

- неустойчивость положения вертолета хвостом на ветер на висении;

- обеспечение необходимого запаса продольного управления на себя при предельно передней центровке;

- опасность касания земли хвостовой опорой при предельно задних центровках;

- попадание выхлопных газов на вход в двигатели и уменьшение располагаемой мощности

Таблица 3

Допустимая скорость ветра, м/с

Направление ветра	При раскрутке и остановке несущего винта	При взлете и посадке
Встречный	20	20
Боковой справа	10	10
Боковой слева	15	10
Попутный	8	10(5)

\*- для вертолетов с установленной броневаой защитой.



### 3. УСТОЙЧИВОСТЬ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ И БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА

#### 3.1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ УСТОЙЧИВОСТИ, УПРАВЛЯЕМОСТИ И БАЛАНСИРОВКИ

Режим полета вертолета, задаваемый летчиком установкой рычагов управления в определенное балансировочное положение может нарушаться самыми разнообразными внешними воздействиями. Эти воздействия вызывают некоторое начальное отклонение какой-либо характеристики движения вертолета (скорости, углов атаки и скольжения) от ее значения при равновесии, непосредственно или косвенным путем. Следовательно, и траектория движения отклоняется от заданной.

Установившийся полет вертолета без воздействия возмущений называется невозмущенным движением. Движение вертолета после воздействия возмущения (без вмешательства летчика в управление) называется возмущенным. Возмущенное движение может быть колебательным или аperiodическим, устойчивым или неустойчивым (рис.3.1.).

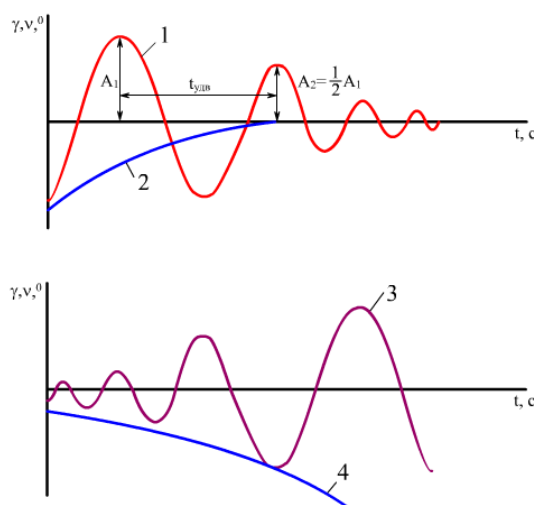


Рис.3.1. Виды возмущенного движения вертолета

Под **устойчивостью** движения вертолета понимают способность его возвращаться без вмешательства летчика в управление к исходному режиму установившегося полета после прекращения действия возмущающих сил.

Характер возмущенного полета вертолета зависит, прежде всего, от направления сил и моментов, появляющихся при нарушении равновесия. Вертолет является статически устойчивым, если он обладает тенденцией к возвращению в положение равновесия в момент вывода его из этого положения. Статические характеристики устойчивости отвечают на вопрос, в каких условиях равновесия – устойчивого, нейтрального или неустойчивого выполняется полет.

Наличие статической устойчивости является необходимым, но недостаточным условием для возвращения вертолета к исходному режиму, т.е. для обеспечения динамической устойчивости. Дальнейшее развитие возмущенного движения после первоначального отклонения зависит от наличия демпфирования, которое заключается в появлении аэродинамических, так называемых демпфирующих сил и моментов, воспринимающих энергию возмущенного движения и рассеивающих ее в окружающую среду. Хорошими демпфирующими свойствами обладают несущий винт и стабилизатор.

При рассмотрении характеристик устойчивости движение вертолета условно делится на продольное и боковое.

**Управляемостью** вертолета называется его способность реагировать на управляющие действия летчика. Количественными характеристиками управляемости являются: мощность управления, эффективность управления, чувствительность управления и запаздывание в управлении.

**Мощность управления** определяется величиной максимального управляющего момента, возникающего при отклонении рычага управления от нейтрального положения до упора. Этот момент должен обеспечить на всех режимах полета возможность парирования возмущений, действующих на вертолет. В полете максимальный располагаемый управляющий момент будет различным на различных режимах полета в зависимости от балансировочного положения соответствующего рычага управления. Поэтому мощность управления должна быть такой, чтобы на различных режимах полета при предельно допустимых центровках ее остаток все же обеспечивал необходимую управляемость при парировании возмущений.

**Эффективность управления** – величина приращения управляющего момента, действующего на вертолет, при отклонении рычага управления на единицу хода.

Эффективность продольно-поперечного управления тем выше, чем больше сила тяги несущего винта, вертикальная центровка вертолета, разнос горизонтальных шарниров. Эффективность путевого управления тем выше, чем выше тяга рулевого винта и ее плечо. При возникновении срыва потока на лопастях несущего винта эффективность управления падает.

**Чувствительность управления** – величина установившейся угловой скорости вращения вертолета при отклонении рычага управления на единицу хода.

После отклонения ручки управления на единицу хода создается управляющий момент, и вертолет начинает поворачиваться с некоторым угловым ускорением. Угловая скорость будет увеличиваться до тех пор, пока увеличивающийся вместе с ней демпфирующий момент не достигнет величины управляющего момента. Далее угловая скорость вращения остается постоянной. Чувствительность тем выше, чем больше эффективность управления и меньше демпфирующие свойства вертолета. Низкая чувствительность управления делает вертолет малоповоротливым, а при высокой чувствительности вертолет становится «строгим в пилотировании».

**Запаздывание в управлении** измеряется временем от начала отклонения ручки управления до начала вращения вертолета.

Физически запаздывание в управлении объясняется принципом создания управляющих моментов по крену и тангажу – изменением направления большой результирующей силы тяги несущего винта на небольшом плече. Время запаздывания управления примерно равно времени одного оборота несущего винта и составляет 0,3-0,4с.

**Балансировка вертолета** – это процесс управления вертолетом, в ходе которого летчик при помощи органов управления добивается полного равновесия, т.е. все силы и моменты, действующие на вертолет, взаимно уравновешены. Значения углов, характеризующих пространственное положение вертолета, а также положение рычагов управления, соответствующее равновесию вертолета называются балансирующими.

Известно, что полное равновесие сил и моментов, действующих на вертолет, без вмешательства летчика долго сохраняться не будет. Необходимость вмешательства летчика в управление зависит от характеристик устойчивости вертолета.

Балансирующие отклонения рычагов управления и вертолета изменяются при изменении скорости, высоты полета, полетной массы вертолета, варианта подвесок и т.д., поскольку от этих факторов зависят величины аэродинамических сил и моментов, входящих в уравнения равновесия.

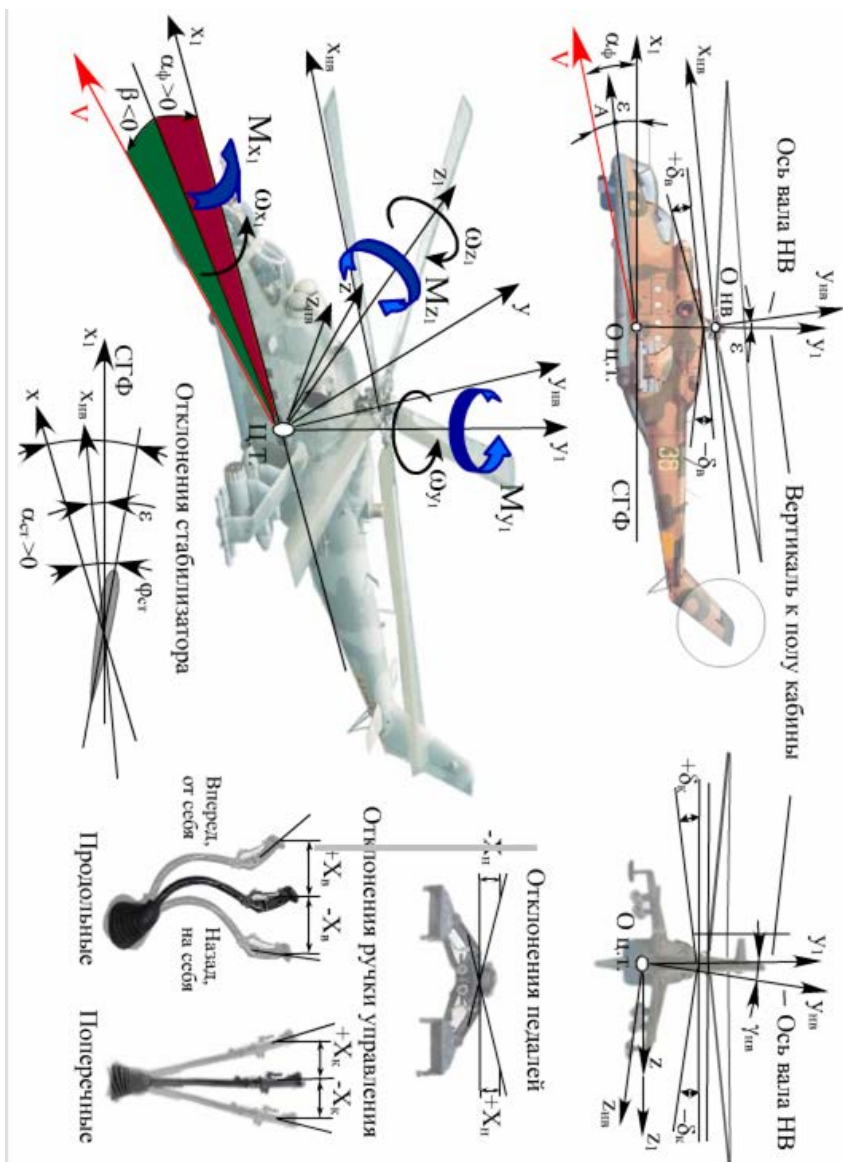


Рис. 3.2. Принятые обозначения и правила знаков

Зависимости балансирующих положений рычагов (органов) управления от скорости полета называются *балансирующими кривыми*.

Они полностью характеризуют условия равновесия вертолета по отклонениям рычагов продольного, поперечного и путевого управления, общего шага и самого вертолета в пространстве. Балансирующие кривые позволяют определить запасы управления, углы тангажа, крена и скольжения вертолета на различных режимах полета, а также некоторые характеристики устойчивости и управляемости. Балансирующие кривые получают расчетным путем, но затем обязательно корректируют их по результатам летных испытаний.

Для понимания этих зависимостей необходимо знать системы координат и правила знаков, принятые для их построения. Эти правила показаны на рисунке 3.2.

### 3.2. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ

При старте вертолета с места, при рулении, разбеге и пробеге, а также в момент отрыва на взлете и в момент касания земли на посадке могут создаваться такие условия, при которых вертолет получит тенденцию к опрокидыванию вбок относительно линии, проходящей через переднее колесо и одно из основных колес шасси.

На вертолет работающими двигателями на земле действует сила веса, тяга несущего винта, тяга рулевого винта и силы реакции земли, приложенные к колесам (рис.3.3.). Опрокидывающими силами являются силы тяги рулевого винта, боковые составляющие реакции земли, боковые силы, возникающие при развороте на рулении при неправильных действиях летчика, составляющая силы тяги несущего винта. Восстанавливающими силами являются вертикальные составляющие реакции земли и (при правильных действиях летчика) составляющая силы тяги несущего винта. С увеличением силы тяги несущего винта уменьшается вертикальная составляющая силы реакции земли и снижается ее стабилизирующее влияние. При боковом наклоне вертолета уменьшается плечо этой силы и также снижается ее стабилизирующее влияние.

Тенденции вертолета к опрокидыванию на земле способствуют: боковой ветер, малая жесткость шасси (слабая зарядка амортизатора), высокое положение центра тяжести. На скользкой поверхности (лед, мокрая трава и т.д.) при работе несущего винта возможно соскальзывание вертолета вбок. Опасность опрокидывания или соскальзывания вертолета увеличивается с увеличением тяги несущего винта.

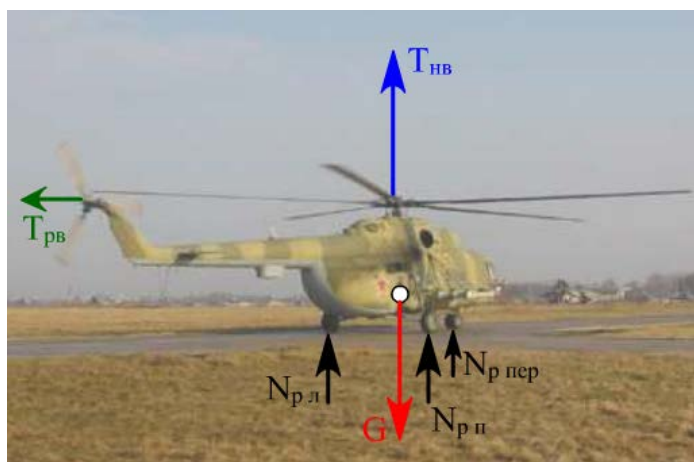


Рис.3.3. Силы, действующие на вертолет при движении по земле

При взлетах и посадках на наклонной площадке предпочтительней располагать вертолет носом или хвостом на уклон, а при невозможности – левым бортом на уклон (правый борт ниже левого), поскольку под воздействием тяги рулевого винта опрокидывание влево более вероятно, чем опрокидывание вправо.

При взлете с площадки, имеющей уклон, увеличение общего шага на заключительном этапе до момента отрыва вертолета производить энергично, а при посадке – энергично уменьшать общий шаг несущего винта, чтобы минимальное время находиться в условиях слабоустойчивого равновесия вертолета. При внезапном увеличении крена на земле, т.е. в начале опрокидывания, летчик должен энергично сбросить шаг несущего винта или быстро отделить вертолет от земли.

### 3.3. ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА

Условиями продольной балансировки является равенство нулю суммы моментов относительно связанной поперечной оси координат и равенство нулю сумм проекции сил на оси  $Y_a$  и  $X_a$  скоростной системы координат.

Для горизонтального полета эти условия имеют такой вид:

$$T_y - G = 0$$

$$T_x - X_{ep} = 0$$

$$T_x y_T + M_{prod} + M_{pв} + Y_{cm} l_{cm} - T_y x_T - M_{zф} = 0$$

При выполнении продольной балансировки в полете на заданной скорости летчик действует рычагом «ШАГ-ГАЗ» и продольным отклонением РУ. Рычагом «ШАГ-ГАЗ» устанавливается необходимая величина силы  $T_{нв}$  (полной аэродинамической силы несущего винта), а продольным отклонением РУ – ее наклон (вперед или назад), необходимый для выполнения условий балансировки на заданном режиме полета. Однако наклоном силы  $T_{нв}$  только от РУ выполнить одновременно условия равновесия моментов и условия равновесия сил без изменения угла тангажа вертолета практически невозможно. Поэтому в процессе выполнения балансировки балансировочное отклонение РУ определяется выполнением условия равновесия моментов, а окончательное выполнение условия равновесия сил происходит путем соответствующего изменения угла тангажа вертолета.

При продольном отклонении РУ момент от силы  $T_y$ , равный  $T_y x_T$ , меняется мало, поэтому можно считать, что выполнение условия равновесия моментов на заданном режиме полета происходит в основном за счет изменения момента ( $T_x y_T + M_{prod}$ ).

На рисунках 3.4. и 3.5. приведены балансировочные кривые вертолета со спецфермами и без них.

Углы тангажа на графиках приведены относительно строительной горизонтали (пола кабины) вертолета, т.к. в полете летчик ощущает именно этот тангаж.

Наиболее существенно продольная балансировка зависит от скорости полета и продольной центровки.

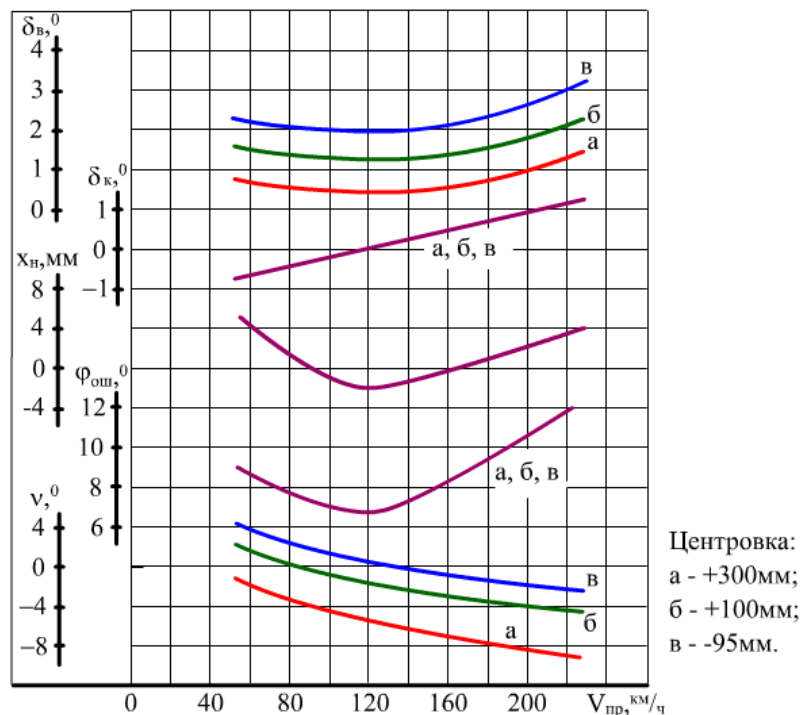


Рис.3.4. Балансировочные кривые вертолета по скорости горизонтального полета (со спецфермами)  
Масса 13000кг., высота полета 1000м

На висении при отсутствии ветра продольное отклонение РУ и угол тангажа вертолета определяется в основном положением центра тяжести вертолета. При смещении центра тяжести вертолета вдоль продольной оси из заднего положения в переднее увеличивается пикирующий момент от силы  $T_y$ , равный  $T_y x_T$ . Вертолет начинает опускать нос и перемещаться вперед, т.к. при опускании носа нарушается равновесие продольных сил

(увеличивается сила  $T_{нг}x_a$ ). В этом случае для балансировки вертолета РУ необходимо отклонить назад на такую величину, чтобы момент ( $T_x y_T + M_{прод}$ ) уравновесил момент от смещения центровки  $T_y x_T$ , а изменение при этом угла тангажа на пикирование установило равновесие продольных сил. При попутном ветре отклонение РУ назад еще более увеличивается.

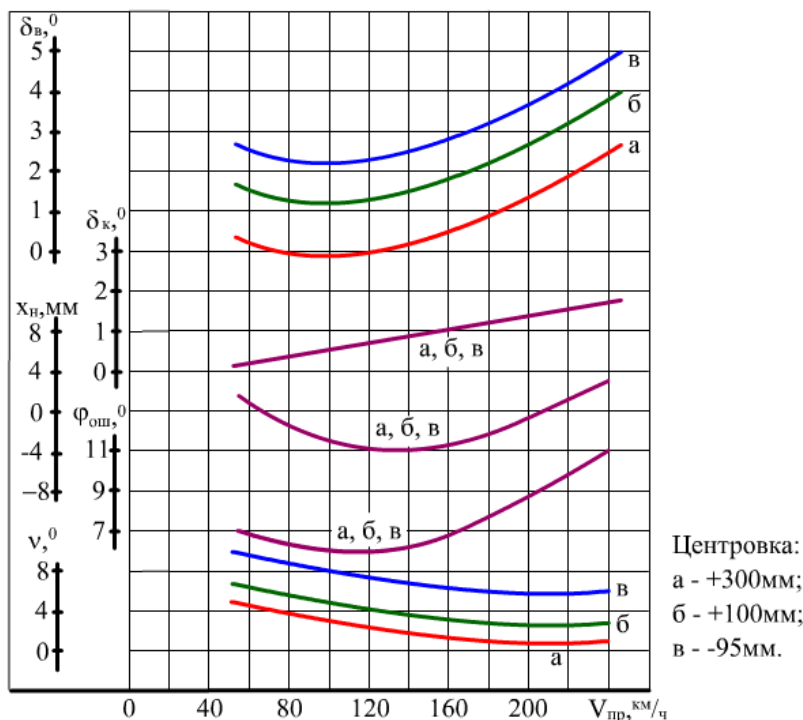


Рис.3.5. Балансировочные кривые вертолета по скорости горизонтального полета  
Масса 11100кг., высота полета 1000м

На вертолете Ми-8МТ изменение центровки на 100мм изменяет угол тангажа на  $1^\circ$  практически во всем диапазоне скоростей полета.

С изменением скорости полета наиболее существенное изменение продольной балансировки имеет место в диапазоне скоростей от висения до  $70-80 \text{ км/ч}$  по прибору.

При увеличении скорости от висения до  $30-35 \text{ км/ч}$  по прибору наблюдается резкое увеличение суммарного продольного момента вертолета на кабрирование, для балансировки вертолета необходимо существенно отклонять РУ вперед.

Максимальное балансировочное отклонение РУ вперед будет на скорости  $40 \text{ км/ч}$ .

При дальнейшем увеличении скорости от  $40-45 \text{ км/ч}$  до  $90-100 \text{ км/ч}$  величина кабрирующего момента уменьшается, для балансировки вертолета РУ необходимо отклонять назад.

В диапазоне скоростей  $100-130 \text{ км/ч}$  балансировочное положение РУ практически не изменяется. При увеличении скорости более  $120 \text{ км/ч}$  балансировочное отклонение РУ вперед увеличивается и достигает своего наибольшего значения на максимальной скорости.

Такой характер отклонения РУ по скорости определяется в основном изменением продольных моментов НВ и фюзеляжа с изменением скорости полета.

Если преобладает увеличение кабрирующих моментов, то балансировочное отклонение РУ вперед увеличивается, если их отношение не меняется, то не изменяется и отклонение РУ.

Угол тангажа вертолета определяется условием равновесия продольных сил и с увеличением скорости полета увеличивается на пикирование.

При переходе с одного режима к другому даже на одной скорости наблюдается разбалансировка вертолета в продольном направлении (рис.3.6.).

Наибольшая величина разбалансировки вертолета достигается при переходе с режима набора высоты на максимальной мощности двигателей к планированию на РСНВ.

При переходе с режима горизонтального полета в набор высоты на скорости  $120 \text{ км/ч}$  требуется перемещение РУ на себя на величину  $\Delta X_6 = 20 \text{ мм}$ .

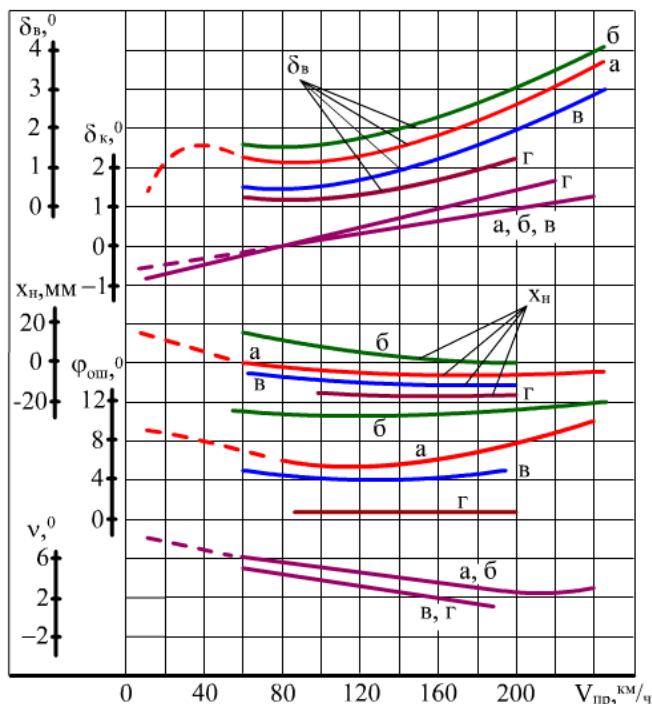
При переходе с режима горизонтального полета на РСНВ на скорости  $140 \text{ км/ч}$  требуется отклонение РУ на себя примерно на 25мм.

Наличие груза на внешней подвеске практически не влияет на продольную балансировку вертолета на всех режимах полета.

Потребные углы общего шага у вертолета с увеличением скорости горизонтального полета от висения до  $100 \text{ км/ч}$  уменьшаются и при дальнейшем увеличении скорости возрастают.



Запасы продольного управления имеют наименьшее значение при движении ручки от себя на режиме горизонтального полета с максимальной скоростью, предельно задней центровкой и при движении ручки на себя на режиме висения с предельно передней центровкой при ветре сзади допустимой величины и составляют около пятой части полного диапазона отклонения продольного управления в ту и другую сторону.



а - горизонтальный полет;  
б - взлетный режим работы двигателей;  
в - моторное планирование,  $V_y = 5 \text{ м/с}$ ;  
г - режим самовращения НВ

Рис.3.6.Балансировочные кривые вертолета по скорости для различных режимов прямолинейного полета.  
Масса 11100кг, центровка 100мм, высота полета 1000м

### 3.4. ПОПЕРЕЧНАЯ БАЛАНСИРОВКА

Условиями поперечной балансировки вертолета являются равенство нулю суммы моментов относительно связанной продольной оси  $X$  и равенство нулю суммы проекций сил на поперечную связанную ось координаты  $Z$ . Для горизонтального полета без крена условия поперечной балансировки имеют вид:

$$(T_z y_T + M_{non}) - T_{pв} y_{pв} = 0$$

$$T_z - T_{pв} + Z_{\phi} = 0$$

В связи с тем, что сила  $T_z$  расположена относительно центра тяжести на большем расстоянии, чем сила  $T_{pв}$ , и при этом еще действует поперечный момент НВ  $M_{non}$ , то выполнить одновременно условие равновесия моментов и равновесие сил отклонением РУ без создания крена или скольжения не удастся.

Поэтому, выполняя поперечную балансировку, летчик поперечным отклонением РУ устанавливает такую величину и направление момента  $(T_z y_T + M_{non})$ , чтобы уравновесить поперечный момент от силы тяги РВ  $(T_{pв} y_{pв})$ . При этом для выполнения условия равновесия поперечных сил он создает либо правый крен, либо левое скольжение. При левом скольжении создается боковая сила сопротивления  $Z_{\phi}$ , а при правом крене – проекция силы веса  $G_z$  на ось  $Z$ , которые и выполняют условия равновесия поперечных сил.

Изменение поперечной балансировки с ростом скорости полета оценивается по балансировочным отклонениям РУ (автомата перекоса) в поперечном направлении на различных скоростях установившегося режима полета (рис 3.4.,3.5.,3.6.).

На висении вертолет балансируется только с правым креном до  $2-2,5^0$ , при отклоненной вправо РУ. Наличие бокового ветра на висении меняет требуемое отклонение РУ: ветер слева уменьшает, а ветер справа увеличивает требуемое отклонение РУ вправо.

С переходом от режима висения к поступательному полету вплоть до максимальных скоростей полета РУ для обеспечения поперечной балансировки вертолета необходимо отклонять влево.

Такой характер изменения поперечного отклонения РУ по скорости обусловлен тем, что с увеличением скорости полета вектор аэродинамической силы несущего винта  $T_{nv}$  отклоняется вправо и возникающий при этом поперечный момент  $(T_z y_T + M_{non})$  значительно больше, чем требуется для уравнивания поперечного момента от силы тяги РВ.

В режиме набора высоты требуемые отклонения РУ влево с ростом скорости полета практически такие же, как и в режиме горизонтального полета.

Максимальное отклонение РУ влево требуется при планировании на большой скорости на РСНВ.

Таким образом, минимальный запас отклонения РУ вправо будет на висении при допустимом ветре справа, а влево – на планировании в режиме РСНВ. Запасы управления в этих случаях достаточные.

Рассмотренные случаи поперечной балансировки относились к полету с симметричной поперечной центровкой.

При смещении центровки к правому борту  $(+Z_\phi)$  отклонения РУ вправо будут уменьшаться, т.к. уравнивание поперечного момента от тяги РВ в этом случае будет осуществлено также и за счет момента поперечной асимметрии. При этом величина силы уменьшается и для выполнения условия равновесия поперечных сил углы крена вправо или скольжения влево будут больше, чем в полете с симметричной поперечной загрузкой.

При смещении центра тяжести вертолета к левому борту, наоборот, отклонение РУ вправо увеличивается, а углы крена вправо или скольжения влево меньше.

В этом случае на отдельных режимах возможен прямолинейный полет вертолета без крена и скольжения.

Поэтому в случае невозможности симметричного расположения грузов в грузовой кабине рекомендуется располагать их в сторону левого борта в пределах установленного ограничения.

### 3.5. ПУТЕВАЯ БАЛАНСИРОВКА.

Путевая балансировка вертолета достигается при условии равенства нулю суммы моментов относительно связанной вертикальной оси координат  $Y$ .

Для горизонтального полета условие путевой балансировки имеет вид:

$$M_p - T_{pв} l_{pв} = 0$$

Путевая балансировка выполняется изменением силы тяги РВ при отклонении педалей путевого управления. Величина балансирующего значения хода штока РВ, а соответственно и отклонение педалей путевого управления будут зависеть от тех же параметров и условий полета, от которых зависят значения  $M_p$  и  $T_{pв}$ .

Наибольшая величина хода штока РВ, а следовательно, и правой педали вперед имеет место на режиме висения, где потребная мощность двигателей наибольшая.

С переходом к горизонтальному полету и с ростом скорости потребная мощность двигателей уменьшается примерно до скоростей  $110-120^{км}/ч$ , а с дальнейшим увеличением скорости горизонтального полета начинает возрастать. Примерно также изменяются с ростом скорости реактивный момент НВ и требуемое отклонение педалей для путевой балансировки. Однако из-за увеличения эффективности РВ с увеличением скорости полета наименьшее требуемое отклонение правой педали в горизонтальном полете наблюдается не на скоростях  $110-120^{км}/ч$ , а на скоростях  $170-180^{км}/ч$ . С дальнейшим увеличением скорости требуемое отклонение правой педали вперед увеличивается (рис. 3.4., 3.5., 3.6.).

При наборе высоты требуемые отклонения правой педали вперед больше, чем в горизонтальном полете на той же скорости, из-за большей потребной мощности.

На РСНВ за счет сил трения в редукторе и трансмиссии передается разворачивающий момент, действующий в направлении вращения НВ. Для обеспечения путевой балансировки вертолета на этом режиме требуется отклонение левой педали вперед.

Отклонение педалей в эксплуатационном диапазоне скоростей планирования на РСНВ практически не меняется. При переходе с режима горизонтального полета на режим набора высоты на скорости  $120^{км}/ч$  требуется отклонить правую педаль примерно на 25мм, а на РСНВ при  $140^{км}/ч$  – левую педаль вперед на 25мм от соответствующего балансирующего положения педалей в горизонтальном полете.

Изменение продольной центровки вертолета практически не оказывает влияния на путевую балансировку.

Минимальные запасы путевого управления имеют место на висении с максимальной взлетной массой и на РСНВ.

### 3.6. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА НА ВИРАЖАХ, СПИРАЛЯХ И КООРДИНИРОВАННЫХ СКОЛЬЖЕНИЯХ

Увеличение угла крена на виражах и спиралях в наборе высоты, а, следовательно, и вертикальной перегрузки приводит к заметному смещению РУ на себя, причем это смещение на левых виражах и спиралях больше, чем на правых. Снижение режима работы двигателей уменьшает расход РУ на себя.

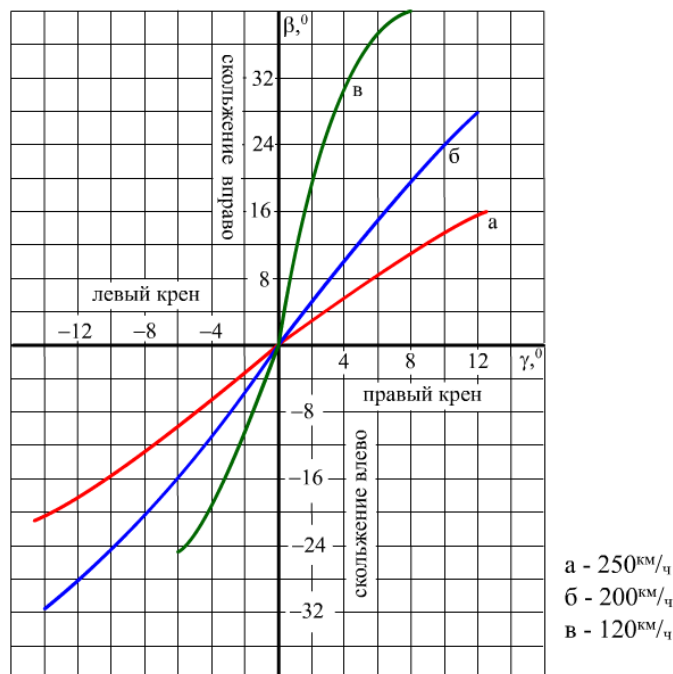


Рис.3.7. Зависимость угла скольжения вертолета от угла крена при выполнении координированных скольжений из режимов горизонтального полета на различных скоростях

Поперечная и путевая балансировки на спиралях изменяются незначительно.

Режимы координированных скольжений в летной эксплуатации вертолета применяются в отдельных случаях, когда необходимо сохранять прямолинейный поступательный полет (сохранение заданного курса) при наличии бокового ветра. В частности, примерами применения режимов координированного скольжения могут служить: полет строем, заход на посадку и прицеливание при наличии бокового ветра и т.д.

Координированное скольжение выполняется отклонением педалей в соответствующем направлении. Устранение кренящих моментов, возникающих при этом, осуществляется отклонением РУ в поперечном направлении.

Условием боковой балансировки вертолета являются равновесие моментов относительно вертикальной и продольной осей и равновесие проекции сил на поперечную ось.

$$M_p + M_{урв} + M_{упл} = 0$$

$$M_{хнв} + M_{хрв} + M_{хпл} = 0$$

$$T_z + T_{рв} + Z_\phi + G_z = 0$$

Влияние угла скольжения на балансировку вертолета показано на рисунках 3.7.,3.8.

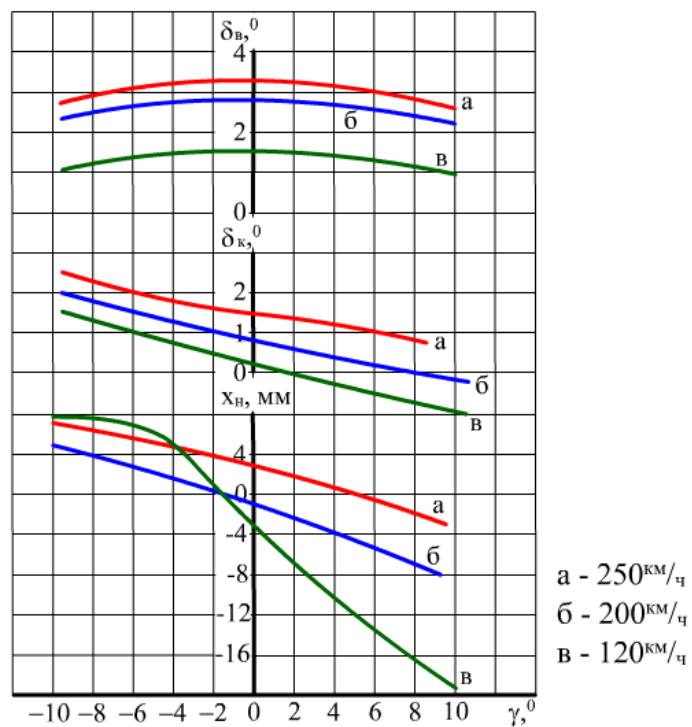


Рис.3.8. Балансировочные кривые вертолета по углу крена при выполнении координированных скольжений из режимов горизонтального полета на различных скоростях (без спецформ).  
Масса 11100кг, центровка 100мм; высота полета 1000м

### 3.7. ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

При внешнем воздействии в продольном движении вертолета первоначально могут возникнуть отклонения по углу атаки или величине скорости полета. У устойчивого вертолета эти отклонения после прекращения действия возмущений с течением времени исчезают и вертолет восстанавливает исходный режим полета.

#### 3.7.1. ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО УГЛУ АТАКИ

Под **продольной статической устойчивостью по углу атаки** понимают начальную тенденцию вертолета при случайном изменении угла атаки вернуться под воздействием аэродинамических сил и их моментов к исходному его значению. Физически это означает, что на устойчивом вертолете при случайном изменении угла атаки должен возникнуть продольный момент ( $M_z$ ), который будет стремиться вернуть вертолет к исходному углу атаки.

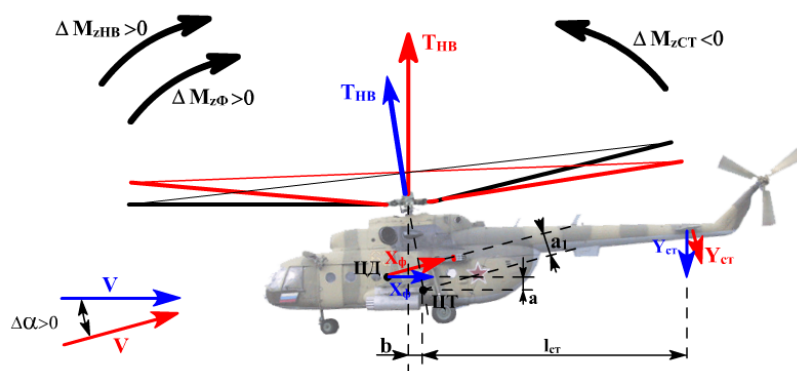


Рис.3.9. Влияние случайного увеличения угла атаки на изменение продольных моментов несущего винта, фюзеляжа и стабилизатора

Результирующий продольный момент складывается из моментов аэродинамических сил НВ, фюзеляжа и стабилизатора (рис.3.9.).

Несущий винт способствует статической неустойчивости вертолета по углу атаки во всем диапазоне скоростей. При увеличении угла атаки результирующая сила тяги НВ отклоняется назад и дает прирост продольного момента, направленный на дальнейшее увеличение угла атаки. Дестабилизирующий момент НВ пропорционален тяге НВ, углу ее отклонения и вертикальной центровке.

Фюзеляж вертолета (без стабилизатора) также способствует статической неустойчивости по углу атаки. Центр давления фюзеляжа обычно располагается впереди центра масс, поэтому при увеличении угла атаки будет появляться дополнительный положительный момент, способствующий дальнейшему увеличению угла атаки.

Стабилизатор способствует повышению статической устойчивости вертолета по углу атаки, т.к. при увеличении угла атаки вертолета возрастает и местный угол атаки стабилизатора. В результате соответствующего изменения подъемной силы стабилизатора создается дополнительный момент, направленный на восстановление исходного угла атаки.

Степень статической устойчивости по углу атаки существенно зависит от продольной и вертикальной центровок.

Вертолет Ми-8МТ во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета обладает незначительной степенью статической устойчивости по углу атаки.

#### 3.7.2. ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Под **продольной статической устойчивостью по скорости** полета понимают начальную тенденцию вертолета при случайном ее изменении вернуться под воздействием аэродинамических сил и их моментов к исходному значению скорости полета. Физически это означает, что на устойчивом вертолете при случайном изменении скорости полета должен возникнуть продольный момент ( $M_z$ ), который будет стремиться вернуть вертолет к исходной скорости полета.

Результирующий продольный момент складывается из моментов аэродинамических сил НВ, фюзеляжа и стабилизатора (рис.3.10.).

Несущий винт способствует статической устойчивости вертолета по скорости полета во всем диапазоне скоростей. При увеличении угла атаки результирующая сила тяги НВ отклоняется назад,



создавая положительный прирост продольного момента. Этот прирост вызывает увеличение угла тангажа вертолета на кабрирование, а следовательно уменьшение скорости полета.

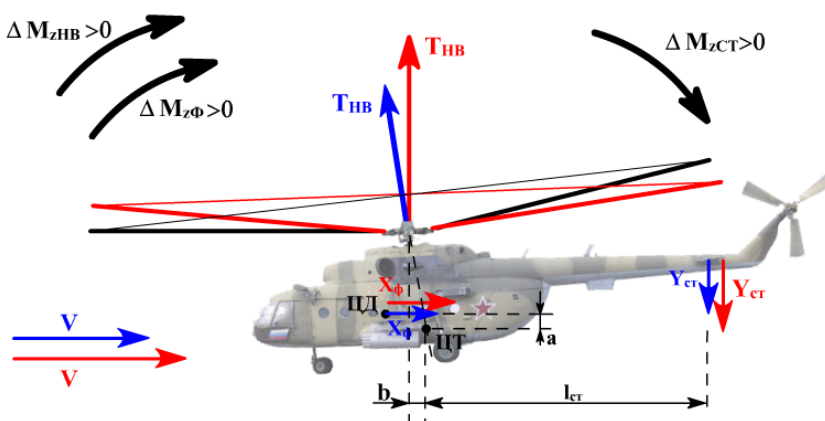


Рис.3.10. Влияние случайного увеличения скорости полета на изменение продольных моментов несущего винта, фюзеляжа и стабилизатора

Фюзеляж вертолета способствует статической устойчивости по скорости, вследствие изменения силы лобового сопротивления. Однако на больших скоростях полета, дестабилизирующий момент силы лобового сопротивления фюзеляжа при увеличении скорости заметно возрастает и способствует неустойчивости вертолета.

Стабилизатор способствует устойчивости вертолета по скорости с учетом того, что на моторных режимах полета его подъемная сила направлена вниз. Поэтому при увеличении скорости полета растет кабрирующий момент от стабилизатора, а при уменьшении – падает.

### 3.8. БОКОВАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Изменение угла скольжения вертолета приводит к одновременному изменению как моментов рыскания  $M_x$ , так и моментов крена  $M_y$ . Последнее обуславливает движение крена, и наоборот, движение вертолета по крену, вызывает движение рыскания. Взаимосвязь этих движений по мере увеличения скорости полета непрерывно возрастает. Поэтому эти два вида движения нельзя рассматривать раздельно, о них говорят, как об едином – боковом движении вертолета.

### 3.8.1. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО УГЛУ СКОЛЬЖЕНИЯ (ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ).

Под **статической путевой устойчивостью** понимают начальную тенденцию вертолета восстанавливать исходный угол скольжения после случайного его изменения.

На висении в штиль вертолет по углу рыскания (понятие угол скольжения здесь отсутствует) статически нейтрален, т.к. после случайного изменения угла рыскания (курса) путевые моменты от фюзеляжа и рулевого винта не изменяются и вертолет остается в новом положении.

При порывах ветра слева и справа (малой скорости) изменение моментов от тяги РВ и боковой силы фюзеляжа вызывают разворот вертолета на ветер, т.е. вертолет является статически устойчивым. При больших скоростях ветра справа ( $U > 5^{\text{м/с}}$ ) тяга РВ падает и вертолет становится неустойчивым в путевом отношении (разворачивается хвостом на ветер).

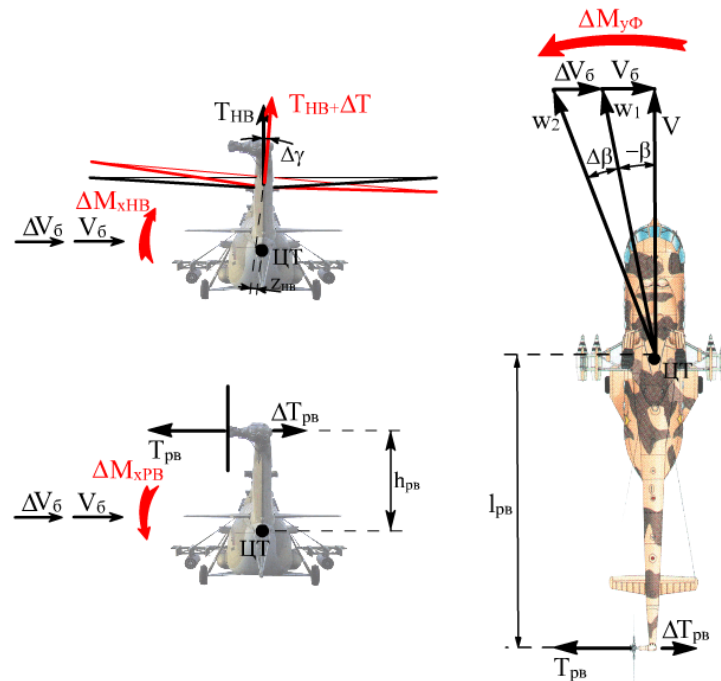


Рис.3.11. Схема изменения путевого и поперечного моментов при появлении скольжения влево

При полете вперед все вертолеты обладают статической путевой устойчивостью. Этому способствует РВ, киль, а также фюзеляж, если центр давления в боковом движении расположен позади центра масс (у вертолета Ми-8 это наблюдается на всех основных режимах полета) (рис.3.11.).

Статическая путевая устойчивость увеличивается с ростом скорости полета и отрицательного угла атаки фюзеляжа.

### 3.8.2. ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО УГЛУ СКОЛЬЖЕНИЯ

Под **статической поперечной устойчивостью** понимают стремление вертолета восстановить исходный угол крена после случайного его изменения. Вертолет непосредственно на появление крена не реагирует, но изменение крена ведет к изменению равновесия боковых сил и появлению скольжения, которое приводит к появлению поперечных моментов.

Все элементы вертолета способствуют статической поперечной устойчивости, которая увеличивается с увеличением скорости полета и угла атаки вертолета (рис.3.11.).

Вертолет Ми-8МТ во всем диапазоне скоростей полета обладает достаточно большой степенью статической устойчивости по углу скольжения и крену. При достаточно больших расходах ручки в поперечном направлении на единицу угла крена при скольжении устойчивость уменьшается, а при крене  $9-14^{\circ}$  вертолет становится нейтральным в поперечном отношении.

### 3.9. ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Под **динамической устойчивостью** вертолета понимают его способность самостоятельно (без вмешательства летчика) после прекращения действия внешних возмущений возвращаться к исходному режиму полета при случайном его изменении.

Продольное движение вертолета (без автопилота) обычно представляет колебательный процесс, в котором можно выделить два вида колебаний:

- короткопериодические с периодом колебаний 0,5-3с;
- длиннопериодические с периодом 10-50с.

Первые связаны с вращением вертолета вокруг центра масс, вторые – с изменением траектории движения центра масс вследствие изменения величины и направления скорости полета. Вертолет является неустойчивым на висении летательным аппаратом. Однако, период продольных колебаний вертолета на висении достаточно велик (12-16с), а время удвоения амплитуды равно 3,5-4с, поэтому летчик успевает отклонением рычагов управления погасить возникающее движение.

По мере увеличения скорости полета неустойчивость продольного движения вертолета уменьшается, т.к. уменьшаются характеристики неустойчивости по углу атаки и увеличивается демпфирование.

Поведение вертолета в процессе бокового возмущенного движения определяется в конечном счете величиной и соотношением степеней его поперечной и путевой устойчивости, инерционными характеристиками.

На висении и малых скоростях полета (до 30-40<sup>км/ч</sup>) боковое движение всех одновинтовых вертолетов колебательно неустойчиво вследствие того, что на этих режимах взаимосвязь движений крена и рыскания еще не велика, а движение по крену неустойчиво.

На больших скоростях полета все вертолеты обладают устойчивостью бокового возмущенного колебательного движения, т.к. увеличивается путевая и поперечная устойчивость и демпфирование.

Движение вертолета Ми-8МТ после возмущения имеет явно выраженный колебательный характер по скорости, углам крена и тангажа с переменной по времени амплитудой этих параметров. Кроме того, наблюдается медленный аperiodический уход вертолета с режима. То есть, вертолет Ми-8МТ не обладает динамической устойчивостью во всем диапазоне скоростей полета, в том числе и на висении. Вместе с тем, степень динамической неустойчивости вертолета вполне приемлема, о чем говорит достаточно большое время полета вертолета с освобожденным управлением в спокойной атмосфере при достижении изменения угла крена на 10° как наиболее быстроменяющегося параметра (без автопилота) – две и более минуты. С включением автопилота характеристики возмущенного движения вертолета улучшаются и пилотирование вертолета значительно упрощается.

## 4. РЕЖИМЫ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

### 4.1. ЗАПУСК, ВЫКЛЮЧЕНИЕ И ОПРОБЫВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Основное влияние на безопасность запуска двигателей на вертолете оказывает приземный ветер, особенно боковой.



Рис.4.1. Влияние направления ветра на очередность запуска двигателей

С точки зрения создания благоприятных условий для запуска двигателя рекомендуется при ветре слева первым запускать правый двигатель, а при ветре справа – левый (рис.4.1.). В этом случае неблагоприятное влияние бокового ветра на запускаемый с наветренной стороны двигатель частично компенсируется уменьшением нагрузки, т.к. к моменту запуска наветренного двигателя свободная турбина и НВ уже приведены во вращение. Однако при большой скорости бокового ветра, превышающей 10-15<sup>м/с</sup>, уменьшение секундного расхода воздуха через компрессор в начальной стадии запуска может вызвать помпаж двигателя, особенно в условиях низких температур наружного воздуха. Наибольшую угрозу для помпажа двигателей вызывает ветер, направленный навстречу струе выходящих газов, т.к. он размывает газовую струю и частично забрасывает ее в воздухозаборники двигателей.

Поэтому для обеспечения надежного запуска и предотвращения помпажа двигателей необходимо соблюдать ограничения по допустимой скорости ветра. На первый взгляд кажется, что в случае необходимости оправданы некоторые нарушения этих ограничений, ибо срыв запуска двигателя, не сопровождаемый помпажом, сам по себе серьезной опасности не представляет. В действительности важно иметь в виду, что установленные ограничения по допустимой скорости ветра при запуске и остановке двигателей обусловлены не только обеспечением надежности запуска самих двигателей, но главным образом предотвращением удара лопасти НВ по хвостовой балке.

Явление удара лопастей по хвостовой балке возможно при обдуве вертолета ветром сзади или справа только при минимальной частоте вращения НВ в самом начале раскрутки и в конце остановки и обусловлено следующими основными факторами (рис.4.2.).

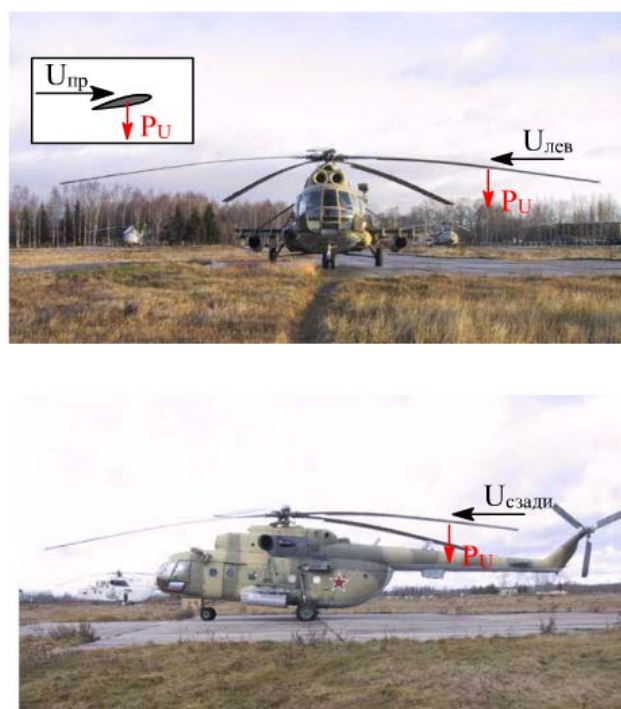


Рис.4.2. Влияние направления ветра на возможность удара лопастью по фюзеляжу вертолета

**При ветре сзади** – свесом и упругим прогибом лопасти от собственного веса, приводящим, к образованию отрицательных углов атаки концевых сечений, и, во-вторых, к воздействию на лопасть нормальной силы давления ветрового потока, вертикальная проекция которой направлена вниз. Т.е. ветровой поток сдувает конус вращения лопастей, но не по направлению ветра, а навстречу ему, т.к. при медленном вращении НВ конус направлен от вершины не вверх, а вниз.

**При ветре справа** – обратной обдувкой сечений с хвостика профиля. Т.к. угол атаки сечений лопасти положительный, это приводит к образованию отрицательной подъемной силы, вызывающей прогиб лопасти вниз. При промежуточных направлениях ветра – сзади справа – удар лопастей по хвостовой балке обусловлен совместным действием перечисленных факторов.

**При ветре слева** скорость ветрового потока складывается с окружной скоростью вращения НВ таким образом, что при прохождении лопасти над хвостовой балкой скорость обтекания ее максимальна. При ветре спереди ветровой поток набегае на лопасть снизу. Это вызывает образование положительных углов атаки сечений и силы давления ветрового потока на лопасть, вертикальная проекция которой направлена вверх.

Следовательно, в обоих случаях под действием ветра происходит образование дополнительной подъемной силы сечений лопасти, приподнимающей ее над хвостовой балкой выше того уровня, на котором лопасть проходит в безветрие. Отсюда не следует, однако, что раскрутка и остановка НВ при сильном ветре слева или спереди вообще совершенно безопасны. Ветер, дующий со скоростью более  $20-25 \text{ м/с}$ , может настолько сильно пригнуть лопасть, что появится опасность удара по передней части фюзеляжа.

Следует иметь ввиду, что упругие деформации лопастей под действием ветра, приводящие к опасности удара по хвостовой балке, имеют ярко выраженный динамический, колебательный характер. С одной стороны, это обусловлено склонностью к упругим изгибным колебаниям самой лопасти, не растянутой, как в полете, центробежными силами; с другой стороны – неоднородной структурой, пульсациями самого ветрового потока, частоты которых могут оказаться близкими к частотам собственных упругих колебаний лопастей. Динамический прогиб лопасти под воздействием ветра, как правило, значительно больше статического, что усугубляет опасность рассматриваемого явления.

Физическая сущность и закономерности рассматриваемого явления сохраняются, естественно, и для остановки НВ после выключения двигателей. Но нужно иметь ввиду, что величина зазора между концами лопастей и хвостовой балкой при ветре справа уменьшается в случае применения торможения НВ при остановке. Это приводит к увеличению углов установки от закручивания лопасти инерционными силами и увеличению вертикальной проекции хорды лопасти. При ветре сзади для увеличения зазора между концом лопасти и хвостовой балкой целесообразно немного увеличить угол установки общего шага и отклонить РУ вправо, при ветре справа отклонения органов управления неэффективны.

НВ должен быть остановлен так, чтобы ни одна из лопастей не находилась над хвостовой балкой.

С ограничениями по скорости и направлению ветра при раскрутке и остановке НВ непосредственно связаны и минимальные безопасные интервалы между осями НВ при размещении вертолетов на стоянке, ибо при работе НВ создает мощный индуктивный поток воздуха, распространяющийся в горизонтальной плоскости.

Следует помнить, что самую большую опасность при раскрутке и остановке НВ представляет пролет над стоянкой на малой высоте другого вертолета. Индуктивный воздушный поток пролетающего вертолета прогибает книзу все лопасти НВ вертолета, стоящего на земле, что, естественно, создает наибольшую угрозу удара медленно вращающихся лопастей по хвостовой балке. Поэтому раскрутка и остановка НВ вблизи пролетающего другого вертолета **запрещается**.

## 4.2. РУЛЕНИЕ

Схема сил и моментов, действующих на вертолет на рулении показана на рисунке 4.3.

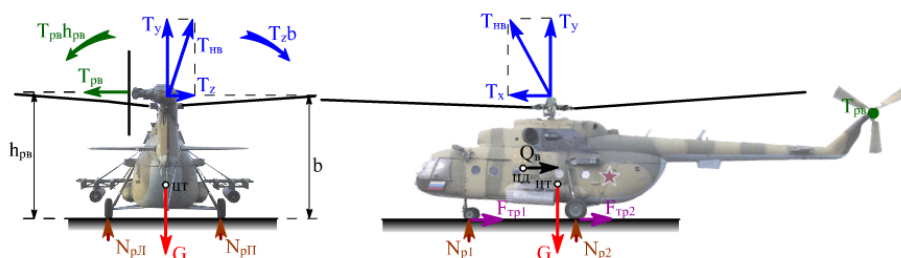


Рис.4.3. Схема сил и моментов, действующих на вертолет на рулении

Руление является основным видом передвижения вертолета по аэродрому на небольшие расстояния, особенно вблизи летательных аппаратов и других препятствий. Кроме того, в энергетическом отношении руление гораздо выгоднее подлета, т.к. выполняется при небольшой мощности двигателей. Наконец, если взлет вертолета со стоянки невозможен из-за препятствий или ограничений по взлетной массе для данных метеорологических условий, вертолет выруливает к месту старта для взлета по-самолетному.

Существенной с точки зрения безопасности полетов особенностью руления на вертолете является опасность опрокидывания и возникновения земного резонанса, поэтому в руководстве по летной эксплуатации установлен ряд важных ограничений.

При страгивании вертолета с места на мягком грунте или плохо укатанном снеге недопустимо значительно отклонять РУ вперед, т.к. может завязнуть или даже сломаться передняя стойка, и раскачивать вертолет при помощи педалей, т.к. это может привести к недопустимому динамическому нагружению и последующему разрушению хвостовой балки или опрокидыванию вертолета.

Руление разрешается только по ровной и прочной поверхности при расстоянии от концов вращающихся лопастей до препятствий не менее радиуса НВ.

Для обеспечения безопасного устойчивого движения вертолета по земле необходимо выполнение следующих основных условий:

- тяга НВ должна быть небольшой, т.е. вертолет не должен рулить в неустойчивом «взвешенном» состоянии;
- частота вращения НВ должна иметь номинальное значение для заданного общего шага, т.е. недопустимо руление при левом положении рукоятки коррекции;
- скорость руления выбирается в зависимости от полетной массы вертолета, состояния грунта, видимости, направления и скорости ветра, наземной и воздушной обстановки и не должна превышать  $20 \text{ км/ч}$ ;
- тяга РВ должна быть уравновешена боковой силой НВ, а реактивный момент НВ при прямолинейном движении должен быть уравновешен пугевым моментом РВ. Чтобы не допускать бокового юза вертолета и боковых давлений на пневматики колес, следует одновременно с увеличением общего шага НВ соразмерно отклонять вперед правую педаль;
- при рулении с боковым ветром, когда конус вращения и равнодействующая НВ заваливаются по ветру, а сам вертолет стремится наклониться также по ветру и развернуться носом против ветра, РУ необходимо отклонять против ветра, противоположную направлению ветра, а разворот вертолета парировать отклонением соответствующей педали (рис.4.4.);
- развороты на рулении должны выполняться плавным отклонением педалей с радиусом, тем большим, чем больше скорость руления, к тому же скорость руления при разворотах должна быть минимальной. Энергичные развороты с малым радиусом недопустимы, т.к. даже на обычном, а тем более на скользком или размокшем грунте возникает боковой юз вертолета за счет центробежной силы, действующей в сторону, обратной развороту;







разрешается выполнять отрыв вертолета, висение, вертикальный набор высоты, снижение и приземление при боковом и попутном ветре до  $10^M/c$  (следует помнить, что в момент отрыва и приземления особенно опасен превышающий допустимые значения попутный и боковой ветер справа).

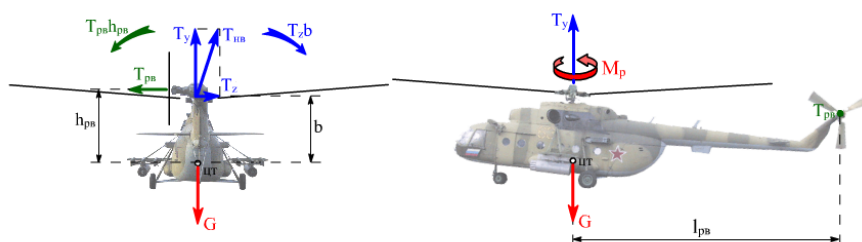


Рис.4.5. Схема сил и моментов, действующих на вертолет на висении

При отрыве от земли вертолет имеет тенденцию к развороту влево и смещениям, которые необходимо парировать соответствующими отклонениями органов управления. Причиной разворота является увеличение реактивного момента НВ при увеличении общего шага. Кренение влево происходит в результате действия момента от тяги РВ, которая возрастает по мере отклонения правой педали. Тяга РВ и боковая составляющая тяги НВ могут вызвать смещения в сторону, а составляющая тяги НВ в направлении продольной оси вертолета – смещения вперед и назад.

По достижении заданной высоты висения необходимо плавно уменьшить общий шаг до уравнивания силы тяжести вертолета и силы тяги. После зависания рекомендуется триммерами снять нагрузку с РУ. Работа триммерами в момент отрыва и вертикального подъема приводит к смещениям и раскачке вертолета.

При висении с боковым ветром вертолет имеет тенденцию к смещению по ветру, которую необходимо парировать соответствующим отклонением РУ (рис.4.6.).

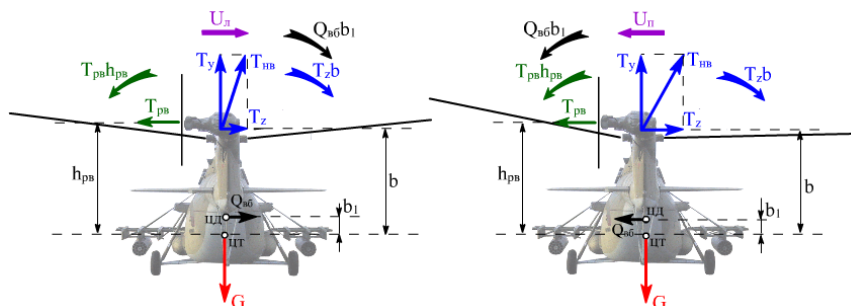


Рис.4.6. Схема сил и моментов, действующих на вертолет на висении с боковым ветром

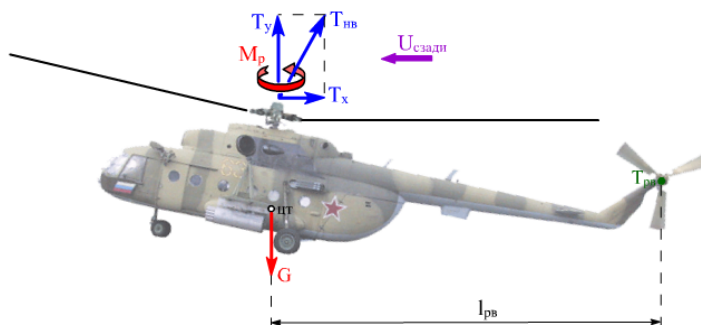


Рис.4.7. Схема сил и моментов, действующих на вертолет на висении с попутным ветром

При висении с попутным ветром, чтобы устранить перемещение вертолета вперед, РУ нужно отклонить на себя. При этом отклонение РУ, а значит и тяги НВ должно быть значительно большим, чем для удержания вертолета от смещения назад при встречном ветре. Это объясняется тем, что висение вертолета с попутным ветром выполняется с положительным углом тангажа, а висение со встречным ветром – с углом тангажа, близким к нулю (рис.4.7.). Поэтому площадь миделевого сечения, на которую действует ветер, в первом случае больше, чем во втором. А это значит, что для выполнения висения с попутным ветром требуется большая тяга, а, следовательно, и большая мощность, чем при висении со встречным ветром. Следует учитывать, что отклонение РУ назад приводит к появлению горизонтальной составляющей тяги НВ, устраняющей смещение вертолета вперед, и к уменьшению вертикальной составляющей, что при отсутствии запаса мощности для ее сохранения может вызвать самопроизвольное снижение вертолета.

Развороты на висении разрешается выполнять с угловой скоростью не более  $12^\circ/\text{с}$ , а при изменении направления не допускать перекаладки педалей менее чем за 3с.

Развороты на висении разрешается выполнять на  $360^\circ$  при скорости ветра до  $10^M/\text{с}$ . На вертолетах с установленной броневой защитой развороты на  $360^\circ$  на висении у земли разрешается выполнять при скорости ветра до  $5^M/\text{с}$ . При скорости ветра до  $10^M/\text{с}$  разрешается выполнять висение при ветре сбоку, а также развороты на  $90^\circ$  от направления встречного ветра.

Развороты на висении выполняются плавным отклонением педали в сторону разворота. Необходимо учитывать также при разворотах на висении перераспределение мощности между НВ и РВ. Так при отклонении правой педали увеличиваются установочные углы РВ, в связи с чем потребная мощность для вращения этого винта возрастает, что приводит к снижению вертолета. Для сохранения постоянной высоты висения в этом случае требуется увеличение общего шага. По этой причине не рекомендуется выполнять правые развороты на висении на загруженном вертолете, когда двигатели работают на режиме, близком к взлетному. При отклонении левой педали наблюдается обратная картина, и вертолет выполняет разворот с набором высоты.

Чтобы во время разворота на  $360^\circ$  удерживать вертолет на месте, необходимо РУ все время отклонять против ветра.

#### 4.3.2. ПОДЛЕТЫ И ПЕРЕМЕЩЕНИЯ У ЗЕМЛИ

Подлеты и перемещения у земли производить в целях обучения, при выполнении специальных работ, а также в тех случаях, когда состояние грунта или скорость ветра не позволяют выполнить руление. Перемещения у земли назад и в стороны выполнять со скоростью не более  $10^{KM}/\text{ч}$ . Если есть препятствия, то запас высоты над ними должен быть не менее 2-3м.

Все перемещения целесообразно выполнять против ветра. В случае необходимости допускается подлет при встречно-боковом ветре, скорость которого не превышает  $10^M/\text{с}$ .

Над сильно пересеченной местностью, где из-за неровности рельефа эффект «воздушной подушки» может временно ослабнуть или даже полностью исчезнуть, подлеты производить на высотах не менее 20м над рельефом местности на скорости более  $60^{KM}/\text{ч}$ .

Перевод вертолета на поступательное движение вперед с сохранением при этом высоты и курса полета выполняется отклонением РУ от себя с одновременным увеличением общего шага и отклонением правой педали.

С нарастанием скорости полета НВ начинает работать в режиме косого обтекания, тяга его растет, т.к. увеличивается секундный расход воздуха. У вертолета появляется тенденция к набору высоты. Для сохранения постоянной высоты по мере нарастания скорости необходимо уменьшать шаг винта.

При торможении действия – обратные.

Перемещения вертолета влево и вправо осуществляются отклонением РУ в соответствующую сторону. Вертолет при этом движется с креном в сторону смещения и поэтому стремится развернуться по крену. Это стремление к развороту необходимо парировать соответствующим отклонением педалей.

#### 4.3.3. ВЕРИКАЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ И ПРИЗЕМЛЕНИЕ

Перед тем как начать вертикальное снижение, вертолет рекомендуется развернуть на курс, с которым будет выполняться приземление. При этом необходимо учитывать, что приземление вертолета, также как и отделение его от земли, можно производить при встречном ветре до  $20^M/\text{с}$ , боковом и попутном до  $10^M/\text{с}$ . Однако следует учитывать, что боковой и попутный ветер при приземлении более неблагоприятен. Так, при боковом ветре справа опасность опрокидывания вертолета, а при попутном ветре – опасность касания РВ земли значительно больше в момент приземления, чем в момент отрыва от земли. Поэтому во всех случаях когда есть возможность, приземление рекомендуется производить против ветра или при боковом ветре слева.

С уменьшением силы тяги при переходе на снижение уменьшается также и  $M_{pнв}$ . В этом случае при прежнем положении педалей вертолет обязательно начнет разворачиваться вправо. Для сохранения заданного положения необходимо уменьшить  $T_{pв}$ , отклонив вперед левую педаль.

Во время снижения не рекомендуется допускать вертикальную скорость снижения более  $3^M/\text{с}$ , т.к. в этом случае может наступить режим «вихревого кольца».

С высоты 3-5м рекомендуется начать уменьшение вертикальной скорости снижения с таким расчетом, чтобы к моменту приземления ее величина была не более  $0,1-0,2^M/\text{с}$ .

Особое внимание по мере приближения к земле следует обращать на сохранение вертикальности снижения, т.к. вертолет очень чувствителен к отклонению РУ, особенно в поперечном отношении. Особенно опасны перемещения в момент приземления, т.к. они могут привести к опрокидыванию вертолета.

Если непосредственно перед приземлением появятся смещения или колебания вертолета, рекомендуется снижение прекратить, увеличить общий шаг, отойти от земли на 1-1,5м, произвести устойчивое зависание и затем повторить снижение. Приземление вертолета происходит вначале на основные колеса шасси (причем правое колесо касается земли раньше) и после этого на передние. При

уменьшении общего шага вертолет стремится развернуться вправо. Для предотвращения разворотов следует отклонить вперед левую педаль.

#### 4.4. ВЗЛЕТ ВЕРТОЛЕТА

В зависимости от полетной массы, атмосферных условий, высоты взлетной площадки над уровнем моря, ее размеров и состояния поверхности, наличия и высоты препятствий взлет может быть выполнен:

- по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли;
- по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли;
- по-самолетному с разбегом до скорости  $20-50^{KM}/ч$ ;
- по-самолетному с разбегом на носовом колесе.

##### 4.4.1. ВЗЛЕТ ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ

###### ***Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли*** (воздушной подушки)

разрешается производить в том случае, когда вертолет может висеть на высоте не менее 3-х метров над землей на взлетном режиме работы двигателей, и применяется, как правило, с площадок, имеющих открытые подходы.

Перевод вертолета на разгон скорости осуществляется с высоты 1,5-2м плавным отклонением РУ от себя с одновременным увеличением мощности двигателей, вплоть до взлетной, не допуская уменьшения  $n_{HB}$  менее 92%. Разгон выполнять с таким расчетом, чтобы на высоте 20-30м скорость по прибору была  $60-70^{KM}/ч$ . Нужно иметь ввиду, что при переводе вертолета на разгон скорости с висения на взлетной мощности двигателей происходит снижение (проседание) вертолета. Оно обусловлено наклоном тяги НВ, а следовательно и уменьшением ее вертикальной составляющей в начале разгона. Поэтому перевод вертолета на разгон в этом случае следует выполнять очень плавным отклонением РУ от себя и последующим удержанием носовой части вертолета от чрезмерного опускания.

По достижении скорости  $40-50^{KM}/ч$  у вертолета появляется заметная тенденция к увеличению угла тангажа, накренению и развороту вправо. Увеличение угла тангажа объясняется завалом конуса вращения НВ назад, что является следствием увеличения маховых движений лопастей винта с ростом скорости. Но одновременно с завалом конуса назад происходит его завал вправо.

Тенденция к набору высоты является следствием роста тяги НВ по мере увеличения скорости. Разворот вправо вызывается ростом тяги РВ, т.к. он, как и РВ, переходит на режим косоугольного обтекания.

***Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли*** применяется с площадок ограниченных размеров с высокими препятствиями, когда мощность СУ вертолета позволяет выполнить висение над площадкой на высоте, превышающей радиус НВ.

Выполнение этого взлета не отличается от взлета с разгоном в зоне влияния земли, за исключением того, что в процессе разгона необходимо проходить препятствия с превышением не менее 10м.

##### 4.4.2. ВЗЛЕТ ПО-САМОЛЕТНОМУ

***Взлет по-самолетному с разбегом до скорости  $20-50^{KM}/ч$***  производится в том случае, когда вертолет на взлетном режиме работы двигателей может висеть на высоте не менее 1м над землей. При выполнении взлета по-самолетному должны быть включены только каналы крена и тангажа автопилота.

Перед выполнением взлета необходимо выполнить контрольное висение, убедиться, что вертолет висит на высоте не менее 1м. Приземлить вертолет, уменьшив общий шаг до такой величины, чтобы вертолет устойчиво стоял на грунте. Плавным отклонением РУ от себя перевести вертолет на разгон. Направление на разгоне выдерживать плавным отклонением педалей.

По достижении скорости  $20-50^{KM}/ч$  дальнейшим увеличением общего шага (вплоть до взлетного режима работы двигателей) отделить вертолет от земли.

При разбеге вертолет имеет тенденцию к отрыву сначала основных, а затем передних колес. Эту тенденцию нужно парировать в момент отрыва соответствующим движением РУ на себя.

После отделения вертолет стремиться к накренению вправо и увеличению угла тангажа.

Разгон скорости производить с таким расчетом, чтобы на высоте 25-50м скорость была  $120^{KM}/ч$ , после чего перевести вертолет в набор высоты. Взлетная дистанция при этом составляет 250-300м.

***Взлет по-самолетному с разбегом на носовом колесе*** применяется при необходимости увеличения грузоподъемности или для уменьшения длины разбега (рис.4.8.).

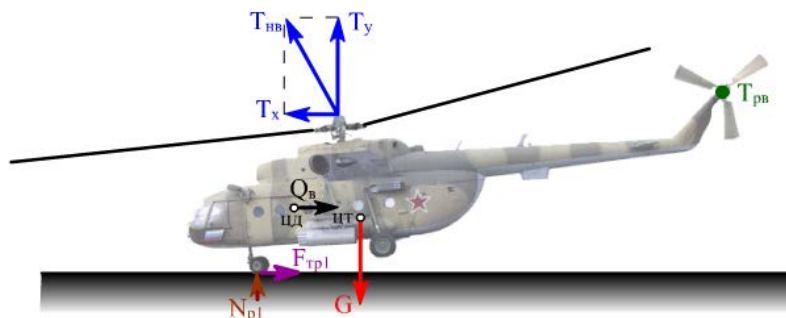


Рис.4.8. Схема сил, действующих на вертолет при разбеге на носовом колесе

Выполнив контрольное висение, подготовить вертолет к взлету, для чего: выключить автопилот, проверить показания приборов, установить минимальный шаг НВ, отклонить РУ от себя на максимально возможную величину, таким образом, чтобы отсутствовали удары лопастей по упорам ГШ, включить каналы крена и тангажа автопилота, отклонив РУ на максимально возможную величину на себя с таким расчетом, чтобы не допустить ударов лопастей по упорам ГШ, нажатием кнопки «ТРИММЕР» снять усилия с РУ.

Плавным увеличением общего шага отделить основные колеса шасси от земли, не допуская отрыва носового колеса, и отклонением РУ от себя на  $\frac{1}{2} - \frac{2}{3}$  хода вперед перевести вертолет в режим разбега.

При этом угол тангажа на пикирование не должен отличаться от исходного значения при контрольном висении более чем на  $7-8^\circ$ .

В процессе разбега угол тангажа устанавливать путем выдерживания концов лопастей на уровне горизонта и контролировать по авиагоризонту.

По достижении скорости разбега около  $30^{км}/ч$  вертолет имеет тенденцию к кабрированию и приседанию на основные колеса шасси, а при прохождении скорости  $40^{км}/ч$  – к энергичному пикированию («клевку»).

Если контрольное висение выполнялось на высоте более 1м, то отрыв от земли производить на скорости  $30-40^{км}/ч$  (через 1-2с после «клевка»), если менее 1м – на скорости  $50-60^{км}/ч$  (через 3-5с после «клевка»).

Для отрыва вертолета от земли необходимо плавно взять РУ на себя. После отрыва довести скорость до  $120^{км}/ч$  и перевести вертолет в набор высоты. По достижении заданной высоты перевести вертолет в горизонтальный полет на скорости  $120^{км}/ч$ , отключить автопилот, сбалансировать вертолет и включить каналы крена, тангажа и направления.

#### 4.4.3. ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

**Взлет по-вертолетному.** Если скорость бокового ветра не превышает  $5^{м}/с$ , отделение вертолета от земли, вертикальный подъем и зависание перед переходом на разгон производится, с курсом взлета (по оси ВПП).

Необходимо помнить, что боковые смещения наиболее опасны непосредственно перед отделением и в момент отделения вертолета от земли, когда он находится на земле во «взвешенном» состоянии. В этом случае в результате действия боковых сил возникают опрокидывающие моменты в сторону смещения вертолета.

При скорости бокового ветра на курсе взлета более  $5^{м}/с$  отделение вертолета от земли, вертикальный подъем, зависание и перевод вертолета на разгон рекомендуется выполнять против ветра. Доворот на курс взлета в этом случае выполнять в процессе разгона. Скорость вертолета перед выполнением доворота на взлетный курс должна составлять не менее  $50^{км}/ч$ .

**Взлет по-самолетному.** В процессе разбега до момента отделения вертолета от земли соразмерным отклонением РУ в ту сторону, откуда дует ветер, парировать кренящий момент, возникающий в результате действия ветра на фюзеляж. Отклонением соответствующей педали удерживать вертолет от разворота, возникающего в результате действия флюгерного момента. Учитывать, что по мере увеличения скорости эффективность управления будет увеличиваться.

В момент отделения от земли отклонением РУ в сторону, откуда дует ветер, удерживать вертолет от сноса.

#### 4.4.4. ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТА С ПЫЛЬНЫХ И ЗАСНЕЖЕННЫХ ПЛОЩАДОК

**Взлет по-вертолетному** с пыльных (заснеженных) площадок разрешается выполнять при условии наличия запаса мощности двигателей для взлета вне зоны влияния земли и если в момент отделения вертолета от земли и в наборе высоты видимость из кабины экипажа сохраняется на

расстоянии 5-10м. В этом случае при вертикальном подъеме видимость земной поверхности будет обеспечена до момента выхода из пыльного (снежного) облака.

Когда на поверхности снежного покрова имеется прочный наст, плотное снежное облако вокруг вертолета при взлете и посадке не образуется. На площадках, покрытых свежеснегавшим снегом, в отдельных случаях можно раздуть снежное облако и улучшить видимость. С этой целью рекомендуется ввести коррекцию полностью вправо и увеличив общий шаг до  $2-3^{\circ}$ , поработать до тех пор, пока облако снега не уменьшится и не будет просматриваться земля.

С пыльной площадки выполнение взлета по-вертолетному возможно только в случае незначительной запыленности поверхности, когда тонкий слой пыли лежит на сравнительно прочном грунте, который не раздувается струей от НВ. С сильно запыленных площадок возможность выполнения взлетов по-вертолетному практически исключена. Включение ПЗУ производить после выхода двигателя на режим малого газа.

Взлеты и посадки на пыльных и заснеженных площадках необходимо выполнять строго против ветра.

После отрыва от земли набрать высоту 3-5м, наблюдая за положением вертолета относительно ориентиров на земле через нижнее остекление кабины экипажа и используя при этом показания указателя режимов висения аппаратуры ДИСС-15. Взлет и висение производить строго против ветра. В процессе разгона не допускать снижения вертолета и кренов. Положение вертолета при прохождении снежного облака контролировать по приборам, а также по ориентирам, значительно удаленным от места взлета.

**Взлет по-самолетному** с пыльных (заснеженных) площадок выполняется как и с обычных площадок, но отрыв вертолета (увеличение мощности двигателей до взлетной) выполняется после прохождения пыльного (заснеженного) облака. До выхода из него направление разбега выдерживать по указателю курса, кренение вертолета контролировать по авиагоризонту. Вертолет выходит из снежного облака на скорости  $25-30^{км}/ч$ . Следует помнить, что взлет по-самолетному разрешается производить по неукатанному снежному покрову толщиной до 15см при полной уверенности, что под снегом препятствия отсутствуют.

#### 4.5. НАБОР ВЫСОТЫ, ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ, ПЛАНИРОВАНИЕ

##### 4.5.1. НАБОР ВЫСОТЫ

Набор высоты производится, как правило, на номинальном режиме работы двигателей. При необходимости набор высоты можно производить на взлетном режиме (не более 6мин.), а также на режиме ниже минимального. Набор высоты рекомендуется выполнять на наивыгоднейшей скорости набора.

Схема сил и моментов, действующих на вертолет при наборе высоты по наклонной траектории показана на рисунке 4.9.

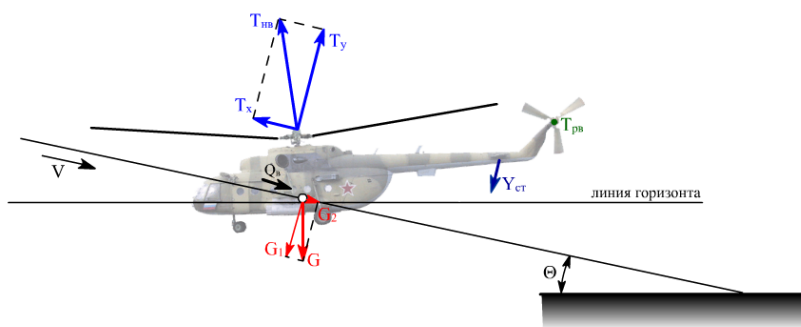


Рис.4.9. Схема сил, действующих на вертолет в режиме набора высоты

При наборе высоты на взлетном режиме работы двигателей  $n_{нв} = 92-94\%$  поддерживается постоянной автоматически. При наборе высоты на номинальном или крейсерском режиме работы двигателей при постоянном значении общего шага  $n_{нв} = 95 \pm 2\%$  автоматически поддерживается постоянной до определенной высоты, а при дальнейшем наборе высоты она будет уменьшаться. В этом случае необходимо плавным уменьшением общего шага не допускать уменьшения  $n_{нв}$  ниже 92%.

Набор высоты по наклонной траектории является основным видом набора. Вертикальная скорость при этом в 1,5-2 раза больше, чем при вертикальном наборе высоты.

На рис.4.10. представлены зависимости вертикальной скорости набора и времени набора для нормальной и максимальной взлетной массы вертолета.

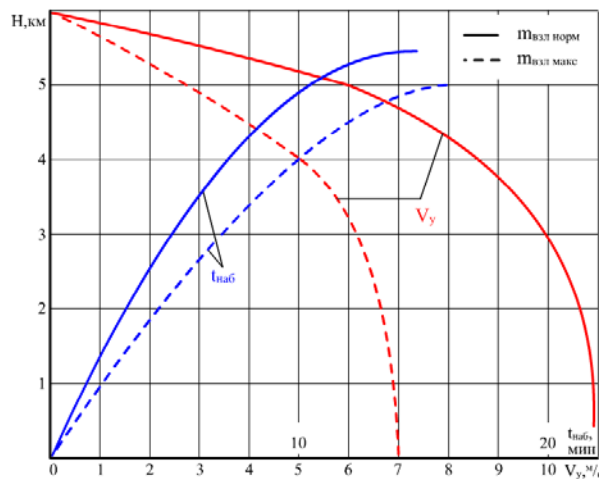


Рис.4.10. Зависимость вертикальной скорости набора и времени набора для максимальной и нормальной взлетной массы

Набор высоты как по наклонной, так и по вертикальной траектории возможен только при наличии избытка мощности. Чем больше этот избыток, тем с большей вертикальной скоростью можно выполнять набор высоты.

Известно, что максимальному избытку мощности соответствует экономическая скорость полета. Эта скорость практически является наивыгоднейшей скоростью набора высоты, т.к. она обеспечивает подъем с максимальной вертикальной скоростью.

Заданная поступательная скорость при наборе высоты сохраняется отклонением РУ в продольном направлении. По достижении заданной высоты вертолет переводится в режим горизонтального полета.

#### 4.5.2. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Под режимом горизонтального полета понимается установившееся прямолинейное движение вертолета с постоянной скоростью без набора высоты и снижения.

Схема сил и моментов, действующих на вертолет в горизонтальном полете показана на рисунке 4.11.

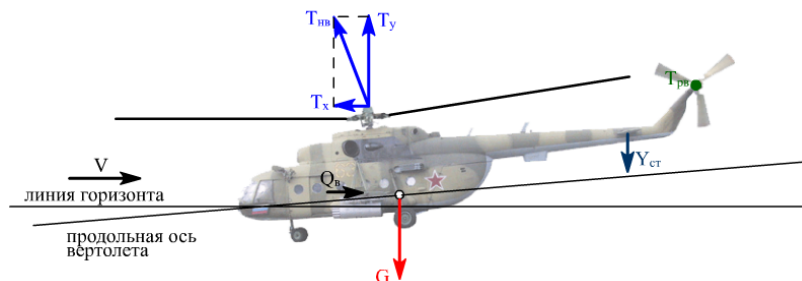


Рис.4.11. Схема сил, действующих на вертолет в горизонтальном полете

Для перевода вертолета из набора в горизонтальный полет необходимо, не меняя режима работы двигателей, отклонить РУ от себя, установить заданную скорость, а затем рычагом «ШАГ-ГАЗ» подобрать режим работы двигателей соответствующий заданной скорости. Частота вращения НВ при этом автоматически поддерживается в пределах  $95 \pm 1\%$ .

О правильности подбора режима работы двигателя для ГП на заданных скорости и высоте полета можно судить по показаниям указателя скорости и вариометра.

ГП разрешается производить в диапазоне высот и скоростей указанном в таблице 1.

С увеличением скорости полета потребная тяга увеличивается. Это объясняется ростом сопротивления вертолета. Для уравновешивания силы сопротивления потребуется увеличить горизонтальную составляющую тяги НВ, а этого можно достигнуть только за счет увеличения общей тяги НВ., т.к. при наклоне ее вперед вертикальная составляющая должна оставаться равной силе тяжести вертолета.

Для уменьшения сопротивления вертолета ось главного редуктора наклонена вперед от вертикальной оси на угол  $4^{\circ}30'$ . Этим уменьшается наклон продольной оси фюзеляжа на крейсерских и максимальных скоростях полета, а следовательно уменьшается площадь сечения фюзеляжа, расположенного перпендикулярно к встречному потоку воздуха.



#### 4.5.3. ПЛАНИРОВАНИЕ

Планирование с работающими двигателями является основным видом снижения вертолета. Оно позволяет использовать мощность двигателей для поддержания вертикальной скорости снижения.

Схема сил и моментов, действующих на вертолет при снижении по наклонной траектории показана на рис.4.12.

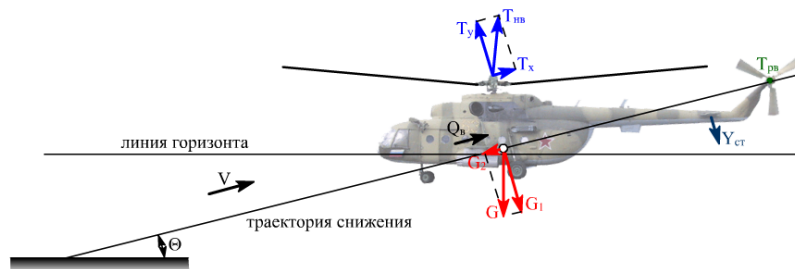


Рис.4.12. Схема сил, действующих на вертолет при снижении по наклонной траектории

При планировании с работающими двигателями подъемная сила уравнивает только часть массы вертолета, а другая часть является силой, которая перемещает вертолет по траектории. Поэтому необходимая тяга на планировании меньше, чем в ГП. Из этого следует, что для перевода вертолета с режима ГП на планирование необходимо уменьшить  $T_{нв}$  путем уменьшения общего шага. От значения общего шага при постоянной поступательной скорости будет зависеть величина вертикальной скорости снижения.

Рекомендуемая  $V_y$  на планировании 2-3<sup>м</sup>/с.

При переходе с режима ГП на планирование с работающими двигателями следует уменьшить общий шаг и РУ установить заданную скорость планирования. Необходимо учитывать, что с уменьшением общего шага уменьшается  $M_{рнв}$ . Поэтому вместе с отклонением рычага «ШАГ-ГАЗ» для предотвращения разворота вертолета вправо нужно на небольшую величину отклонить левую педаль. Это вызовет уменьшение  $T_{рв}$ , и у вертолета появится тенденция к накренению вправо. Поэтому одновременно с отклонением левой педали необходимо отклонить РУ влево.

Заданную скорость полета и вертикальную скорость снижения можно уточнять плавным отклонением РУ и рычага «ШАГ-ГАЗ». Вначале, при постоянном значении общего шага отклонениями РУ в продольном направлении устанавливается заданная поступательная скорость. Если вертикальная скорость снижения меньше или больше заданной, рекомендуется соответственно уменьшить или увеличить общий шаг.

Для перехода с режима планирования к режиму ГП надо увеличивать общий шаг до необходимого значения, удерживая вертолет отклонением правой педали от разворота влево, а отклонением РУ установить заданную скорость.

#### 4.6. ПОСАДКА

Посадка является завершающим этапом полета. Летные свойства вертолета позволяют при работающих двигателях выполнять посадку по-вертолетному или по-самолетному.

Способ посадки определяется характером взлетно-посадочной площадки, загрузкой вертолета и располагаемой мощностью НВ на взлетном режиме работы двигателей. Основными характеристиками площадки, влияющими на выбор способа посадки, являются ее размеры, высота окружающих препятствий, прочность грунта, наличие наклонов, препятствий, пыли (снега). Располагаемая тяга зависит от высоты площадки над уровнем моря, атмосферных условий, направления и скорости ветра.

Посадка по-вертолетному выполняется, когда располагаемая тяга НВ обеспечивает зависание вертолета на требуемой высоте.

Посадка по-самолетному выполняется при невозможности произвести зависание из-за недостатка располагаемой тяги НВ и с учебной целью. Она позволяет увеличить массу перевозимого груза или дальность полета за счет увеличения количества топлива. Однако, следует помнить, что при всех благоприятных условиях общая полетная масса вертолета не должна превышать максимально допустимую.

Посадку любым способом по возможности следует выполнять против ветра. Если такой возможности нет. Посадка выполняется с боковым или попутным ветром, скорость которого не превышает значений, установленных Инструкцией экипажу.

##### 4.6.1. ПОСАДКА ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ

На посадочной прямой после снижения вертолета до высоты 100м плавным отклонением РУ на себя начать уменьшение поступательной скорости с таким расчетом, чтобы на высоте 60-50м она

составляла  $60-50^{км}/ч$ . Следует иметь ввиду, что на планировании по достижении скорости  $60^{км}/ч$  и менее заметно возрастает потребная мощность и вертолет имеет тенденцию к увеличению вертикальной скорости. Поэтому необходимо плавным увеличением общего шага поддерживать вертикальную скорость постоянной ( $2-3^{м}/с$ ), а затем, по мере гашения поступательной скорости и приближения к земле уменьшать ее. Следует иметь ввиду, что при резком перемещении вверх рычага «ШАГ-ГАЗ» происходит перетяжеление НВ, кроме того, увеличение  $M_{рив}$  опережает увеличение путевого момента  $T_{рв}$ , в результате чего вертолет может самопроизвольно снизиться, а при боковом ветре войти в режим самопроизвольного вращения.

По мере увеличения общего шага одновременно с ростом вертикальной составляющей общей тяги НВ возрастает и ее горизонтальная составляющая. Т.к. конус вращения к этому моменту отклонен назад, горизонтальная составляющая наряду с тормозящим действием создает кабрирующий момент. Чтобы обеспечить равномерность гашения скорости и сохранить угол тангажа постоянным, по мере увеличения общего шага, РУ необходимо отклонять от себя. Кроме того, при увеличении общего шага увеличивается  $M_{рив}$ , вследствие чего вертолет разворачивается влево. Разворот устраняется отклонением правой педали.

После зависания вертолета плавным уменьшением общего шага выполнить вертикальное снижение со скоростью к моменту приземления не более  $0,2^{м}/с$ , не допуская боковых перемещений и смещения назад, особенно в момент касания колесами земли. Выполняя снижение над ограниченными площадками, особенно при максимальной массе вертолета, не следует увеличивать  $V_y$ , более  $1^{м}/с$ .

При выполнении посадок на ограниченные лесные поляны надо учитывать, что если в момент зависания над лесом ветер создает некоторую дополнительную тягу НВ, то по мере снижения влияние ветра уменьшается и поэтому требуется дополнительное увеличение мощности.

Приземление вертолета выполняется вначале на правое колесо, т.к. он зависает с правым креном, затем на левое и после этого – на носовое. Поэтому во избежание раскачки и опрокидывания вертолета на земле общий шаг можно уменьшать только тогда, когда вертолет устойчиво стоит на твердом грунте всеми колесами шасси.

#### 4.6.2. ПОСАДКА ПО-САМОЛЕТНОМУ

Посадка должна производиться на аэродром или предварительно проверенную площадку при наличии безопасного подхода.

Установить поступательную скорость на планировании  $120^{км}/ч$ . На высоте 150-200м и на удалении 1,5-2км от посадочных знаков установить такой угол планирования, при котором место приземления будет проецироваться в средней части левого бокового стекла без смещения вверх или вниз. Для выдерживания глиссады снижения необходимо, чтобы значение поступательной скорости до высоты 40м было на  $20^{км}/ч$  больше значения текущей высоты. При планировании с вертикальной скоростью  $2-3^{м}/с$  увеличение мощности начинать с высоты 30-20м по достижении скорости  $60^{км}/ч$ . Уменьшать  $V_y$  с таким расчетом, чтобы на высоте 1-0,5м скорость полета составляла  $50-40^{км}/ч$  и  $V_y=0,1-0,2^{м}/с$ . Во время снижения выдерживать направление полета, контролировать отсутствие снега и препятствий на посадочной полосе.

Плавно приземлить вертолет на основные колеса и уменьшением общего шага до минимального значения опустить носовое колесо, после касания земли использовать тормоза. Пробег вертолета составит 20-30м.

В случае, когда размеры площадки не позволяют выполнить посадку по-самолетному с пробегом 20-30м, посадку произвести с укороченным пробегом. Для этого с высоты 50-40м увеличением общего шага и угла тангажа начать плавное уменьшение  $V_{np}$  и  $V_y$  с таким расчетом, чтобы на высоте 10-5м поступательная скорость равнялась  $40-20^{км}/ч$ . При этом следить за сохранением частоты вращения НВ в допустимых пределах. После чего отклонением РУ от себя и увеличением общего шага с темпом  $2-4^{0}/с$  придать вертолету такое посадочное положение, которое исключало бы возможность касания земли хвостовой опорой и обеспечило дальнейшее уменьшение скорости к моменту приземления до  $15-10^{км}/ч$ ., чтобы в момент приземления  $V_y$  не превышала  $0,2^{м}/с$ . После приземления РУ переместить на  $\frac{1}{3} - \frac{1}{4}$  хода вперед от нейтрального положения, уменьшить общий шаг до минимального значения, затормозить вертолет.

#### 4.6.3. ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ НА ПЫЛЬНУЮ (ЗАСНЕЖЕННУЮ) ПЛОЩАДКУ

При посадке по-вертолетному на пыльную (заснеженную) площадку зависание выполнять на высоте, свободной от пыльного (снежного) облака, поднятого струей от НВ.

Посадочная масса вертолета для выполнения посадки на пыльную (заснеженную) площадку не должна превышать массы, обеспечивающей висение вне зоны влияния земли.

Посадку выполнять строго против ветра.



После зависания снижение вертолета выполнять плавно с таким расчетом, чтобы к моменту ухудшения горизонтальной видимости была обеспечена надежная вертикальная видимость вплоть до момента приземления. При вертикальном снижении не допускать перемещений вертолета в стороны.

По мере входа вертолета в пыльное (снежное) облако видимость намеченных для посадки ориентиров ухудшается, а затем исключается полностью. Поэтому с ухудшением видимости деталей рельефа необходимо прекратить снижение, выполнить зависание и попытаться раздуть пыльное (снежное) облако. Продолжать вертикальное снижение можно только в том случае, если через переднее остекление будет просматриваться земля. При отсутствии видимости земной поверхности вертикальное снижение и приземление, а также поиск ориентира путем перемещений у земли запрещается.

Если во время снижения ориентир привязки будет потерян, прекратить снижение и немедленно уйти на второй круг.

На снижении, и особенно в момент приземления, не допускать разворотов и боковых смещений. Особую опасность боковые смещения представляют при посадке на заснеженную площадку с толщиной снега, превышающей 10см.

После приземления, убедившись, что вертолет твердо стоит на поверхности, плавно уменьшить общий шаг до минимального значения. В случае накренения вертолета, которое может произойти из-за скрытых под снегом неровностей рельефа, увеличить общий шаг, отделить вертолет от земли на высоту 0,5-1м и если позволяет горизонтальная видимость, выбрать вблизи новое место посадки и произвести приземление.

В зимнее время не исключена возможность использования в качестве временных посадочных площадок для вертолетов ледяного покрова рек и озер. Потребная толщина ( $H_{\text{л}}$ ) в сантиметрах пресноводного льда для посадки вертолета на колесах с полетной массой ( $m$ ) в тоннах определяется по формулам:

$$H_{\text{л}} = 16\sqrt[3]{m} \quad \text{при } t_{\text{HB}} \leq -10^{\circ}\text{C},$$

$$H_{\text{л}} = 22\sqrt{m} \quad \text{при } t_{\text{HB}} = 0 \text{ до } -10^{\circ}\text{C}.$$

Если вертолет оборудован лыжным шасси, потребная толщина льда может быть уменьшена в 1,3 раза.

#### 4.6.4. ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ ПО-САМОЛЕТНОМУ НА ПЫЛЬНУЮ (ЗАСНЕЖЕННУЮ) ПЛОЩАДКУ

Посадку по-самолетному на заснеженные площадки разрешается выполнять при глубине неукатанного снега до 15см в том случае, когда отсутствуют препятствия под снегом.

Посадка по-самолетному до момента приземления выполняется как и в обычных условиях. В момент приземления на заснеженные площадки переднее колесо опускается быстрее, чем в обычных условиях, т.к. вертолет тормозится не только силой трения колес, но и силой, действующей на колеса при продавливании снега. Вместе с тем в момент приземления снежное облако догоняет и накрывает вертолет. На пробеге РУ нужно задержать в том положении, в котором она находилась в момент приземления, плавно опустить рычаг «ШАГ-ГАЗ» и убрать коррекцию. При этом колеса шасси вдавливаются в снег. В результате неодинаковой плотности снега в разных местах пробега могут появиться поперечные или путевые колебания. С уменьшением мощности двигателей и скорости пробега видимость улучшается и направление можно выдерживать, как в обычных условиях. Заданное направление движения необходимо сохранять очень плавным отклонением педалей, не допуская движения вертолета юзом, т.к. в этом случае появляется опасность возникновения опрокидывающих моментов.

#### 4.7. ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТОВ В ГОРАХ

Полеты в горах осложняют следующие основные факторы: разреженность воздуха, резкий перепад температур и изменение метеорологической обстановки, интенсивная турбулентность атмосферы, ухудшение работы радиоаппаратуры, ограниченность размеров посадочных площадок и подходов к ним, неровная поверхность площадок.

При полетах в горах снижается грузоподъемность вертолета. Это обусловлено главным образом большой высотой взлетно-посадочных площадок над уровнем моря. Кроме того, вследствие ограниченных размеров площадок и наличия высоких препятствий на подходах к ним, взлет и посадку чаще всего приходится выполнять по вертикали без использования воздушной подушки. Поэтому экипаж должен внимательно использовать номограммы предельных полетных масс.

Если взлет производится в зоне влияния «воздушной подушки», то следует учитывать уменьшение влияния ее на тягу НВ с увеличением высоты площадки над уровнем моря. Поэтому, если позволяют условия, зависание при выполнении взлета и посадки по-вертолетному на высокогорных площадках нужно производить как можно ближе к земле.

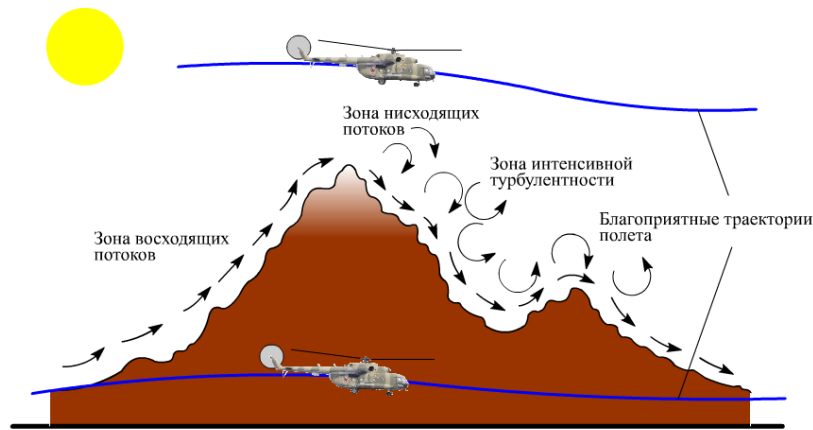


Рис.4.13. Схема образования турбулентных потоков

Другой важнейшей особенностью полетов в горных условиях является интенсивная турбулентность атмосферы, обусловленная термическими и динамическими факторами. В свою очередь, термический фактор определяется главным образом подъемом воздуха по наветренным склонам гор и его адиабатическим охлаждением, а динамический фактор – влиянием профиля местности на характер воздушного потока, в результате чего появляется вертикальная составляющая скорости ветра, направленная вверх на наветренной стороне возвышенности и вниз – на подветренной. Наибольшей интенсивности термические вертикальные ветровые потоки достигают в летнее время у склонов, сильно прогреваемых солнцем, а интенсивные динамические потоки обтекания могут наблюдаться и в пасмурную погоду. По мере приближения к вершине горного хребта турбулентность воздушных масс значительно возрастает, при этом вследствие часто наблюдающегося срыва струй на подветренной стороне возвышенности возникает область разряжения, что приводит к образованию вихрей. Поэтому на подветренной стороне горы болтанка наиболее вероятна, интенсивна и начинает ощущаться с большого расстояния от горы, чем при полете по ветру.

Основными признаками наличия сильных восходящих и нисходящих потоков являются мощно-кучевые облака, образующиеся над горами преимущественно в дневное время, а также усиление ветра до  $8-10^{\text{м/с}}$ .

Таким образом, при выполнении полетов в горах необходимо уделять особое внимание скорости и направлению ветра, а также наличию облачности и характеру ее развития. Значительную сложность представляют полеты летом в горах с крутыми склонами, острыми гребнями, обрывами, резкими выступами скал, т.к. из-за неравномерного прогрева горных склонов образуются сильные восходящие ветровые потоки на солнечной стороне и нисходящие – на теневой стороне гор. Поэтому при полетах в горах не рекомендуется приближаться к склонам гор и мощным кучевым облакам, а пересекать горные хребты необходимо с превышением, примерно равным половине высоты этого хребта. При невозможности иметь такое превышение следует пересекать горный хребет под острым углом к нему с таким расчетом, чтобы при резкой потере высоты полета, вызванной попаданием в нисходящий ветровой поток, можно было выполнить быстрый отворот в сторону от хребта.

При достаточной влажности воздуха на подветренной стороне гор образуются орографические облака, охватывающие вершины и за ними как бы стекающие книзу. Опасность этих облаков заключается в том, что они маскируют очертания гор и зоны сильных нисходящих ветровых потоков. Другую опасность представляют так называемые роторные облака, в которых господствуют интенсивные турбулентные завихрения воздушных масс. Основание роторных облаков лежит обычно ниже уровня гор, а верхняя кромка иногда достигает двойной высоты наивысших горных пиков.

Турбулентность в роторных облаках характеризуется восходящими потоками на наветренной стороне гор и нисходящими – на подветренной.

Опасные метеорологические условия могут создаваться не только вблизи вершин, но и вблизи подножия горных массивов, ибо склоны гор, долины и котловины нагреваются неравномерно. В результате температурных контрастов возникают местные горно-долинные ветры, скорость которых может достигать  $15-20^{\text{м/с}}$ . Утром ветер обычно дует с гор в долины. А после полудня – наоборот.

Наиболее благоприятным временем для полетов в горах являются утренние и вечерние часы.

Основные особенности пилотирования вертолета в горных условиях заключаются в следующем.

При запуске двигателя необходимо помнить об ограничениях по скорости ветра и возможности быстрого изменения ветра как по величине, так и по направлению. Руление вертолета на высокогорных площадках, как правило, ограничено или вообще исключается.

Площадки, расположенные на вершинах гор, седловинах, террасах должны иметь открытые воздушные подходы в направлении старта и обеспечивать выполнение взлетов и посадок по-вертолетному с использованием влияния земли (воздушной подушки).

Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния воздушной подушки следует применять в тех случаях, когда площадка ограничена препятствиями, а запас мощности двигателей достаточен для

зависания без влияния воздушной подушки. Взлет по-вертолетному с разгоном в зоны влияния воздушной подушки возможен только при определенных размерах и характере поверхности площадки.

У большинства высокогорных площадок слабая прочность грунта, они покрыты мелким сухим кустарником или травянистой растительностью. Недостаточная прочность грунта при выруливании вертолета, на взлете и особенно при посадке может привести к самопроизвольному накрениванию вертолета и способствовать его опрокидыванию. Поэтому нужно соблюдать осмоторительность и осторожность. Растительность, которой покрыта площадка, отрывается иногда от земли индуктивным потоком НВ и может попасть во входные устройства двигателей. Это способствует уменьшению мощности двигателей, повышению температуры газов перед турбиной. Кроме того, возможно засорение сот маслорадиаторов, что способствует росту температуры масла в двигателях и главном редукторе. Поэтому следует избегать длительного висения над такими площадками и по возможности расчищать площадки от указанной растительности.

Взлеты и посадки на площадки с уклонами следует по возможности осуществлять при положении вертолета носом или левым бортом на уклон, безопаснее всего – носом на уклон, что способствует улучшению условий наблюдения за взлетом (приземлением). При висении над площадкой с уклоном вертолет имеет тенденцию к смещению под уклон, которую надо парировать отклонением РУ в сторону, противоположную смещению. Поэтому висение носом на уклон происходит с отрицательными углами тангажа вертолета.

При взлете со склона, находящегося с подветренной стороны горы или в тени, а также при взлете в сторону ущелья, набор высоты осуществляется, как правило, в условиях воздействия на вертолет нисходящих потоков воздуха и требует поэтому повышенной мощности двигателей.

При взлете на уклон с предельно допустимой взлетной массой вертолета в процессе разгона возможны касания передними колесами о землю. Чтобы избежать этого, бесполезно «перетягивать» рычаг «ШАГ-ГАЗ», ибо мощности двигателей может оказаться недостаточно для требуемой скороподъемности вертолета, и ситуация лишь усугубится. Правильное решение в данном случае – уменьшить взлетную массу вертолета.

Взлет и посадку в горах при скорости ветра более  $5^м/с$  необходимо выполнять, как правило, только против ветра.

Разгон после взлета должен быть уверенным и энергичным, чтобы вертолет как можно быстрее набрал минимально допустимую скорость горизонтального полета и далее вышел из диапазона скоростей вторых режимов.

При полете по маршруту рекомендуется не приближаться к склонам гор и кучевым облакам, пересекать горные хребты с превышением и под острым углом к ним.

При выполнении полета в ущелье нужно придерживаться одной его стороны, по возможности более освещенной, с целью обеспечения возможности разворота и выхода из ущелья в обратном направлении.

Скорость полета в зависимости от ширины ущелья выдерживать такой, чтобы в любой момент был возможен разворот на  $180^0$ . Таким образом, минимально допустимая ширина ущелья, обеспечивающая выполнение разворота в обратном направлении, определяется минимально допустимой скоростью и максимально допустимым углом крена на вираже, которые в свою очередь зависят от полетной массы вертолета и высоты полета над уровнем моря. Высота полета над дном ущелья должна составлять не менее 50м.

При заходе на посадку на высокогорную площадку на больших высотах маневренность вертолета заметно ухудшается, он становится более инертным, уменьшается запас путевого управления по правой педали. Наблюдается замедленная реакция вертолета на отклонение органов управления, увеличивается дистанция и высота предпосадочного маневра. Поэтому предпосадочное торможение следует начинать раньше, чем при заходе на площадку, расположенную на уровне моря, а движения РУ и рычагом «ШАГ-ГАЗ» должны быть особенно плавными и соразмерными.

Предпосадочное планирование целесообразно выполнять с более крутой глиссадой, чем обычно, за счет чего увеличивается запас высоты вертолета над препятствиями и сохраняется воздействие на вертолет нисходящих потоков на подветренных и затененных горных склонах. При заходе на подветренный или затененный склон важно, чтобы вертолет преждевременно не оказался ниже уровня посадочной площадки. Если такая опасность возникает, необходимо прекратить дальнейшее снижение и торможение, отвернуть от препятствий, набрать необходимую высоту и повторить заход на площадку с учетом изложенных выше рекомендаций.

Перед посадкой на площадку, расположенную на вершине, рекомендуется выполнить контрольный проход над ней на высоте 20-30м для уточнения барометрической высоты площадки, направления и скорости ветра. При этом следует учитывать, что в горах наблюдается резкое и частое изменение направления ветра, так что заходить на посадку нужно сразу же после определения направления ветра.

При заходе на посадку, расположенную в ущелье, необходимо держаться к склону, освещенному солнцем, где воздушный поток восходящий.

В момент предпосадочного торможения не следует слишком энергично увеличивать угол тангажа, ибо это может привести к просадке вертолета. Кроме того, при значительном задириании носа вертолета уменьшается обзор посадочной площадки в передней полусфере, что осложняет выполнение точной и безопасной посадки.

Опасная ситуация возникает и в том случае, когда летчик слишком поздно начинает уменьшать вертикальную скорость снижения, а затем с целью зависания на требуемой высоте перед приземлением допускает чрезмерное отклонение вверх рычага «ШАГ-ГАЗ». Вследствие пониженной приемистости двигателей на большой высоте это приводит, как правило, к перетяжелению винта и просадке вертолета вплоть до возможного удара о землю.

Зависание по возможности следует выполнять в центре площадки с последующим выбором места приземления вертолета.

После приземления на незнакомую площадку уменьшение общего шага необходимо выполнять плавно, убеждаясь при этом, что вертолет не накреняется и не раскачивается. В случае появления признаков самопроизвольного накренения вертолета и приближения РУ к упору необходимо взлететь и в пределах выбранной площадки подобрать путем подлета на высоте 1-3м другое место для приземления.

При выключении двигателей следует помнить об ограничениях по скорости и направлению ветра во избежание повреждения лопастей НВ.

## 5. МАНЕВРИРОВАНИЕ И ПИЛОТАЖ ВЕРТОЛЕТА

По характеру движения вертолета маневры подразделяются на установившиеся и неустановившиеся.

По виду и расположению траектории маневры подразделяются на:

- маневры в горизонтальной плоскости (горизонтальные разгон и торможение, вираж, разворот, восьмерки, змейки);
- маневры в вертикальной плоскости (горка, пикирование);
- пространственные (спираль, боевой разворот).

### 5.1. МАНЕВРИРОВАНИЕ СКОРОСТЬЮ

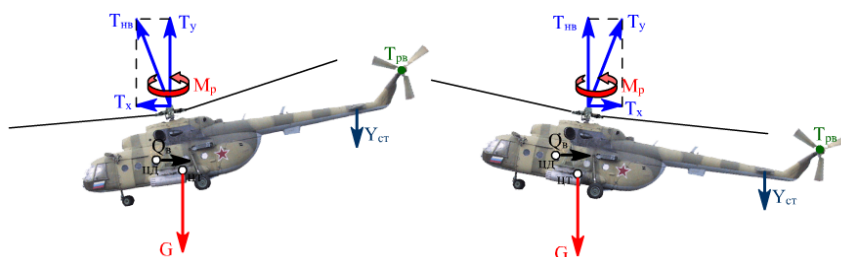


Рис.5.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при разгоне и торможении

Ускорение на разгоне определяется избытком мощности на данной скорости полета (рис.5.2.). Предельные возможности вертолета при горизонтальном разгоне характеризуют путь и время, потребные для приобретения заданной скорости при полном использовании располагаемой мощности двигателей. С увеличением высоты полета энергетические возможности разгона существенно уменьшаются, при этом на больших высотах ограничение по срыву наступает обычно раньше, чем иссякает избыток взлетной мощности двигателей. При постоянной высоте полета вертолет может разогнаться только до своей максимальной скорости. При снижении, вследствие уменьшения потребной мощности вертолет может разогнаться быстрее и при этом превысить значение  $V_{\text{макс}}$ .

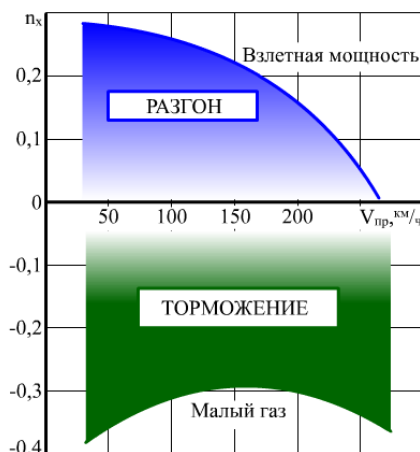


Рис.5.2. Область возможных значений тангенциальной перегрузки для разгона и торможения при различных скоростях горизонтального полета

В разрешенном диапазоне углов тангажа время разгона и торможения практически линейно зависит от угла тангажа. Разгон с небольшими отрицательными углами тангажа, не превышающими  $10^\circ$ , до крейсерских скоростей полета, сопровождается набором высоты. Разгон от крейсерской скорости до максимальной, а также разгон с большими отрицательными углами тангажа ( $15-25^\circ$ ) во всем диапазоне скоростей приводит к снижению вертолета, что важно иметь ввиду при выполнении разгона на малых высотах над пересеченной местностью (рис.5.3.).

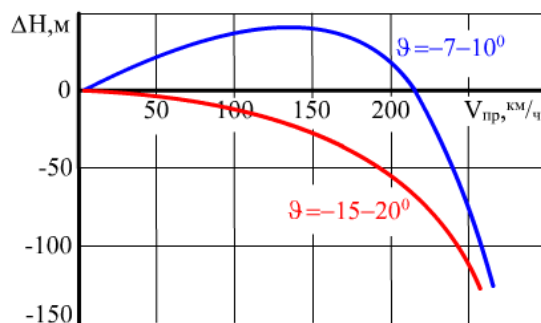


Рис.5.3. Зависимость набора высоты или снижения от скорости и угла тангажа

В процессе разгона вследствие увеличения общего шага и перехода НВ на большие отрицательные углы атаки, сопровождаемые ростом потребной мощности, происходит затяжеление НВ и как следствие уменьшение  $n_{нв}$ . При выполнении разгонов с предельным темпом уменьшение  $n_{нв}$  составляет 4-6%. Поэтому, чтобы избежать нарушения ограничения по минимально допустимой частоте вращения НВ, необходимо перед началом разгона установить ее не менее номинальной и в дальнейшем обеспечивать выполнение данного ограничения за счет изменения темпа разгона.

Торможение вертолета от крейсерских скоростей горизонтального полета до экономической с выдерживанием постоянной высоты осуществляется отклонением РУ на себя и уменьшением общего шага. При этом за счет уменьшения углов установки лопастей и увеличения углов атаки НВ потребная мощность значительно уменьшается, что приводит к росту  $n_{нв}$ . При резком взятии РУ на себя для быстрого торможения «заброс» частоты вращения может достигать 10%.

Вследствие известной статической неустойчивости НВ по углу атаки торможение скорости за счет увеличения угла тангажа осуществляется весьма эффективно, т.к. вертолет сам стремится еще больше увеличить угол атаки НВ и тангажа.

Особую опасность представляет резкое торможение при полете вертолета на скорости, близкой к максимальной, большой высоте или низкой температуре наружного воздуха (т.е. при пониженных значениях скорости звука). В этих условиях при недопустимой раскрутке НВ число  $M$  на лопастях в азимуте  $90^\circ$  может достигнуть критического значения, т.е. концевые сечения наступающих лопастей окажутся в зоне волнового кризиса. В свою очередь, образование зоны волнового кризиса на НВ вызовет интенсивную тряску и уменьшение эффективности управления вертолетом. При полете на большой скорости и высоте это может быть воспринято экипажем как нарушение управляемости, отказ авиационной техники. При торможении до скоростей второго режима необходимо учитывать прогрессирующее падение скорости, обусловленное быстрым ростом потребной мощности.

На скорости  $110-100 \text{ км/ч}$  у вертолета появляется тенденция к снижению, поэтому дальнейшее уменьшение скорости полета необходимо производить с одновременным плавным увеличением мощности двигателей с таким расчетом, чтобы стрелка вариометра оставалась на нуле.

Время разгона вертолета с предельным темпом в диапазоне скоростей  $60-220 \text{ км/ч}$  составляет 36-26с. Максимальное возрастание скорости за одну секунду в среднем составляет  $6-9 \text{ км/ч}$ . Среднее время горизонтального торможения вертолета от скорости  $220 \text{ км/ч}$  до  $60 \text{ км/ч}$  с предельным темпом может достигать 28с.

## 5.2. ВИРАЖ И СПИРАЛЬ

Виращ – это полет вертолета в горизонтальной плоскости по замкнутой окружности с постоянным креном и поступательной скоростью без скольжения. Разворот – часть виража.

Виращ и развороты в визуальном полете разрешается выполнять при взлетной массе:

- $11100 \text{ кг}$  и менее на скорости  $80-100 \text{ км/ч}$  с креном до  $30^\circ$ ;
- более  $11100 \text{ кг}$  с креном до  $20^\circ$  на скоростях  $100-120 \text{ км/ч}$ .

На высотах  $50 \text{ м}$  над рельефом местности допускаются углы крена, по величине равные высоте полета, но не более указанных выше.

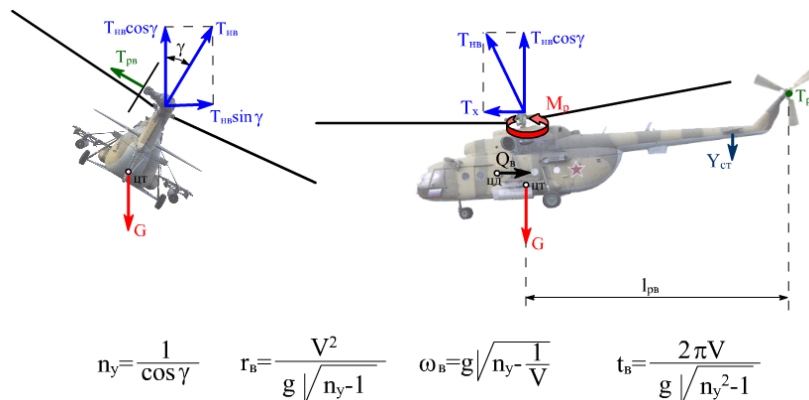


Рис.5.4. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при выполнении виража

Для ввода вертолета в вираж (разворот) необходимо отклонить силу  $T_{nb}$  в сторону разворота (рис.5.4.). Возникшая при этом неуравновешенная сила  $T_{nb} \sin \gamma$  вызывает искривление траектории движения. При выполнении правильного виража продольная ось вертолета должна совпадать с вектором скорости. Это достигается отклонением педали в сторону виража на соответствующую величину.

При вводе в вираж нарушается балансировка вертолета. Так, на правом вираже у вертолета появляется тенденция к увеличению угла тангажа, уменьшению скорости и снижению, увеличению угла крена.

Увеличение угла тангажа происходит в основном за счет действия мощного гироскопического момента. Действие этого момента проявляется только в процессе разворота с креном. При увеличении угла тангажа отклоняется назад сила  $T_{nb}$ , что приводит к уменьшению ее составляющей  $T_x$ .

Уменьшение силы  $T_x$  вызывает еще большее увеличение угла тангажа, т.к. пикирующий момент от нее уменьшается.

Кроме того сила  $T_x$  уменьшается в результате увеличения завала конуса НВ на вираже из-за возрастания маховых движений лопастей. Увеличению угла тангажа способствует также рост кабрирующего момента от РВ вследствие увеличения углов установки его лопастей при отклонении правой педали. Увеличение угла тангажа и уменьшение силы  $T_x$ . Является причиной уменьшения скорости полета.

Тенденция к снижению вертолета проявляется по следующим причинам.

Во-первых, при наклоне силы  $T_{nb}$  для получения неуравновешенной силы  $T_{nb} \sin \gamma$ , искривляющей траекторию движения, сила  $T_{nb} \cos \gamma$  становится меньше силы тяжести вертолета  $G$ .

Во-вторых, уменьшается располагаемая мощность, затрачиваемая на вращение НВ, т.к. при отклонении правой педали установочные углы и, следовательно, момент сопротивления РВ, а также потребная мощность для его вращения увеличивается, что соответственно уменьшает мощность, затрачиваемую на вращение НВ.

Таким образом, при вводе вертолета в правый вираж одновременно с координированным отклонением РУ и педали в сторону виража необходимо для сохранения угла тангажа, скорости и высоты полета РУ отклонить от себя. Кроме этого, следует увеличить мощность двигателей, а в процессе виража отклонением РУ в противоположную сторону удерживать постоянный угол крена.

При вводе в левый вираж у вертолета появляется тенденция к уменьшению угла тангажа, увеличению скорости, к уменьшению высоты и уменьшению угла крена.

Направление действия гироскопического момента в этом случае становится противоположным тому, которое было при вводе в правый вираж, сила  $T_x$  увеличивается, а кабрирующий момент от РВ при отклонении левой педали уменьшается. Это приводит к тому, что уменьшается угол тангажа и, как следует, к росту скорости и снижению вертолета.

Причиной снижения, кроме того, является уменьшение силы  $T_{nb} \cos \gamma$  при вводе в вираж. Однако при отклонении левой педали происходит уменьшение установочных углов лопастей РВ, а значит, и момента сопротивления и мощности, потребной для его вращения. Соответственно увеличивается мощность, идущая на НВ, растет его тяга, а следовательно увеличивается сила  $T_{nb} \cos \gamma$ . Практически на левом вираже с креном  $15^\circ$  за счет использования на НВ той мощности, которая при отклонении левой педали освободилась с РВ, подъемная сила  $T_{nb}$  увеличивается настолько, что ее вертикальная



составляющая  $T_{нв} \cos \gamma$  остается равной силе тяжести вертолета. Поэтому необходимости в увеличении мощности двигателей при вводе в левый вираж нет.

В процессе левого виража вследствие сложения вращательного движения НВ и движения вертолета относительно центра виража увеличивается зона обратного обтекания и соответственно уменьшается суммарная скорость обтекания лопастей в азимуте  $270^\circ$ . В результате этого вертолет стремится выйти из крена.

Таким образом, при вводе в левый вираж одновременно с координированным отклонением РУ и педали в сторону виража необходимо для сохранения постоянного угла тангажа РУ отклонить несколько на себя. В процессе виража отклонением РУ в сторону виража следует удерживать постоянный крен.

Однако, как указывалось выше, это справедливо только для виражей с креном до  $15^\circ$ . Если же угол крена будет больше  $15^\circ$ , то на левом вираже необходимо увеличивать подводимую к НВ мощность отклонением рычага «ШАГ-ГАЗ» вверх настолько, чтобы обеспечить равенство силы  $T_{нв} \cos \gamma$  силе тяжести.

В процессе виража заданная скорость сохраняется отклонением РУ в продольном направлении, а координация – соответствующим отклонением педалей и РУ. При этом не следует забывать, что изменение угла тангажа ведет к изменению скорости.

Вывод из виража рекомендуется начинать за  $10-15^\circ$  до намеченного ориентира или заданного направления. Вывод производится координированным отклонением РУ и педалей. Мощность двигателя при этом уменьшается до значения соответствующего режиму ГП.

Характеристики правильного виража представлены на рисунке 5.5.

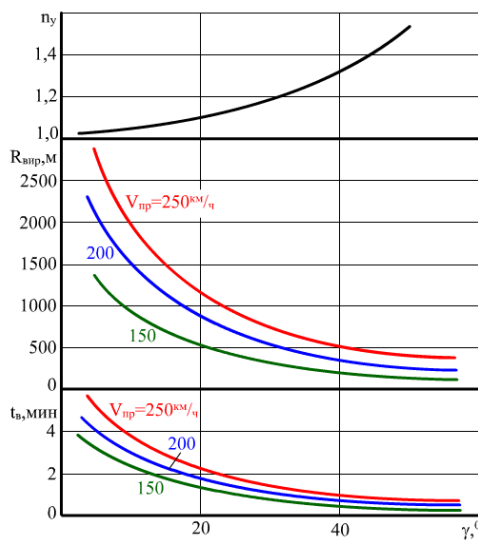


Рис. 5.5. Характеристики правильного виража

Спиралью называется полет вертолета по винтовой траектории с заданным креном на постоянной скорости с потерей или набором высоты (рис.5.6.). При вводе в спираль и выводе из нее необходимо следить, чтобы не было увеличения или уменьшения угла планирования, и, следовательно и скорости полета.

По сравнению с правильным виражом при выполнении установившейся восходящей спирали с теми же значениями угла крена и скорости полета требуется большая мощность двигателей, т.к. вертолет не только разворачивается, но и набирает высоту. Выполнение нисходящей спирали при прочих равных условиях требует, наоборот, меньшей мощности по сравнению с правильным виражом.

При увеличении крена для сокращения радиуса и времени разворота уменьшается вертикальная скорость набора высоты (рис.5.7.).

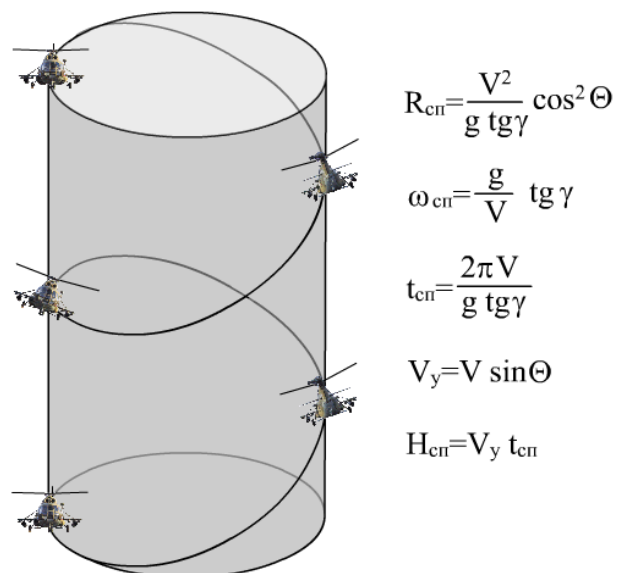


Рис.5.6. Схема выполнения спирали

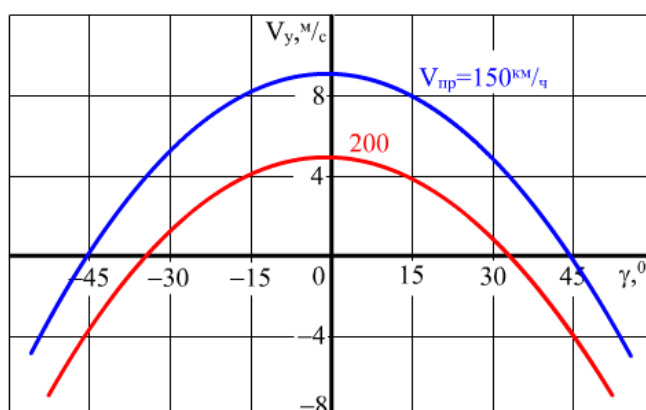


Рис.5.7. Зависимость вертикальной скорости от угла крена и скорости полета при выполнении спирали



### 5.3. ФОРСИРОВАННЫЙ РАЗВОРОТ

Форсированный (неустановившийся) разворот – это маневр в горизонтальной плоскости с торможением для быстрого разворота вертолета на цель. Он применяется для выхода в кратчайшее время в точку начала атаки внезапно обнаруженной цели и для быстрого ухода от нее.

На высотах 50-1000м форсированный разворот может выполняться с креном до  $45^0$  при скоростях полета 120-250<sup>км/ч</sup>. Максимальный крен ограничен максимально допустимой перегрузкой и запасом по срыву потока с лопастей НВ.

При скорости ввода в форсированный разворот 200км/ч и менее уменьшать общий шаг в процессе разворота не рекомендуется, т.к. это может привести к потере высоты и скорости менее  $V_{мин.доп.}$ .

На скоростях 200-250<sup>км/ч</sup> форсированные развороты можно выполнять как при постоянном значении общего шага, так и с уменьшением его на 2-5<sup>0</sup>.

С исходных скоростей 200-250<sup>км/ч</sup> форсированный разворот на  $180^0$  при постоянном общем шаге выполняется за 17-38с с потерей скорости на 10-45<sup>км/ч</sup>, а с уменьшением общего шага – за 17-27с с потерей скорости на 40-100<sup>км/ч</sup>.

Ввод в разворот осуществляется плавным и координированным отклонением РУ и педали в сторону разворота. Для уменьшения скорости по мере увеличения угла крена РУ плавно отклоняется на себя.

Если при вводе в разворот допускаются некоординированные действия, колебания углов крена и тангажа, то в процессе разворота эти ошибки быстро возрастают и исправить их практически невозможно.

При наличии вертикальной скорости изменение высоты парировать отклонением РУ. Следует иметь ввиду, что при вводе в разворот с постоянным общим шагом происходит увеличение  $n_{нв}$  на 2-2,5%. Если частота вращения увеличилась на большую величину, необходимо уменьшить темп отклонения РУ на себя.

В развороте вертолет по крену сравнительно устойчив. Больше внимания приходится уделять на тангаж вертолета.

Гашение скорости и выдерживание заданной высоты в процессе разворота, как и при вводе в разворот, осуществляется отклонением РУ. Контроль за сохранением высоты вести по вариометру.

Во второй половине разворота темп отклонения РУ на себя больше, чем в первой, т.к. с уменьшением скорости наблюдается большое стремление вертолета к потере высоты. Кроме того, с уменьшением скорости значительно возрастает угловая скорость разворота.

По достижении заданной скорости (но не менее 100<sup>км/ч</sup>) плавным отклонением РУ от себя прекратить дальнейшее уменьшение скорости, а для сохранения высоты полета увеличить режим работы двигателей. Вывод из разворота следует начинать за 15-20<sup>0</sup> до намеченного курса.

По технике выполнения левый и правый форсированные развороты существенных различий не имеют. Однако следует учитывать, что для сохранения координации на левом развороте приходится больше, чем на правом отклонять левую педаль вперед. При вводе в левый разворот и в процессе его выполнения вертолет имеет тенденцию к уменьшению угла тангажа и потере высоты, а при вводе в правый разворот и при его выполнении – к увеличению тангажа и набору высоты.

Величина изменения тангажа зависит от скорости ввода: чем больше скорость, тем меньше тангаж. Кроме того, на развороте с уменьшением общего шага перед началом разворота вследствие энергичного уменьшения скорости заметнее проявляется тенденция к увеличению угла крена на левом развороте и к выходу из крена на правом, обусловленная особенностями изменения поперечной балансировки по скорости.

С учетом сказанного, одновременно с отклонением РУ влево для сохранения высоты и гашения скорости сразу же приходится брать РУ на себя. При этом в начальный момент времени величина отклонения РУ незначительна, а в дальнейшем величина ее отклонения увеличивается.

Техника выполнения форсированного разворота с уменьшением общего шага такая же, как и без уменьшения. Уменьшать общий шаг необходимо одновременно с вводом вертолета в крен. К моменту создания крена  $45^0$  шаг должен быть постоянным.

В процессе разворота уменьшение скорости и сохранение высоты полета осуществляется взятием РУ на себя.

При вводе в форсированный разворот с уменьшением общего шага происходит более энергичный заброс  $n_{нв}$ , чем при вводе без изменения шага ( $n_{нв}$  может достигать 99% и более). Поэтому темп и величина уменьшения общего шага и отклонения РУ на себя на развороте должны быть такими, чтобы  $n_{нв}$  не выходила за допустимые пределы.

### 5.4. ПИКИРОВАНИЕ

Пикирование – это вертикальный маневр, сопровождаемый быстрым уменьшением высоты и нарастанием скорости полета. Применяется для атаки наземных целей. Маневр состоит из

криволинейных участков ввода и вывода и наклонного прямолинейного участка снижения с постоянным углом пикирования (рис.5.8.).

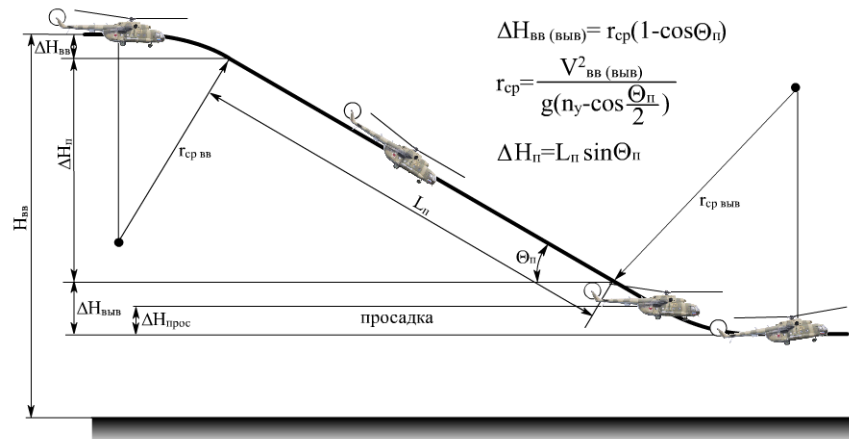


Рис.5.8. Схема выполнения пикирования

Пикирование в зависимости от высоты и исходной скорости горизонтального полета разрешается выполнять с изменением углов тангажа в пределах значений, указанных в таблице 5.1.

Таблица 5.1

Высота полета, м	Максимальные значения угла тангажа, от исходного, °, при скорости ввода км/ч			
	150 и менее	180	200	220
До 500	20	20	15	10
500-1000	20	20	15	-
1000-2000	20	10	-	-

Максимально допустимые скорости начала вывода из пикирования в зависимости от угла тангажа на пикирование указаны в таблице 5.2.

Таблица 5.2.

Высота полета, м	Максимально допустимая скорость вывода, км/ч, при углах пикирования	
	10°	20°
До 1000	285	270
1000-2000	235	220

Увеличение скорости за время ввода в пикирование на угол 10° составляет 15 км/ч, на угол 20° – 35 км/ч. На прямолинейном участке пикирования с углом 10° увеличение скорости за секунду достигает 6 км/ч, с углом 20° – 12 км/ч. Величины потери высоты в метрах на выводе из пикирования в зависимости от угла пикирования приведены в таблице 5.3.

Таблица 5.3.

Скорость начала вывода из пикирования, км/ч	Потеря высоты (просадка), м, при углах пикирования, °	
	10°	20°
180	60	90
200	70	120
220	85	150
240	100	180
260	115	200
280	130	220

Пикирование разрешается выполнять при постоянном общем шаге, соответствующему тому значению, которое было в режиме горизонтального полета перед вводом. Перемещать рычаг «ШАГ-ГАЗ» при вводе, в процессе пикирования и при выводе запрещается.

Рекомендуемые скорости ввода в пикирование 120-140 км/ч. В этом случае скорость на выводе составляет 250-260 км/ч при времени прямолинейного участка пикирования 7-10с.

Ввод в пикирование производить плавным отклонением РУ от себя при постоянном общем шаге, удерживая вертолет от кренов и разворотов. Угол тангажа и наличие крена контролировать по авиагоризонту, а выдерживание направления – визуально по намеченному ориентиру. По достижении угла 15-17° линия естественного горизонта, перемещаясь вверх, выходит за пределы остекления кабины. Поэтому выдерживание угла пикирования 15-20° возможно только по авиагоризонту. Темп ввода

в пикирование должен быть таким, чтобы изменить угол тангажа от исходного значения до  $20^\circ$  за время не менее 6-7с (угловая скорость не более  $3^\circ/\text{с}$ ).

Этим достигается ввод с вертикальной перегрузкой не менее 0,6, необходимой для обеспечения безопасных зазоров между лопастями НВ и хвостовой балкой.

На пикировании в результате действия гироскопического эффекта возникает кренящий момент вправо, который необходимо парировать отклонением РУ влево. Чтобы упредить появление правого крена на пикировании, рекомендуется при вводе в пикирование РУ отдавать от себя и влево. При вводе в пикирование наблюдается уменьшение  $n_{\text{нв}}$  на 1-2%.

По достижении заданного угла наклона траектории зафиксировать его и в последующем сохранять постоянным.

На пикировании в связи с ростом скорости увеличивается  $T_{\text{нв}}$ . Действие возникающего при этом кабрирующего момента приводит к уменьшению угла тангажа. Кроме этого на пикировании с увеличением скорости появляется скольжение влево, поэтому приходится отклонять левую педаль.

По достижении установленной скорости или безопасной высоты начала вывода из пикирования (с учетом просадки вертолета на выводе) отклонением РУ на себя при постоянном общем шаге начать вывод вертолета из пикирования.

Зависимость потери высоты при выводе из пикирования от параметров выполнения маневра приведена на рисунке 5.9.

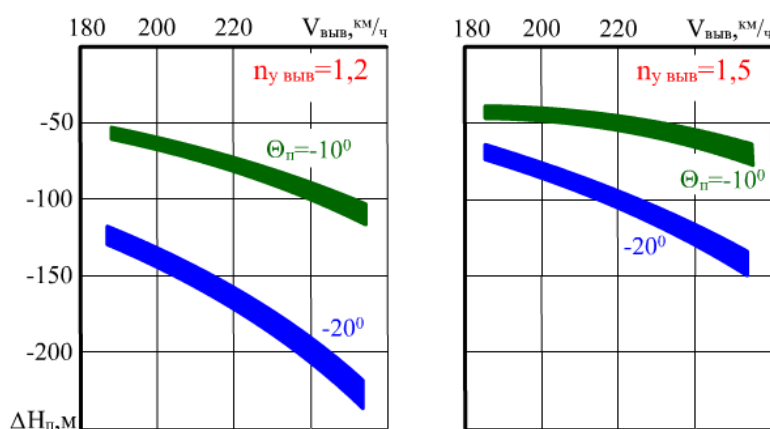


Рис.5.9. Зависимость потери высоты при выводе из пикирования от параметров выполнения маневра

Вывод осуществляется за время не менее 8-9с, не допуская увеличения  $n_{\text{нв}}$  более 103%. Вертикальная перегрузка при этом не должна превышать максимального значения.

При выводе из пикирования увеличивается угол атаки НВ, что приводит к изменению маховых движений лопастей и расширению зоны срыва в азимуте  $\psi = 270-300^\circ$ . В результате чего возникает неуравновешенный кренящий момент от  $T_{\text{нв}}$ , действующий вправо. Этот момент больше гироскопического момента НВ, кренящего вертолет на выводе из пикирования влево. РУ при выводе из пикирования надо отклонять на себя и влево. Кроме того, на выводе наблюдается покачивание вертолета и тряска, которая возрастает с возрастанием перегрузки.

Следует иметь в виду, что по достижении на выводе из пикирования угла тангажа, соответствующего горизонтальному полету, вертолет еще не вышел в горизонтальный полет, а продолжает снижаться по наклонной траектории. Снижение вертолета прекращается при положительных углах тангажа по авиагоризонту, равных  $5-7^\circ$ .

По достижении на выводе из пикирования угла тангажа на кабрирование  $5-10^\circ$  и прекращения снижения вертолета плавным отклонением РУ от себя перевести вертолет в ГП не допуская уменьшения  $n_{\text{нв}}$  менее 88%.

Начальный участок вывода из пикирования характерен увеличением скорости на  $20-30 \text{ км/ч}$  и  $n_{\text{нв}}$  до 100%. В конце вывода из пикирования уменьшается скорость полета, в связи с чем увеличивается темп изменения угла тангажа при неизменном положении РУ. Поэтому для сохранения постоянной угловой скорости и своевременной фиксации горизонтального полета РУ необходимо отклонять вперед с некоторым опережением.

Необходимо помнить, что энергичное уменьшение общего шага с одновременной резкой отдачей и последующим взятием РУ на себя при выводе из пикирования может привести к удару лопастями НВ по хвостовой балке.

## 5.5. ГОРКА

Горка является составным элементом боевого маневрирования и применяется для быстрого набора высоты при атаке воздушной цели или обеспечения условий пикирования при атаке наземных целей. Она состоит из криволинейных участков ввода и вывода, а также наклонного прямолинейного участка набора высоты (рис.5.10.).

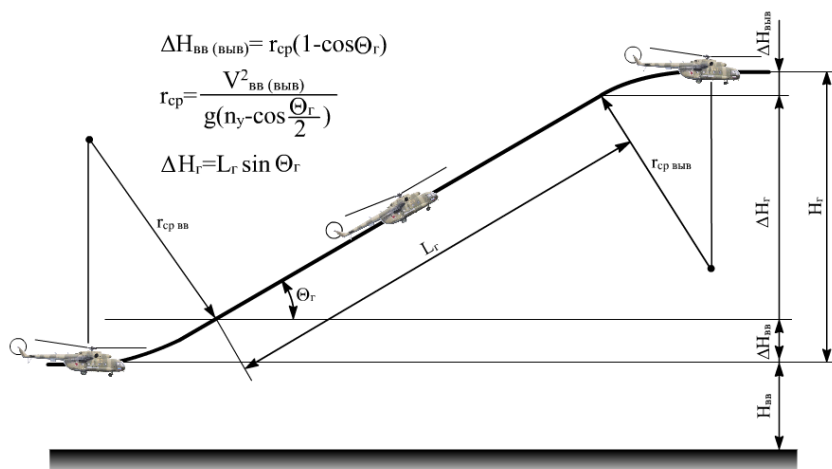


Рис.5.10. Схема выполнения горки

Максимальное значение угла тангажа, соответствующего ГП на данной скорости, не должно превышать  $20^\circ$ . При этом ввод в горку и вывод из нее допускается с угловой скоростью не более  $3^\circ/\text{с}$ , т.е. за 6-7с. В этом случае обеспечивается сохранение допустимых значений  $n_{\text{нв}}$  и  $n_y$ .

Горку разрешается выполнять только при неизменном общем шаге, соответствующему исходному значению перед вводом, чтобы не допустить создания чрезмерной нагрузки на лопасти НВ.

Ввод в горку выполнять плавным отклонением РУ на себя, контролируя отсутствие крена и скольжения. С увеличением угла тангажа угол атаки НВ возрастает, а момент сопротивления его вращению уменьшается. В результате этого  $n_{\text{нв}}$  на вводе в горку увеличивается.

Следует учитывать, что при энергичном переводе вертолета из прямолинейного в криволинейный полет вертолет быстро выходит на предельные значения перегрузки. Превышение допустимой перегрузки на вводе воспринимается как повышение уровня вибраций. В таких случаях следует замедлить темп отклонения РУ на себя.

По достижении заданного угла наклона траектории незначительным отклонением РУ от себя зафиксировать его и сохранять постоянным до момента достижения установленной скорости начала вывода из горки. Следует иметь в виду, что угол тангажа  $20^\circ$  на меньшей скорости полета достигается значительно быстрее, чем на большей при одной и той же перегрузке.

При вводе в горку возникает кренящий момент вправо. Действие этого момента необходимо парировать соразмерным отклонением РУ влево. Отклонением соответствующей педали удерживать вертолет от разворотов и скольжения, сохраняя положение шарика в центре.

На прямолинейном участке горки с уменьшением скорости вертолет имеет тенденцию к уменьшению угла кабрирования, которую необходимо парировать соразмерным отклонением РУ на себя. Внимание при выполнении этой части фигуры направлять на сохранение прямолинейности траектории. По достижении заданного угла больше внимания уделять контролю за скоростью полета. Начало вывода из горки должно определяться не только величиной скорости полета, но и темпом ее изменения.

Вывод из горки начинать на скорости  $110-100 \text{ км/ч}$  плавным отклонением РУ от себя при постоянном общем шаге. При интенсивном выводе вертолета из горки угол конусности НВ уменьшается, и при последующем отклонении РУ на себя лопасти НВ приближаются к хвостовой балке. Поэтому РУ следует перемещать так, чтобы в полете с постоянным общим шагом вертолет вышел из горки за время не менее 6-7с. Кроме того, при уменьшении угла тангажа и угла атаки НВ увеличивается потребная мощность на создание  $M_{\text{кр}}$  и  $n_{\text{нв}}$  уменьшается. Кренящий момент вправо, возникающий в результате действия  $M_{\text{зир}}$ , парировать отклонением РУ влево, удерживая вертолет от разворотов отклонением соответствующей педали.

Вывод из горки осуществляется двойным управляющим действием летчика – вначале РУ отклоняется от себя, а затем для прекращения пикирования вертолета – на себя. Если первое управляющее действие сопровождается уменьшением общего шага, то нормальная перегрузка, действующая на вертолет резко уменьшается до значений 0,2-0,5ед., приближая вертолет к условиям невесомости. В этом случае средний угол конусности НВ также уменьшается, а при отклонении РУ на себя конус НВ заваливается назад и концы лопастей проходят в опасной близости от хвостовой балки.

При резком отклонении РУ от себя для вывода вертолета из горки, уменьшении общего шага и последующим резком взятии РУ на себя до упора опасность удара лопастей НВ по ХБ становится реальной (рис.5.7.).

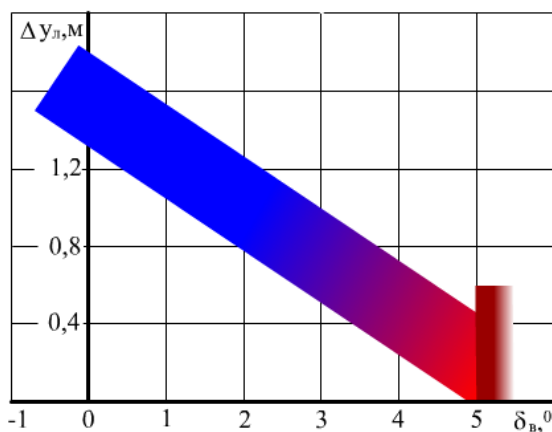


Рис.5.7. Зависимость расстояния от концов вращающихся лопастей НВ до хвостовой балки от угла отклонения АП

За время выхода из горки скорость уменьшается на  $20-30^{км}/ч$ , а  $n_{нг}$  – на 2-3%.

При выполнении горок максимальная величина набора высоты достигается при угле тангажа  $10^0$ , но время выполнения горки при этом увеличивается.

Средние параметры горки при вводе со скоростью  $180-220^{км}/ч$  приведены в таблице 5.4.

Таблица 5.4.

Изменение угла тангажа, $^0$	Набор высоты за горку, м, на скорости, км/ч			Время выполнения горки, с, на скорости, км/ч		
	180	200	220	180	200	220
10	130	200	250	22	30	36
20	100	150	200	14	17	20

Вводом вертолета в разворот с креном  $20-30^0$  рекомендуется осуществлять вывод из горки в случае непреднамеренного уменьшения скорости на горке менее  $100^{км}/ч$ .

Зависимость набора высоты от параметров выполнения горки приведена на рисунке 5.11.

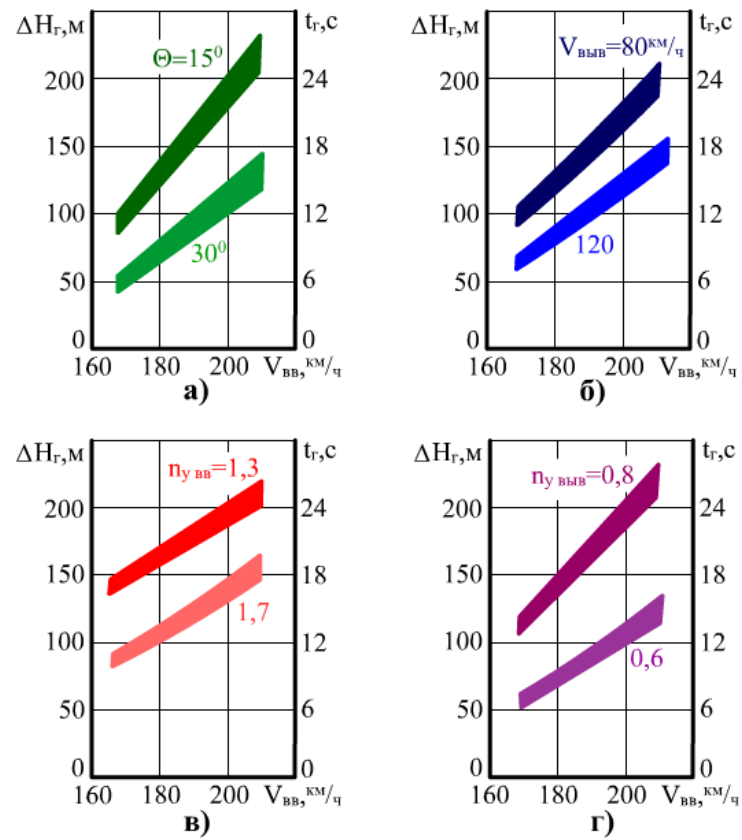


Рис.5.11. Зависимость набора высоты от параметров выполнения горки

- а)  $V_{\text{выб}} = 100 \text{ км/ч}$ ;  $n_{y \text{ вб}} = 1,5$ ;  $n_{y \text{ выв}} = 0,7$ ;  
б)  $\Delta \Theta_{\text{макс}} = 20^\circ$ ;  $n_{y \text{ вб}} = 1,5$ ;  $n_{y \text{ выв}} = 0,7$ ;  
в)  $V_{\text{выб}} = 100 \text{ км/ч}$ ;  $\Delta \Theta_{\text{макс}} = 20^\circ$ ;  $n_{y \text{ вб}} = 0,7$ ;  
г)  $V_{\text{выб}} = 100 \text{ км/ч}$ ;  $\Delta \Theta_{\text{макс}} = 20^\circ$ ;  $n_{y \text{ вб}} = 1,5$ .

## 5.6. РАЗВОРОТ НА ГОРКЕ

Применяется для быстрого разворота после набора высоты на горке. Он представляет собой последовательное соединение двух фигур: горки и разворота на заданный угол в конце горки (рис.5.12.).

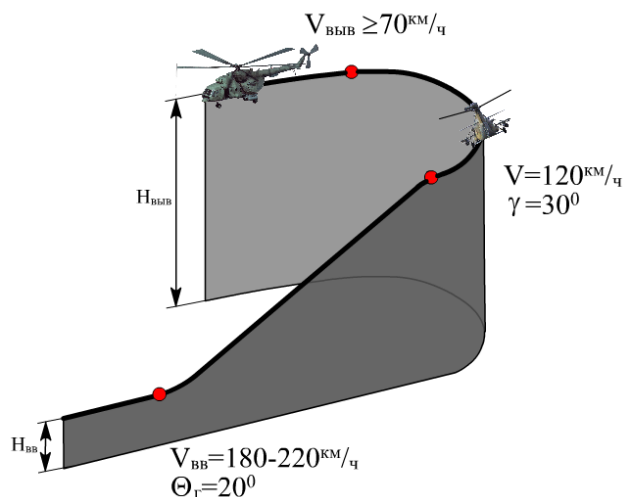


Рис.5.12. Схема выполнения разворота на горке

Вывод из горки целесообразно начинать по достижении скорости  $120-130 \text{ км/ч}$  с одновременным вводом в разворот. Ввод в разворот с меньших скоростей не рекомендуется по той причине, что в процессе его выполнения скорость полета продолжает уменьшаться и может выйти за ограничения. Разворот выполняется при постоянном общем шаге.

Для ввода вертолета в разворот на горке РУ плавно отклонить от себя и в сторону разворота. Одновременно в ту же сторону координировано отклонить педаль. Темп действия рычагами управления должен быть таким, чтобы угол тангажа уменьшился до нуля за время 6-7с, а крен за это время достиг  $30^\circ$ .

Как и на форсированном развороте, при выполнении левого разворота на горке вертолет имеет тенденцию к увеличению крена, а при выполнении правого разворота – к уменьшению крена. Стремление вертолета изменить крен парировать на левом вираже отклонением РУ в сторону, противоположную развороту, на правом – в сторону разворота, добиваясь координации разворота соответствующим отклонением педали.

Внимание на вводе в разворот обращать на координацию (одновременное уменьшение угла тангажа, создание крена и угла тангажа), определения момента отклонения рычагов управления для фиксирования заданного крена и угла тангажа.

За  $15-20^\circ$  до заданного курса координированным отклонением РУ и педали вывести вертолет из разворота в ГП на скорости не менее  $70 \text{ км/ч}$ .

Разворот на горке выполняется практически координировано с малыми значениями поперечной перегрузки и представляет собой восходящую неустановившуюся спираль в конце горки с разворотом до  $180^\circ$  и выходом в ГП, в конце разворота. В процессе разворота вертолет достаточно устойчив и хорошо управляем.

При выполнении разворота на горке с уменьшением скорости на левом развороте менее  $80 \text{ км/ч}$  появляется неустойчивость в показаниях указателя скорости, особенно при развороте со скольжением.

## 6. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

### 6.1. «ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС»

**«Земным резонансом»** называют самовозбуждающиеся колебания вертолета на земле с нарастающей амплитудой. Возможность появления земного резонанса является следствием введения в конструкцию втулки НВ вертикальных шарниров, дающих лопасти возможность качания в плоскости вращения.

Физическая сущность «земного резонанса» заключается в следующем. При воздействии начального возмущения (порыв ветра, наезд основного колеса на кочку, грубая посадка и т.д.) лопасти по-разному поворачиваются в вертикальных шарнирах, центр масс НВ смещается с оси вала и возникает неуравновешенная центробежная сила  $F_{цбн}$  (рис.6.1.).

Одновременно возникают собственные колебания лопастей НВ относительно вертикальных шарниров, под действием кориолисовых сил инерции  $F_k$  и сил лопастей  $F_{цбл}$ . Круговая частота центробежной силы, которая раскачивает фюзеляж вертолета и ее величина зависят от частоты вращения НВ. Колебания вертолета становятся самовозбуждающимися, если частота колебаний оси вала НВ из-за действия центробежной силы  $F_{цбн}$  становится равной собственной частоте колебаний



вертолета на упругом шасси. При колебаниях вертолета увеличиваются силы, раскачивающие лопасти в плоскости вращения, в результате чего величина центробежной силы  $F_{цбн}$  возрастает. Такая двухсторонняя связь колебаниями вертолета и колебаниями лопастей приводит к быстрому нарастанию амплитуды колебаний. Это явление и носит название «земного резонанса». Время развития «земного резонанса» составляет всего несколько секунд. Непринятие летчиком мер или неграмотные действия могут привести к разрушению НВ и вертолета в целом.

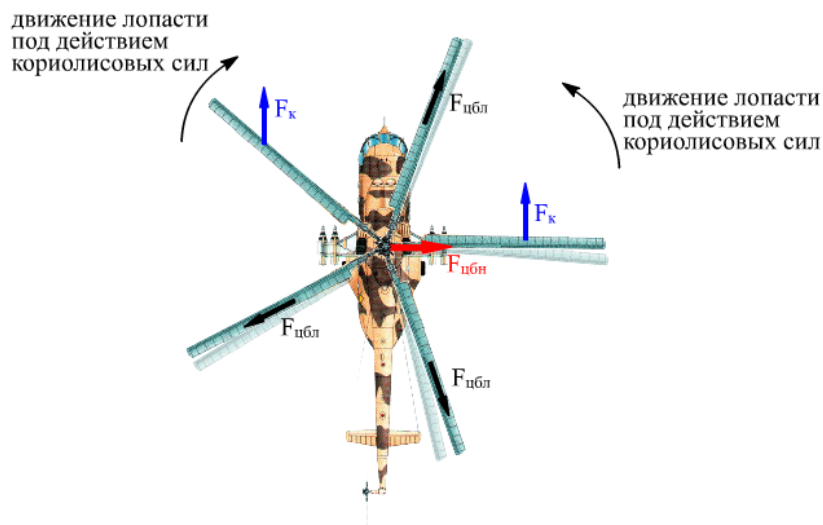


Рис.6.1. Схема возникновения неуравновешенной центробежной силы  $F_{цбн}$

Для борьбы с «земным резонансом» применяют средства поглощения и рассеивания энергии колебаний – демпферы. В системе «фюзеляж на шасси» роль демпферов выполняют двухкамерные амортизаторы.

Следует помнить, что в момент отрыва вертолета от земли или при приземлении, когда тяга НВ велика, амортизаторы шасси выключаются из работы. Усилие, действующее при этом на амортизаторы, может оказаться меньше усилия его предварительной зарядки, и вертолет движется на пневматиках практически без демпфирования. Поэтому в случае возникновения колебаний при взлете и посадке следует немедленно уменьшить тягу НВ, чтобы загрузить амортизаторы. На пробеге из-за качения пневматика шасси его боковая жесткость снижается, что приводит к уменьшению частот собственных колебаний вертолета

лета. При этом опасность «земного резонанса» возрастает, т.к. уменьшается запас по частоте вращения НВ. Поэтому может оказаться, что при определенной скорости пробега может возникнуть «земной резонанс».

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

- при возникновении быстро нарастающих колебаний вертолета в процессе опробования двигателей необходимо энергично переместить рычаг общего шага вниз и одновременно повернуть до упора влево рукоятку коррекции газа;
- при возникновении усиливающихся колебаний на пробеге после посадки, при взлете и рулении отклонить рычаг общего шага вниз до упора, коррекцию газа вывернуть влево, ручку управления удерживать в нейтральном положении и использовать тормоза колес;
- если во всех указанных случаях колебания вертолета не прекращаются, выключить двигатели.

## **6.2. РЕЖИМ «ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА»**

Режим «вихревого кольца» относится к режимам осевого обтекания НВ. Попадание в этот режим возможно при вертикальном снижении или снижении с малой поступательной скоростью.

Причина возникновения режима «вихревого кольца» следующая. По мере увеличения вертикальной скорости снижения поверхность растекания струи  $P - P$  (рис.6.2.) все более приближается к диску винта и, наконец, становится кольцеобразной, т.к. индуктивные скорости в центральной

части диска очень малы и воздух начинает проходить здесь снизу вверх, вызывая при этом интенсивное вихреобразование как по внешней, так и в комлевой части диска НВ.

При дальнейшем росте скорости снижения все большее количество воздуха из струи за винтом включается в это вихревое движение, выходит над ометаемой площадью и вновь засасывается винтом.



Кольцевая поверхность растекания временами разрывается между лопастями, пропуская вихри вверх. Тяга НВ резко уменьшается, наступает режим полного вихревого кольца. Обтекание лопастей в этом режиме – вихревое, существенно нестационарное, что приводит к сильной тряске винта и вертолета, ухудшению управляемости и повышенному расходу мощности без образования достаточной тяги.

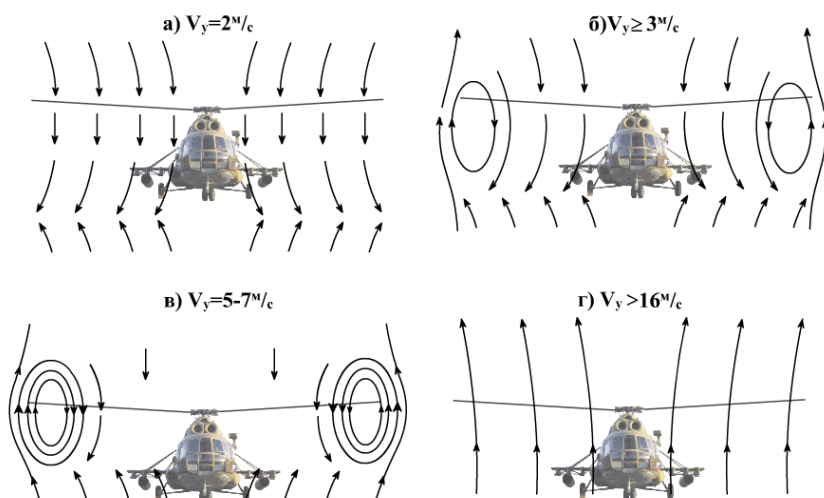


Рис.6.2. Картина потока при вертикальном снижении несущего винта

Как показали полеты на вертолете Ми-8МТ (рис.6.3.), выполнение режимов снижения с любыми заданными значениями  $V_y$  и  $V_{np} \geq 40 \text{ км/ч}$  не представляет трудностей. Заданные значения  $V_y$  и  $V_{np}$  выдерживаются летчиком без существенных отклонений. На меньших горизонтальных скоростях возможности выдерживание заданного режима полета, характер движения органов управления и поведения вертолета значительно зависят от величины вертикальной скорости.

При небольших  $V_y$  (до  $5 \text{ м/с}$ ) выполнение режимов снижения также не представляет трудности. Отклонение РУ и изменение параметров, характеризующих движение вертолета, незначительны. Управляемость вертолета на таких режимах снижения хорошая.

При значениях  $V_y$  превышающих  $5 \text{ м/с}$ , резко ухудшается устойчивость и управляемость вертолета в продольном и поперечном направлениях, и особенно по каналу высоты. В результате чего выдерживать заданные значения  $V_y$  и  $V_{np}$  не удастся. После перевода вертолета на режим снижения, начиная с некоторого момента, несмотря на постоянный  $\varphi_{ош}$  и даже некоторое увеличение мощности двигателей,  $V_y$  продолжает нарастать до  $16 \text{ м/с}$ . Вертолет как бы «проваливается», несмотря на то, что двигатели работают на достаточно высоком режиме, находящимся между взлетным и номинальным. При этом резко возрастают отклонения РУ в обоих направлениях и педалей. Появляются броски вертолета по крену, тангажу и курсу. Углы крена и тангажа изменяются на величину до  $10^\circ$ . Отмечается также тряска вертолета с непостоянной частотой. Затем после резкого возрастания  $V_y$  уменьшается, однако она остается значительно большей, чем на исходном режиме практически при одной и той мощности двигателей.

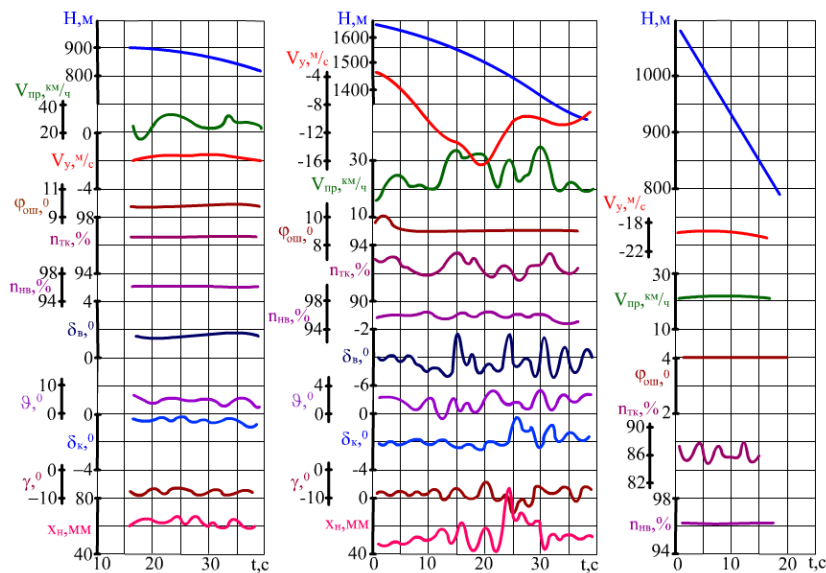


Рис.6.3. Изменение основных кинематических параметров вертолета при снижении с различными вертикальными скоростями

Как следует из отзывов летчиков, при  $V_y > 10-12 \text{ м/с}$  устойчивость и управляемость вертолета по всем каналам восстанавливается, и выполнение таких установившихся режимов снижения возможно с достаточно точным выдерживанием заданных значений  $V_y$  и  $V_{пр}$ .

Ограничение вертикальной скорости снижения при заходе на посадку величиной  $3 \text{ м/с}$  исключает возможность попадания вертолета в режим «вихревого кольца». Эта опасность реальна только при малых поступательных скоростях, т.е. область режимов полета с характерными явлениями «вихревого кольца» определяется сочетанием поступательной и вертикальной скоростей или, что то же, углом  $\Theta_{сн}$  снижения вертолета (рис.6.4.).

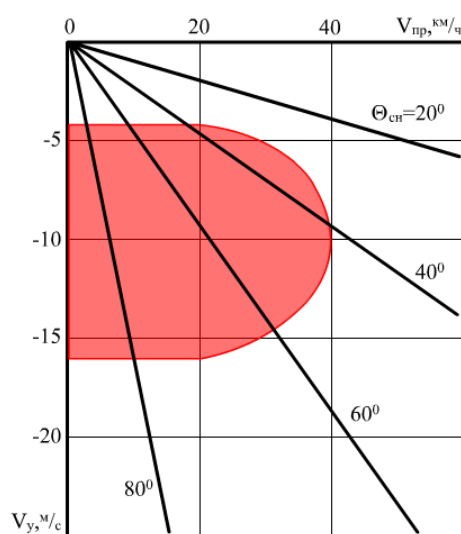


Рис.6.4. Область режимов «вихревого кольца»

Вывод вертолета Ми-8МТ из режимов снижения на малых скоростях с проходом через зону вихревого кольца «снизу вверх» только увеличением  $\phi_{ош}$  и мощности двигателей при сохранении исходной горизонтальной скорости полета возможен, однако требует большого (до 380м) запаса высоты, т.к. вертолет неохотно уменьшает  $V_y$  на режимах вихревого кольца даже при значительной мощности двигателей. Потребный для вывода из снижения в горизонтальный полет запас высоты существенно уменьшается, если вывод производить быстрым увеличением  $V_{пр}$ . Потребный запас высоты для вывода вертолета в горизонтальный полет представлен на рисунке 6.5.

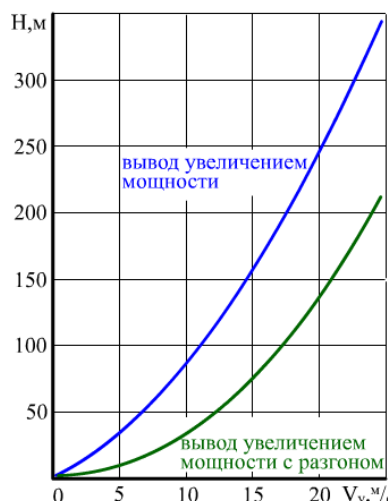


Рис.6.5. Потребный запас высоты для вывода вертолета в горизонтальный полет из РВК

### 6.3. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

#### 6.3.1. ПРИЗНАКИ

- разбалансировка вертолёта, проявляющаяся как рывок вправо. Величина разбалансировки зависит от режима работы двигателей в момент отказа и скорости полёта (чем выше режим работы двигателей и меньше скорость полёта, тем больше разбалансировка вертолёта);
- уменьшение оборотов турбокомпрессора и температура газов остановившегося двигателя;
- увеличение оборотов турбокомпрессора работающего двигателя;
- уменьшение оборотов несущего винта.

#### 6.3.2. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЫСОТАХ БОЛЕЕ 100м

- уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%;
- одновременно соответствующим отклонением РУ и педалей парировать возникающий крен и разворот;
- оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**;
- разгоном или торможением установить скорость полёта  $120^{км}/ч$ ;
- определить по показаниям приборов отказавший двигатель;
- подать команду бортовому технику закрыть кран останова и пожарный кран отказавшего двигателя;
- при достижении скорости полёта  $120^{км}/ч$  перевести вертолёт в горизонтальный полёт;
- установить рычагом шаг-газ работающему двигателю режим, на котором вертолёт летит без снижения;
- убедиться в нормальной работе двигателя и в возможности выполнения горизонтального полёта. Продолжить полёт до ближайшего аэродрома или выбрать площадку и произвести посадку;
- для выполнения посадки уточнить полетную массу вертолета.

*ПРИМЕЧАНИЕ. Полет с одним выключенным двигателем разрешается выполнять при работе второго двигателя на взлетном режиме в течение 6мин. Допускается однократная (за ресурс) непрерывная работа на форсированном (чрезвычайном) режиме до 60 минут, после чего двигатель подлежит замене.*

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Запуск в полете отказавшего двигателя запрещается.

#### **А.** При полетной массе вертолета менее 12000 кг необходимо:

- на глиссаде снижения режим полета выдерживать таким образом, чтобы значение скорости полета было на  $20^{км}/ч$  больше значения текущей высоты до высоты 40м;
- с высоты 40м начать плавное торможение вертолёта отклонением РУ на себя с таким расчётом, чтобы на высоте 5м скорость составляла  $40^{км}/ч$  при вертикальной скорости снижения  $3-2^м/с$ ;
- на высоте 7-5м придать вертолёту посадочное положение;
- с высоты 5-3м произвести уменьшение вертикальной скорости путём увеличения общего шага с темпом  $2-4^0/с$ . При увеличении общего шага плавной дачей правой педали парировать разворот в лево и РУ выдерживать посадочный угол тангажа. В процессе увеличений общего шага не допускать падение оборотов несущего винта менее 80%;
- приземление произвести на скорости  $30^{км}/ч$ ;

- после приземления без задержки плавно опустить рычаг шаг-газ вниз до упора с одновременным отклонением РУ от себя на  $\frac{1}{3} - \frac{1}{4}$  хода для исключения удара лопастями несущего винта по хвостовой балке;
- после опускания переднего колеса применить тормоза колес.

**Б.** При полетной массе вертолета более 12000кг необходимо учитывать следующие особенности:

- уменьшение скорости на глиссаде производить таким образом, чтобы скорость 70-60<sup>км/ч</sup> сохранить до высоты 10-5м;
- приземление производить на скорости 50<sup>км/ч</sup>;
- перед приземлением особое внимание уделять сохранению оборотов несущего винта не менее 88%

*ПРИМЕЧАНИЕ. Если в момент отказа двигателя скорость была менее 120<sup>км/ч</sup> и вертолет при разгоне до высоты 20-10м не достиг скорости, обеспечивающей горизонтальный полёт с одним работающим на форсированном режиме двигателем (Табл. 6.1.) перейти на интенсивное торможение вертикальной и поступательной скорости и произвести посадку, как указано выше.*

Таблица 6.1.

Высота (барометрическая), м	Скорость, <sup>км/ч</sup> при полетной массе	
	Нормальной (ч.р.)	Максимальной (ч.р.)
500	55-190 (60-215)	95-155 (95-180)
1000	65-185 (60-210)	105-145 (95-175)
2000	85-165 (60-195)	(110-145)
3000	120-130 (75-175)	-

### 6.3.3. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЫСОТЕ НИЖЕ 100м

- уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%;
  - одновременно соответствующим отклонением РУ и педалей парировать возникающие крен и разворот;
  - оба рычага раздельного управления двигателем перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**;
  - перейти на торможение вертолета с набором высоты путем увеличения угла тангажа до 10-15°, если скорость полета была более 120<sup>км/ч</sup>;
  - определить по показанию приборов отказавший двигатель;
  - подать команду бортовому технику закрыть кран останова и пожарный и пожарный кран отказавшего двигателя;
  - при достижении скорости полета 120<sup>км/ч</sup> перевести вертолет в горизонтальный полет;
  - установить рычагом «шаг-газ» работающему двигателю режим, на котором вертолет летит без снижения;
  - убедиться в нормальной работе двигателя и в возможности выполнения горизонтального полета;
  - на установившейся скорости продолжить полет на аэродром посадки или выбрать площадку и произвести посадку, как указано в ст. 6.3.2.
- Если в момент отказа двигателя скорость полета менее 80<sup>км/ч</sup>, необходимо:
- уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%;
  - одновременно соответствующим отклонением РУ и педалей парировать возникающие крен и разворот;
  - оба рычага раздельного управления двигателем перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**;
  - разгоном или торможением установить скорость полета 40-60<sup>км/ч</sup> в зависимости от полетной массы вертолета;
  - установить режим снижения с вертикальной скоростью не более 3-4<sup>м/с</sup>;
  - снижение производить на выбранную площадку;
  - произвести посадку, как указано в ст.6.3.2.

### 6.3.4. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ВИСЕНИИ

**А.** При высоте висения до 3м:

- не изменяя положение рычага шаг-газ, соответствующим отклонением РУ и педалей парировать возникающие крен и разворот;
- немедленно с переходом на снижение отклонением рычага шаг-газ вверх уменьшить вертикальную скорость, удерживая вертолёт от разворота и крена;
- после приземления уменьшить общий шаг несущего винта до минимального, закрыть стоп-краны обоих двигателей;
- подать команду бортовому технику закрыть пожарные краны обоих двигателей.

**Б. При высоте висения от 3-5м:**

- не изменяя положения рычага шаг-газ, соответствующим отклонением РУ и педалей парировать возникающие крен и разворот;
  - по достижении высоты 3м энергичным отклонением рычага «шаг-газ» вверх до упора уменьшить вертикальную скорость, удерживая вертолёт от разворота и крена.
- После приземления действовать, как в п. А.

**В. При высоте висения от 5 до 10м:**

- немедленно уменьшить общий шаг несущего винта на 2-4° с одновременным парированием возникающих крена и разворота соответствующим отклонением РУ и педалей;
  - оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**;
  - с высоты 3м отклонением рычага «шаг-газ» вверх с максимально возможным темпом уменьшить вертикальную скорость к моменту приземления, удерживая вертолёт от разворотов и крена.
- После приземления действовать, как указано в п. А.

**Г. При высоте висения более 110м:**

- немедленно уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%;
- отклонением РУ и педалей парировать возникающие крен и разворот;
- перевести вертолёт в разгон с углом тангажа до  $-15^0$ ;
- оба рычага раздельного управления перевести вверх до упора;
- после разгона до скорости 80-100<sup>км</sup>/ч перевести вертолёт в горизонтальный полет;
- последующий набор высоты и полет для выбора посадочной площадки выполнять на скорости 120<sup>км</sup>/ч.

*ПРИМЕЧАНИЕ. Если вертолёт при разгоне до высоты 20-10м не достиг скорости полета с одним работающим на форсированном режиме двигателем (табл. 6.1) и продолжает снижаться, перейти на интенсивное торможение вертикальной и поступательной скорости и произвести посадку, как указано в ст. 6.3.2.*

### 6.3.5. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ

#### ПРЕРВАННЫЙ ВЗЛЕТ

**А. На высотах до 10м и скорости полёта 50<sup>км</sup>/ч и менее необходимо:**

- уменьшением общего шага несущего винта перевести вертолёт на снижение и не допускать падения оборотов винта менее 92%;
- РУ и педалями парировать возникающие крен и разворот;
- отклонением РУ придать вертолёту посадочный угол тангажа;
- при достижении высоты 2-3м энергичным отклонением рычага шаг-газ вверх вплоть до упора уменьшить вертикальную скорость и обеспечить приземление вертолёта по-самолётному на основные колёса;
- после приземления установить общий шаг несущего винта 4-5° и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолёта на пробеге;
- отклонением РУ на себя выдерживать достигнутый угол тангажа при приземлении до момента, когда вертолёт начнёт самопроизвольно опускаться на носовое колесо. После этого плавно отклонить РУ от себя на  $\frac{1}{3} - \frac{1}{4}$  хода от нейтрального положения и применить тормоза колёс;
- после остановки вертолёта бортовому технику закрыть стоп-кран и пожарные краны обоих двигателей.

**Б. На высотах более 10м и скоростях полёта более 50<sup>км</sup>/ч необходимо:**

- энергичным отклонением рычага шаг-газ вниз не допустить уменьшение оборотов несущего винта ниже 92%;
- отклонением РУ и педалей парировать возникающий крен и разворот;
- оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЁН**;
- на высоте 1-5м придать вертолёту посадочное положение;

-отклонением РУ на себя произвести торможение вертолѐта в зависимости от полѐтной массы таким образом, чтобы приземление произошло: при полѐтной массе 12000кг-на скорости  $30^{км}/ч$ , при полѐтной массе 11100кг-на скорости  $20-10^{км}/ч$ ;

-после приземления установить несущего винта  $4-5^0$  и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолѐта на пробеге;

-отклонением РУ на себя выдерживать достигнутый угол тангажа при приземлении до момента, когда вертолѐт начнѐт самопроизвольно опускаться на носовое колесо. После этого плавно отклонить РУ от себя на  $\frac{1}{3} - \frac{1}{4}$  хода от нейтрального положения и применить тормоза колѐс;

-после останова вертолѐта бортовом у технику закрыть стоп-кран и пожарные краны обоих двигателей.

### ПРОДОЛЖЕННЫЙ ВЗЛѐТ

В случае отказа двигателя на взлѐте при высоте и скорости полѐта, больших их критических значений, возможно выполнение продолженного взлѐта. Для этого необходимо:

-уменьшить общий шаг несущего винта, не допуская падения оборотов винта 92%;

-РУ и педалями парировать возникающие крен и разворот;

-оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись ФОРСАЖ ВКЛЮЧѐН;

-плавной отдачей РУ от себя перевести вертолѐт в разгон до  $V_{np} = V_{без}$  с уменьшением угла тангажа на  $10-15^0$  от исходного;

-при достижении скорости  $V_{без}$  перевести вертолѐт в набор высоты;

-выполнить заход на посадку и произвести посадку.

На вертолѐте при нормальной взлѐтной массе возможен полѐт без снижения с одним работающим на форсированном режиме двигателем в стандартных атмосферных условиях в диапазоне скоростей, указанных в таблице 6.1.

При включении ПОС диапазоны скоростей горизонтального полѐта сужаются по сравнению с приведенными в таблице 6.1. (минимальная скорость увеличивается, а максимальная уменьшается на  $20^{км}/ч$ ).

Полѐт с одним работающим двигателем рекомендуется выполнять на скорости  $120-130^{км}/ч$ , т.к. на этой скорости потребная для полѐта мощность имеет минимальное значение.

Уход на второй круг возможен, если обеспечивается горизонтальный полѐт с одним работающим на форсированном режиме двигателем на скорости  $90^{км}/ч$  и менее. При этом минимальная высота начала ухода на второй круг составляет:

-на уровне моря	60м;
-на высоте 1000м	70м;
-на высоте 2000-3000м	80м.

Скорость полѐта при наборе высоты  $120^{км}/ч$ .

Во всех случаях, отказа одного из двигателей в полѐте при невозможности выполнения горизонтального полѐта с одним работающим на форсированном режиме двигателем необходимо выбрать площадку и произвести посадку.

## 6.4. ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ПОСАДКА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

### 6.4.1. ПРИЗНАКИ

- резкая разбалансировка вертолѐта, проявляющаяся как резкий рывок вправо. Величина разбалансировки зависит от скорости полета и режима работы двигателей (чем выше режим работы двигателей и меньше скорость полета, тем резче проявляется разбалансировка);
- изменение звука от работающих двигателей;
- быстрое падение оборотов несущего винта;
- падение оборотов и температуры газов обоих двигателей.

### 6.4.2. ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ И УСЛОВИЯ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Несущие винты современных вертолѐтов обладают свойством переходить на режим самовращения при выключении двигателей, развивая при этом достаточно большую тягу.

Поддержание оборотов НВ и создание его тяги в безмоторном полете происходит за счет расхода потенциальной энергии вертолѐта при уменьшении высоты полета. Это свойство НВ позволяет летчику на вертолѐте продолжать полет со снижением по наклонной траектории, выбрать площадку и произвести посадку.

В отличии от большинства режимов моторного полета НВ на РВСН работает при положительных углах атаки, т.е. поток набегае на НВ снизу. Физической основой свойства самовращения является

образование на элементах лопастей подсасывающей силы, благодаря которой возможен наклон результирующей силы  $R_y$  вперед, так, что ее составляющая  $X_{1y}$  направлена к носу профиля (рис 6.6.).

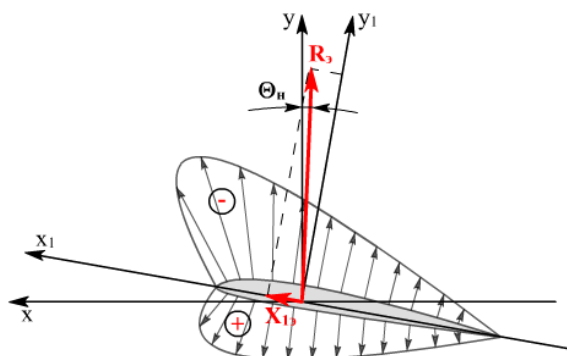


Рис.6.6. Принцип образования подсасывающей силы

Это объясняет принципиальную возможность появления на элементе лопасти силы  $R_{хпв}$  (проекция  $R_y$ ) совпадающей с окружной скоростью, как это показано на рис.6.7.

На верхней поверхности у передней кромки элемента лопасти возникает пик разрежения. Вследствие этого разрежения проекция сил давления на хорду профиля оказывается направленной вперед, к носу элемента, и называется подсасывающей силой.

Это свойство наблюдается у несущих поверхностей с профилями, имеющими относительную толщину более 5-6%, которые применяются на лопастях НВ. Подсасывающая сила практически отсутствует у несущих поверхностей с тонкими профилями, особенно при заостренной передней кромке. Подсасывающая сила не реализуется также при сверхзвуковых скоростях движения. Различают ускоренное, замедленное и установившееся самовращение.

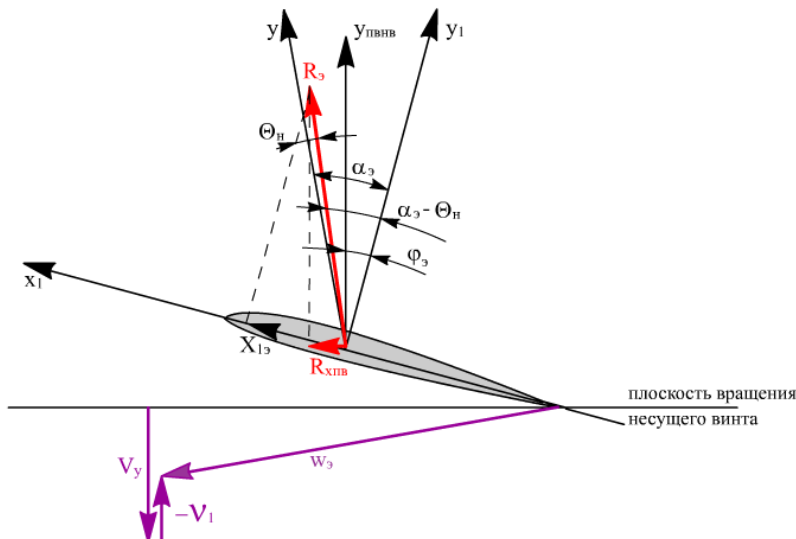


Рис.6.7. Принцип образования ускоряющей силы  $R_{хпв}$  на элементе лопасти при вертикальном снижении на РСНВ

При планировании на РСНВ вращение НВ должно обеспечить вращение РВ и других агрегатов, преодолевая при этом трение трансмиссии. При этом возникает так называемый увлекающий момент, который передается через вал винта на фюзеляж вертолета, и стремится повернуть вертолет в сторону вращения НВ. Следовательно, по сравнению с моторным полетом на РВСН изменяется знак путевого момента от НВ. В связи с отсутствием передачи мощности (и крутящего момента) от силовой установки исчезает  $M_{рне}$ , но появляется момент  $M_{не}$ , требующий для своего уравнивания изменения направления тяги РВ на РВСН (вперед дается левая педаль).

При отказе двигателей основная задача, стоящая перед летчиком, заключается в том, чтобы немедленно перевести НВ на режим самовращения без существенной потери оборотов и высоты полета. Падение оборотов НВ является крайне нежелательным явлением, т.к. это приводит к большой потере высоты за время перехода на РСНВ и ухудшению управляемости. Последнее объясняется



падением тяги НВ вследствие потери оборотов и как следствие уменьшение управляющего воздействия векторов тяги НВ и РВ относительно центра тяжести вертолета. Величина падения оборотов в значительной мере зависит от темпа уменьшения общего шага после выключения двигателей (рис.6.8.).

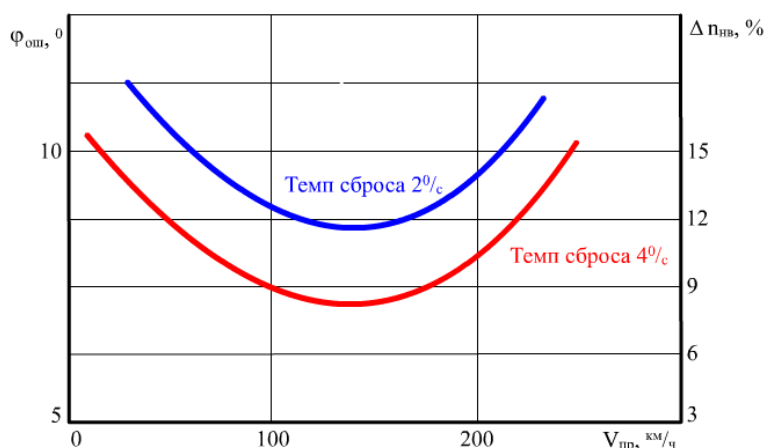


Рис.6.8. Зависимость величины падения оборотов НВ от темпа уменьшения общего шага

Для уменьшения потери оборотов НВ применяются два способа перехода на РСНВ:

1-й способ заключается в сбросе общего шага до минимального. Этот способ применяют при выключении двигателей на малой скорости и больших высотах.

2-й способ применяется при выключении двигателей на малых высотах и больших скоростях полета (более  $120 \text{ км/ч}$ ). Он сводится к энергичному отклонению РУ на себя (увеличение тангажа до  $20^\circ$ ) и одновременному сбросу общего шага

Балансировка вертолета после отказа двигателей восстанавливается с помощью педалей и РУ: левая педаль – вперед, РУ несколько на себя и влево.

На рисунке 6.9.показана зависимость вертикальной скорости снижения на РСНВ приборной скорости полета.

На рис. 6.9. видны следующие характерные точки при снижении на РСНВ:

- точка 1 – режим парашютирования (вертикальной авторотации). Большая вертикальная скорость не может погаситься при подрыве до безопасной. На практике, как правило не применяется.
- точка 2 – режим минимально допустимой скорости планирования. Применяется при заходе на площадку, имеющую высокие препятствия. Угол наклона траектории при этом  $\Theta = 26^\circ$ . Дальнейшее уменьшение скорости планирования не рекомендуется, т.к. это приводит к
- увеличению  $V_y$  и сопровождается срывами и вибрациями из-за больших углов атаки.
- точка 3 – режим максимальной продолжительности полета. Является основным при заходе на посадку.  $\Theta = 17^\circ$ .
- точка 4 – режим максимальной дальности планирования. Минимальный угол планирования  $\Theta = 13^\circ$ . На этом режиме качество вертолета и НВ максимальное. Применяется в тех случаях, когда необходимо дотянуть до площадки. Дальность планирования определяется по формуле:

$$L = 4,3H .$$

- точка 5 – режим максимально допустимой скорости планирования. Ограничен из-за условий срыва потока с корневых сечений отступающих лопастей при больших углах атаки. При этом, чем больше скорость планирования и меньше обороты, тем больше зона срыва.

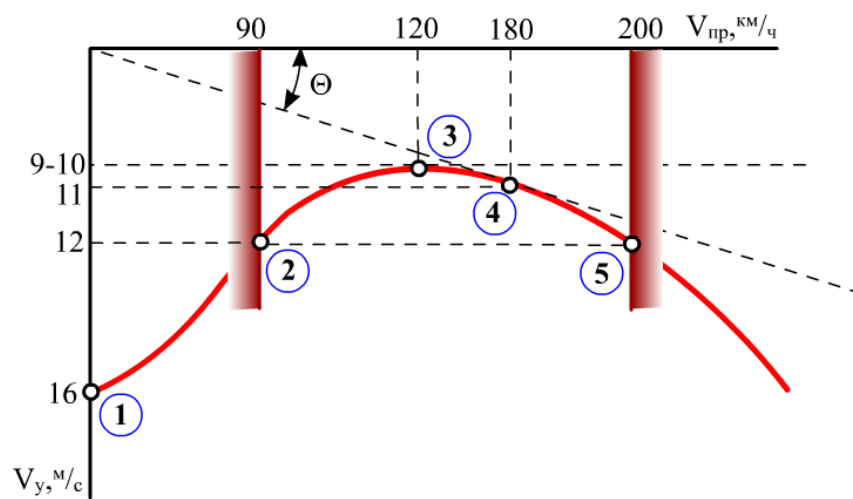


Рис.6.9. Зависимость вертикальной скорости снижения на РСНВ от приборной скорости полета

#### 6.4.3. ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЫСОТАХ БОЛЕЕ 100м

- немедленно уменьшить общий шаг несущего винта до минимального;
- одновременно соответствующими отклонениями РУ и педалей удерживать вертолет от кренов и разворотов;
- перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение, дать команду бортовому технику «Закрыть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы»;
- разгоном или торможением установить приборную скорость планирования 100-120<sup>км/ч</sup>;
- обороты несущего винта выдерживать наибольшими в пределах 90-100% по указателю путем соответствующего отклонения рычага общего шага, не допуская забросов выше 110% и падения ниже 88%;
- произвести сброс внешних подвесок в целях уменьшения полетной массы;
- сбалансировать вертолет триммерами, создав незначительный пикирующий момент, а поперечным триммером полностью снять усилия от кренящего момента;
- выбрать площадку и выполнить заход на посадку по возможности против ветра;
- при наличии достаточной высоты расчет на посадку можно уточнять отклонением рычага общего шага не допуская выхода оборотов за допустимые пределы;
- на высоте 100-70м небольшими плавными отклонениями РУ установить и выдерживать постоянной приборную скорость 100<sup>км/ч</sup> для посадки с пробегом или 70<sup>км/ч</sup> – для посадки без пробега;
- с высоты 70-50м перевести взгляд на землю для визуального определения текущего значения высоты вертолета относительно площадки приземления, при этом РУ сохранять установившееся значение угла тангажа. Для облегчения летчику определения момента «подрыва» несущего винта бортовому технику начиная с высоты 50м производить отсчет текущего значения высоты по радиовысотомеру, сообщая по СПУ: «Пятьдесят, сорок, тридцать, двадцать»;
- с высоты 15-10м при выполнении посадки с пробегом и 20-15м без пробега увеличить общий шаг (произвести «подрыв» несущего винта за время не менее 1с) до 7-8° и выдерживать его в течение 0,5-1с. Если этого окажется недостаточно для уменьшения вертикальной скорости, увеличить общий шаг до 12° (за время 1-1,5с) соразмерно окончательному уменьшению вертикальной скорости;
- в процессе «подрыва» несущего винта с темпом 10°/с увеличить угол тангажа вертолета до 5-6° для уменьшения поступательной скорости при выполнении посадки при выполнении посадки с пробегом и до 8-10° без пробега, удерживая вертолет на этом угле незначительным отклонением РУ от себя;
- после приземления установить общий шаг несущего винта 7-8° и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолета на пробеге;
- отклонением РУ на себя выдерживать достигнутый угол тангажа при приземлении до момента, когда вертолет начнет самопроизвольно опускаться на носовое колесо. После этого РУ плавно отклонить от себя на  $\frac{1}{3} - \frac{1}{4}$  хода и применить тормоза колес.

##### ПРИМЕЧАНИЕ:

1. Если выбранная для посадки площадка находится в стороне от направления полета или возникла необходимость изменить направление посадки по условиям направления ветра (при наличии достаточной высоты полета), следует выполнить необходимый маневр.
2. Для выполнения посадки на режиме самовращения несущего винта с разворотом на угол до 180° (с креном 15°) высота должна быть не менее 650м.

#### 6.4.4. ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЫСОТЕ 100м И МЕНЕЕ

- если скорость в момент отказа двигателей близка к 70<sup>км/ч</sup>, немедленно уменьшить общий шаг несущего винта до величины, обеспечивающей обороты несущего винта в пределах 90-100%. Перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение, установить скорость планирования 70<sup>км/ч</sup> для посадки с коротким пробегом или без пробега в соответствии с рекомендациями по выполнению «подрыва» несущего винта, торможения вертолета и приземления, приведенными для случая отказа двигателей на высотах более 100м. После останова на пробеге дать команду бортовому технику «Закрыть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы»;
- если скорость в момент отказа двигателей окажется больше 120<sup>км/ч</sup>, немедленно уменьшить общий шаг для обеспечения оборотов несущего винта не менее 88% с одновременным переходом на интенсивное торможение путем придания вертолету угла тангажа до 20° в зависимости от скорости и высоты полета (чем больше скорость и меньше высота, тем больше угол), на которых отказали двигатели. Увеличением общего шага не допускать превышения оборотов более 110%.
- перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение. Соответствующим отклонением рычагов управления устранить возникающие крен и разворот.
- если высота позволяет своевременно затормозить вертолет до скорости 70<sup>км/ч</sup>, необходимо сбалансировать вертолет на этой скорости и дальше действовать в соответствии с рекомендациями,

указанными в тексте предыдущего тире. Если высота окажется недостаточной, то необходимо сохранять достигнутый угол тангажа до момента «подрыва» несущего винта на высоте 20-15м.

При необходимости дальнейшего гашения скорости планирования выполнить посадку с углом тангажа, при котором выполнялось торможение.

На висении при отказе обоих двигателей действия экипажа такие же, как и при отказе одного двигателя (ст.6.3.4.), но при этом следует учитывать, что разбалансировка вертолета в путевом отношении, уменьшение оборотов несущего винта и переход вертолета на снижение имеют более резко выраженный характер.

## 7. КРИТИЧЕСКИЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

**Критические режимы полета** – это такие режимы, в которых значительно превышены максимальные эксплуатационные параметры полета. Они характеризуются:

- частичной или полной потерей управляемости хотя бы по одному из каналов управления;
- большой угловой скоростью вращения вертолета или движением по осям;
- быстротечностью;
- наличием угрозы жизни экипажа;
- тем, что для вывода из критических режимов необходимы не всегда прямые движения РУ и рычагов.

## 7.1. САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА.

**Самопроизвольное снижение** вертолета – это такой режим, при котором летчик увеличением общего шага не может уменьшить вертикальную скорость снижения.

В этот режим вертолет может попасть при выходе за ограничения по минимально допустимой скорости. Особенно при выполнении взлета и заходе на посадку.

Причиной попадания вертолета в самопроизвольное снижение является уменьшение тяги НВ. Тяга НВ зависит от многих факторов, но основным является частота вращения. Уменьшение частоты вращения приводит к уменьшению тяги НВ.

### ПРИЧИНЫ УМЕНЬШЕНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НВ:

- резкое взятие общего шага;
- увеличение общего шага, когда двигатели работают на взлетном режиме;
- увеличение угла тангажа при заходе на посадку при несвоевременном подводе мощности двигателей (позднее гашение скорости);
- посадка с попутным ветром;
- отказ одного или двух двигателей;
- пролет над очагами пожаров.

### ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА:

1. Если есть запас высоты:

- задержать общий шаг;
- отклонением ручки управления от себя уйти на второй круг.

2. Если запаса высоты нет, то необходимо выполнить посадку с подрывом.

## 7.2. САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА.

**Самопроизвольное вращение** – это такой режим, при котором летчик отклонением правой педали или уменьшением общего шага не может уменьшить угловую скорость вращения.

Возможно на взлете и посадке с максимальной полетной массой, и скоростью ветра справа более допустимой, при выполнении висения, разворотов на висении, восходящих или нисходящих разворотов. Здесь имеются ввиду развороты влево, когда угловая скорость разворота более допустимой.

Чем больше взлетная масса вертолета, высота висения и ветер справа, тем меньше запас хода правой педали, следовательно, больше вероятность попадания вертолета в самопроизвольное вращение.

Все наши отечественные вертолеты вращаются влево в направлении действия реактивного момента НВ.

Для балансировки вертолета на режиме висения в путевом отношении необходимо, чтобы

$$M_{\text{рив}} = T_{\text{рв}} h_{\text{рв}}$$

Это равенство может нарушиться в результате:

- резкого взятия общего шага при несвоевременной даче правой педали;
- увеличения общего шага, когда правая педаль стоит на упоре или очень мал запас по ходу правой педали и при разгоне вертолета возможна постановка ее на упор;
- попадание рулевого винта в режим вихревого кольца;
- отказ путевого управления.

Целесообразно рассматривать следующие расчетные случаи отказов путевого управления:

- разрушение привода РВ или концевой балки, сопровождаемое полным исчезновением тяги РВ и соответствующей разбалансировки вертолета;

- разрушение системы управления в хвостовом редукторе, сопровождаемое установкой лопастей РВ под действием шарнирных моментов на угол 1-2° и соответствующим уменьшением тяги РВ;

- разрушение (заклинивание) системы управления от педалей до хвостового редуктора, сопровождаемое невозможностью изменения режима полета вертолета и выполнения посадки.

Наиболее тяжелым и опасным является первый расчетный случай, приводящий к интенсивной разбалансировке вертолета в продольном и боковом движении, прежде всего, в азимутальной плоскости. Под действием не скомпенсированной тягой РВ реактивного момента НВ вертолет резко разворачивается влево и на малых скоростях полета, меньших экономической, фюзеляж вертолета делает несколько полных витков относительно вертикальной оси. При больших скоростях полета вследствие наличия значительной путевой устойчивости фюзеляжа движение рыскания приобретает колебательный характер с тенденцией возвращения к исходной курсовой ориентации.

Вследствие периодического изменения по величине и знаку продольной и боковой сил, моментов на втулке НВ и моментных характеристик фюзеляжа при полных разворотах фюзеляжа в азимутальной плоскости вертолет в процессе разворота подвержен резким и сильным броскам в противоположные стороны по тангажу и крену, интенсивность которых возрастает с увеличением скорости полета. Управление вертолетом с помощью ручки циклического шага крайне затруднено, ибо малейшая несинхронность управляющих действий пилота с неожиданными резкими бросками вертолета из стороны в сторону приводит к тому, что пилот не стабилизирует, а, наоборот, раскачает вертолет.

При отрыве РВ с хвостовым редуктором и концевой балкой рассматриваемая аварийная ситуация существенно усугубляется из-за падения путевого демпфирования, что приводит к значительному возрастанию угловой скорости вращения фюзеляжа относительно вертикальной оси. Кроме того, возникает значительный пикирующий момент из-за отделения на большом плече массы РВ, хвостового редуктора и концевой балки.

Во втором расчетном случае, когда углы установки лопастей и тяга РВ уменьшаются почти до нуля, вертолет может быть в принципе сбалансирован в азимутальной плоскости за счет создания крена и скольжения. На крейсерских и выше скоростях горизонтального полета потребный для путевого балансировки угол скольжения сравнительно невелик – порядка  $10^\circ$ , однако, по мере уменьшения скорости потребный угол скольжения резко возрастает, превышая  $40-50^\circ$  (рис.7.1.)

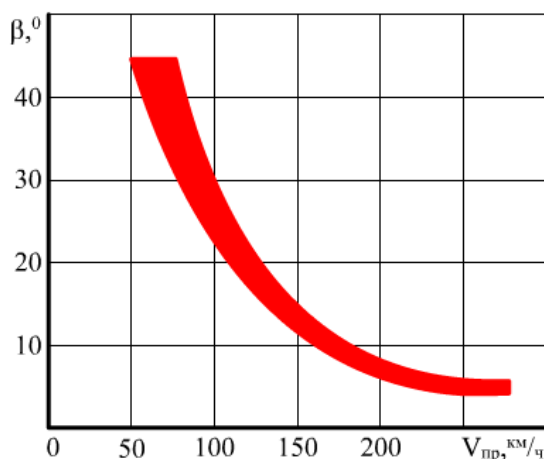


Рис.7.1. Зависимость балансирующего угла скольжения от скорости горизонтального полета вертолета ( $\varphi_{РВ} = 0$ )

Значительные трудности возникают и в третьем из рассматриваемых расчетных случаев отказов путевого управления с той, однако, разницей, что вследствие несбалансированной тяги РВ с заклиненным управлением вертолет заходит на посадку не с правым, а с левым скольжением.

#### ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА:

1.  $H_{вус}=3-5\text{м}$ . Вертолет начало самопроизвольно разворачивать влево и на отклонение правой педали он не реагирует или правая педаль стоит на упоре:

1-й способ:

- уменьшить общий шаг и посадить вертолет;
- ручкой управления удерживать вертолет от опрокидывания.

2-й способ:

- задержать общий шаг;
- незначительным отклонением ручки управления в сторону разворота и незначительным отклонением левой педали придать вертолету управляемый разворот влево.

2. Если вертолет вошел во вращение с увеличением угловой скорости, но не снижается и имеет запас по мощности, то можно рекомендовать следующее:

увеличением общего шага обеспечить вертолету вертикальный набор высоты с левым вращением с последующим переводом вертолета в поступательный полет отклонением РУ в сторону разворота (чем больше угловая скорость, тем больше угол крена).

3.  $H_{вус}=3-5\text{м}$ . Вертолет вошел во вращение:

- выключить двигатели и посадить вертолет;
- ручкой управления удерживать вертолет от опрокидывания.

4. Если вертолет начал самопроизвольно разворачивать при заходе на посадку:

4.1. Если есть запас высоты, то необходимо:

1-й способ:

- задержать общий шаг;
- отклонить РУ от себя и вправо и дать правую ногу.

2-й способ:

- задержать общий шаг;
- отклонением ручки управления от себя и влево и незначительным отклонением левой педали уйти на второй круг.

4.2. Если запаса высоты нет:

- выключить двигатели;

- выполнить посадку с подрывом.

### 7.3. ШТОПОР ВЕРТОЛЕТА

**Штопор вертолета** – это самопроизвольное движение вертолета по нисходящей спиралевидной траектории малого радиуса с одновременным вращением относительно трех осей. В штопоре значительно ухудшается (иногда практически теряется) управляемость вертолета и существенно усложняются условия пространственной ориентировки и пилотирования, что затрудняет вывод вертолета из этого режима.

Штопор, наряду с самопроизвольным снижением и самопроизвольным вращением относится к критическим режимам, в которые возможно попадание вертолета при выходе за ограничения по минимально допустимой скорости.

Вертолетный штопор объединяет в себе и самопроизвольное снижение и самопроизвольное вращение, т.е. за один оборот по нисходящей спирали вертолет совершает несколько оборотов относительно трех осей. Наиболее интенсивное (основное вращение) вертолета в штопоре происходит относительно его нормальной оси. Интенсивность же вращения вертолета вокруг его поперечной и продольной оси, как правило, значительно ниже.

Попаданию в штопор подвержены все одновинтовые вертолеты. При принятом направлении вращения НВ все наши отечественные вертолеты вращаются только влево, в направлении действия  $M_{рнв}$ . Если к вертолетному штопору применять классификацию самолетного, то это будет левый нормальный штопор, т.е. если на штопорящий вертолет смотреть сверху, то он будет двигаться против хода часовой стрелки.

Осью штопора является ось спирали, по которой движется центр тяжести штопорящего вертолета, радиусом штопора – радиус горизонтальной проекции этой спирали.

Вертолет в штопоре движется со скольжением. Различают внутреннее и наружное скольжение. Внутренним называется скольжение, при котором поток набегаёт на вертолет с внутренней стороны, т.е. справа по полету.

Факторы, способствующие попаданию вертолета в штопор:

- увеличение полетной массы вертолета;
- увеличение температуры наружного воздуха;
- увеличение высоты полета;
- увеличение передней центровки вертолета.

Причины попадания в штопор:

- ошибки летчика в технике пилотирования;
- неисправности авиационной техники.

Как показала практика, вертолеты попадают в штопор после «подхвата». Неправильный вывод из «подхвата» приводит к выходу вертолета на нулевые скорости полета с дальнейшим развитием самопроизвольного вращения со снижением и последующим переходом в штопор.

#### ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА:

1.Если есть запас высоты более 600м:

- уменьшить общий шаг на 1-2°;
- отклонением РУ от себя и вправо и дачей правой педали попытаться вывести вертолет из штопора.

2.Если запаса высоты нет, вывод созданием левого крена. Величина угла крена зависит от угловой скорости вращения. Чем больше угловая скорость вращения, тем больше угол крена (но не менее 30°).

### 7.4. ПОДХВАТ ВЕРТОЛЕТА

**Подхват вертолета** – это самопроизвольное движение вертолета на кабрирование вследствие потери эффективности продольного управления. Наиболее вероятен при вводе в горку и выводе из пикирования. Различают два вида подхвата:

- -аэродинамический подхват (самопроизвольное затягивание вертолета в кабрирование);
- -подхват по причине «клина» ручки управления в заднем положении.

Для вертолета Ми-8МТ характерен первый вид подхвата.

#### 7.4.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ПОДХВАТ

При резком взятии РУ на себя вследствие быстрого роста продольного момента  $M_z$  угол тангажа интенсивно увеличивается, и лишь через некоторое время начинает изменяться угол наклона траектории. Это приводит к скачкообразному увеличению угла атаки НВ до критического значения, что приводит к значительному расширению зоны срыва потока на лопастях НВ, и является основной причиной подхвата. Дальнейшему росту углов атаки способствует завал конуса НВ назад вследствие его



статической неустойчивости по углу атаки. Точка приложения равнодействующей силы тяги смещается вперед, что приводит к еще большему затягиванию в кабрирование.

Летчик, видя энергичное увеличение тангажа, отдает РУ от себя, увеличивая тем самым углы установки лопастей НВ в азимуте  $0^0$ , что приводит к расширению зоны срыва и еще большему завалу конуса назад.

В процессе развития подхвата происходит значительное изменение частоты вращения НВ. Это объясняется тем, что НВ переходит с отрицательных углов атаки на большие положительные углы атаки и начинает работать в условиях близких к ускоренному самовращению. Поэтому в начальной стадии подхвата происходит раскрутка НВ, а при выводе из подхвата углы атаки изменяются в обратном порядке, что приводит к уменьшению оборотов НВ.

При глубоком подхвате скорость уменьшается практически до  $0^{км}/ч$  и вертолет при переднем положении РУ вначале вяло, а затем с нарастанием угловой скорости изменяет угол тангажа на пикирование. В этот момент возникает опасность сближения и удара лопастями НВ о хвостовую балку вертолета. Этому способствует уменьшение оборотов НВ (уменьшению центробежных сил на лопастях и уменьшению конусности). Уменьшение нормальной перегрузки до  $0,2-0,3g$ .

Удар лопастями НВ о хвостовую балку происходит тогда, когда летчик резко отклоняет РУ на себя при наличии большой угловой скорости на пикирование.

При выходе на нулевые скорости полета возможно также развитие самопроизвольного вращения со снижением и переходом в штопор.

**ПРИЧИНЫ:** полная потеря устойчивости вертолета по углу атаки и эффективности продольного управления при нарушениях летчиком темпа создания угла тангажа на кабрирование.

**ПРИЗНАК:** самопроизвольное увеличение угла тангажа при отданной РУ от себя.

**ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА:**

- *уменьшение общего шага на  $1-2^0$  (но не менее  $8^0$  по указателю);*
- *выполнить левый или правый поворот на горке.*

#### **7.5. «ВАЛЕЖКА» ВЕРТОЛЕТА**

**«Валёжка» вертолета** – это самопроизвольное кренение вертолета вправо, вследствие потери эффективности поперечного управления, возможна при значительном превышении максимально допустимой скорости полета.

При превышении скорости более максимально допустимой значительно увеличивается радиус зоны обратного обтекания, расположенный в азимуте  $270^0$ . Вместе с тем значительно увеличиваются угол взмаха и скорость взмаха в азимуте  $270-300^0$ , приводящие к увеличению зоны срыва в этих азимутах. Точка приложения равнодействующей силы тяги смещается в левую часть диска, что приводит к появлению момента  $M_x$ , стремящегося накренить вертолет вправо. Стремление летчика убрать появившийся крен отклонением РУ влево приводит к еще большему увеличению зоны срыва, и вертолет или увеличивает крен, или продолжает лететь с появившимся креном.

**ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА:**

- *уменьшить общий шаг НВ на  $1-2^0$  и скорость полета вертолета.*

#### ЛИТЕРАТУРА:

1. В.Ф.Ромасевич. Аэродинамика и динамика полета вертолетов. Москва. Воениздат.1982.
2. В.Ф.Ромасевич, Г.А.Самойлов. Практическая аэродинамика вертолетов. Москва. Воениздат. 1980.
3. А.М.Володко. Безопасность полетов вертолетов. Москва. Транспорт. 1981.
4. А.М.Володко Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика. Москва. Транспорт. 1984.
5. А.М.Володко Основы летной эксплуатации вертолетов. Динамика полета. Москва. Транспорт. 1986.
6. Инструкция экипажу вертолета Ми-8МТ.
7. Техника пилотирования и вертолотовождение вертолета Ми-8МТ.

#### СОДЕРЖАНИЕ.

Введение.	Стр. 2
1.Аэродинамическая компоновка вертолета.	
Основные тактико-технические данные	2
1.1. Понятие "аэродинамическая компоновка"	-
1.2. Аэродинамическая компоновка	-
1.3. Основные тактико-технические данные	8
2.Диапазон высот и скоростей полета вертолета	9
2.1. Потребная и располагаемая мощности несущего винта	-
2.2. Диапазон высот и скоростей полета	11
2.3. Эксплуатационные ограничения и их физическая сущность	13
3.Устойчивость, управляемость и балансировка вертолета	15
3.1. Основные понятия устойчивости, управляемости и балансировки	-
3.2. Балансировка вертолета на земле	18
3.3. Продольная балансировка	18
3.4. Поперечная балансировка	21
3.5. Путевая балансировка	22
3.6. Балансировка вертолета на виражах, спиралях и координированных скольжениях	24
3.7. Продольная статическая устойчивость	26
3.8. Боковая статическая устойчивость	27
3.9. Динамическая устойчивость	28
4. Режимы полета вертолета	29
4.1. Запуск, выключение и опробование двигателей	-
4.2. Руление	31
4.3. Висение, подъем и перемещения у земли	32
4.4. Взлет вертолета	35
4.5. Набор высоты, горизонтальный полет, планирование	37
4.6. Посадка	40
4.7. Особенности полетов в горах	42
5. Маневрирование и пилотаж вертолета	44
5.1. Маневрирование скоростью	-
5.2. Виращ и спираль	46
5.3. Форсированный разворот	49
5.4. Пикирование	49
5.5. Горка	51
5.6. Разворот на горке	55
6. Особые случаи полета	55
6.1. Земной резонанс	-
6.2. Режим "вихревого кольца"	56
6.3. Отказ одного двигателя	59
6.4. Отказ двух двигателей. Посадка на режиме самовращения несущего винта	62
7. Критические режимы полета	67
7.1. Самопроизвольное снижение	68
7.2. Самопроизвольное вращение	68
7.3. "Штопор" вертолета	70
7.4. "Подхват" вертолета	70
7.5. "Валетка" вертолета	71
Литература	72