МЕТОДИЧЕСКОЕ ПОСОБИЕ
ПО ТЕХНИКЕ ПИЛОТИРОВАНИЯ, БОЕВОМУ ПРИМЕНЕНИЮ
И ВЫПОЛНЕНИЮ РАСЧЕТОВ ДЛЯ
DCS: UH-1H HUEY

Оглавление

1. ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ UH-1H 4
1.1. Взлет и висение (Take-off and hover) 4
Before Take-off 4
1.1.1. Вертикальный отрыв и зависание (Takeoff to hover) 4
1. Required. 4
2. Рекомендации по управлению (Recommendations for aircraft control during takeoff) 4
1.1.2. Развороты на висении (Hovering turns) 6
1.1.3. Боковые перемещения у земли (Sideward flight) 8
1. Required. 8
2. Recommendations for implementation. 8
1.1.4. Перемещения назад у земли (Rearward flight) 8
1. Required. 8
2. Recommendations for implementation. 9
1.1.5. Вертикальное приземление (Landing from hover) 9
1. Required. 9
2. Recommendations for aircraft control during landing. 9
1.1.6. Обычный взлет (Normal takeoff) 10
1.2. Набор высоты 11
1.3. ГП на крейсерском режиме (Cruise) 12
1.4. Снижение и посадка (Descent and landing) 12
A. Снижение 12
B. Особенности гашения скорости 14
1.5. РСНВ. Практическая часть. (Autorotation. Practical part) 14
A. Переход на РСНВ 15
B. Снижение на РСНВ 16
2. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ 20
A. Особенность пилотирования. 21
B. Действия с оборудованием кабины. 21
C. Выход на боевой курс, прицеливание и открытие огня (атака цели) 25
D. Выход из атаки. 25
3. ПРИЛОЖЕНИЯ 26

3.1. Определение взлетного веса и высоты висения в зависимости от температуры и высоты 26
3.2. Ускорение при разгоне скорости 27
3.3. Скороподъемность. 29
3.4. Ограничение по скорости ГП 30
3.5. Снижение на РСНВ. 31

1. ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ UH-1H

1.1. Взлет и висение (Take-off and hover)

Before Take-off

Immediately prior to take-or the following checks shall be accomplished.

1. RPM - 6600.
2. Systems - Check engine, transmission, electrical and fuel systems indications.
3. Avionics - As required.
4. Crew passengers and mission equipment --Check

1.1.1. Вертикальный отрыв и зависание (Takeoff to hover)

Note. During take-off and at any time the helicopter skids are close to the ground, negative pitch attitudes (nose low) of 10' or more can result in ground contact of the WSPS lower cutter the forward cg, high gross weight, high density altitude, transitional lift setting, and a tailwind increases the probability of ground contact.

Для определения максимального взлетного веса вертолета, в зависимости от высоты висения над площадкой, высоты площадки и температуры на ней пользоваться номограммами в Приложениях, гл.3.1.

1. Required.

1. Pretakeoff check completed prior to beginning maneuver.
2. Vertical ascent.
3. Constant heading.
4. Stabilize at a 3-foot hover.

2. Рекомендации по управлению (Recommendations for aircraft control during takeoff)

Установить РППУ в нейтральное положение. Переместить взгляд на внекабинное пространство. Смотреть вперед и влево (или вправо), но не в одну точку, а как бы сканируя землю на удалении 15..20ft (5..7м) слева-направо. Плавно переместить РШГ вверх до отрыва и зависнуть на высоте примерно 3ft (1м). Нормальным является поведение, когда отрывается сначала носок полозьев, затем правая лыжа, а потом левая.

Наиболее сложным является удерживание направления, недопущение смещений и сохранение вертикальности отхода от земли, поэтому при увеличении ОШ НВ и в момент отрыва пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):

a) вертолет начинает разворачиваться вправо из-за роста реактивного момента НВ и снижения трения полозьев (skids) о поверхность земли – пилот должен соразмеренной дачей ЛЕВОЙ педали (на 1/4..1/3 хода вперед) увеличить тягу РВ и парировать (не допустить) этот разворот;

b) увеличение тяги РВ и снижение трения от полозьев приведет к появлению неуравновешенной силы, направленной вправо, что

проявится как стремление к перемещению вертолета вправо – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ВЛЕВО (на 1/6..1/5 часть хода влево) наклонить вектор тяги НВ для создания компенсирующей составляющей силы тяги НВ влево, тем самым уравновешивая величину тяги РВ;

c) кроме перечисленного, в момент начала отрыва вертолет начнет перемещаться вперед из-за конструктивного наклона оси вращения НВ вперед относительно СГФ вертолета – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ НА СЕБЯ (на 1/6..1/5 часть хода назад) отклонить вектор тяги НВ для того, чтобы убрать возникающую неуравновешенную составляющую силы тяги НВ вперед;

d) при полном отрыве полозьев из-за естественного "взвешивания" фюзеляжа за ось НВ вертолет "сам" увеличит угол тангажа на кабрирование, что приведет к большему, чем нужно отклонению вектора тяги НВ назад и проявится как тенденция к перемещению вертолета назад – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ОТ СЕБЯ не допустить смещения назад (по сути – вернуть РППУ близко к нейтрали).

Положение органов управления на висении см. Figure 1.1..Figure 1.3.

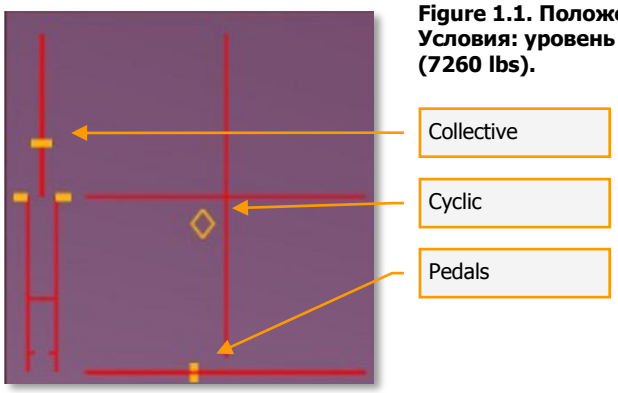


Figure 1.1. Положение ОУ во время висения. Условия: уровень моря, T°нв= +15°C, пустой вертолет (7260 lbs).

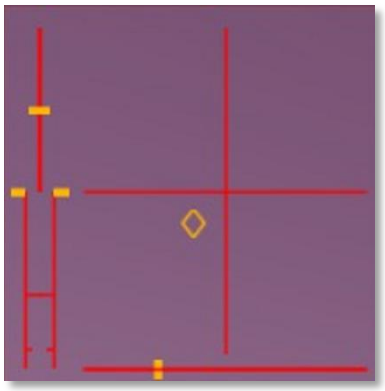


Figure 1.2. Положение ОУ во время висения. Условия: уровень моря, T°нв= +15°C, вертолет с грузом (взлетный вес 9500 lbs).

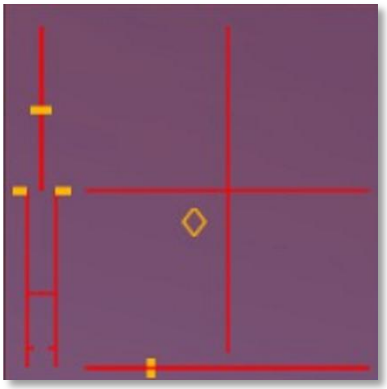


Figure 1.3. Положение ОУ во время висения. Условия: уровень моря, T°нв= +40°C, вертолет с грузом (взлетный вес 9500 lbs).

После отрыва, сохраняя вертикальность отхода от земли, зависнуть на высоте 3 ft (1м), для чего отклонить РШГ вниз на незначительную величину (1/10..1/20 часть полного хода), соразмерено уменьшить отклонение левой педали вперед (на 1/6..1/8 часть) и уменьшить отклонение влево РППУ (на 1/8..1/10 часть хода).

При выполнении висения следует учесть, что UH-1H не имеет автопилота, поэтому возникающие перемещения вперед/назад, а также влево/вправо следует устранять соразмеренными движениями РППУ, выполняя короткие, плавные, обязательно двойные движения. Для контроля перемещений в начальной стадии следует часто перемещать взгляд слева-направо. Чтобы не вводить для себя трудности пилотирования надо стремиться как можно реже работать РШГ, так при небольшом изменении ОШ НВ одновинтовой вертолет немедленно потребует действий обязательно всеми остальными органами управления для устранения возникающих тенденций к развороту и смещению.

1.1.2. Развороты на висении (Hovering turns)

1. Required.

1. Altitude at constant 3-foot hover.
2. Remain over pivot point.
3. Constant rate of turn (maximum rate of turn of 360° in 15 seconds is recommended for training).

2. Рекомендации по выполнению (Recommendations for implementation)

Перед выполнением разворота посмотреть в сторону разворота, чтобы убедиться в безопасности маневра от столкновения. Немного отклонить педаль (на 1/10..1/8 часть хода). По достижении заданной угловой скорости зафиксировать эту скорость, уменьшив отклонение педали (вернуть на 1/15..1/20 часть хода). Нормальным считается, когда центр разворота близок или проходит через ось НВ.

Наиболее сложным является выдерживание центра разворота, постоянной высоты и угловой скорости, поэтому при выполнении разворотов пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):

а) из-за несимметричности приложения сил и моментов при разворотах на висении вертолет стремиться развернуться не вокруг оси НВ, а с некоторым радиусом (10..15м от кабины пилотов), поэтому при разворотах не достаточно действовать одними педалями, необходимо удерживать место разворота действиями РППУ;

b) в начале разворота ВЛЕВО пилот перемещает вперед левую педаль, увеличивая тягу РВ, что приводит к небольшому кренению вправо (1..3°), смещению вправо – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ВЛЕВО (на 1/8..1/10 часть хода) удерживать центр разворота в районе оси НВ. Кроме того, отбор мощности из трансмиссии на РВ в первый момент (при энергичном отклонении левой педали) приводит к понижению оборотов НВ (на 3..5 об/мин), что влечет небольшую потерю высоты (на 0,5..1,5 ft), затем через 3..5 сек автоматика двигателя восстановит обороты НВ до прежнего значения и теперь вертолет перейдет даже к незначительному набору высоты (зависит от угловой скорости вращения и наличия запаса мощности двигателя). Набор высоты обусловлен увеличением абсолютной скорости обтекания лопастей относительно неподвижной массы воздуха (т.к. происходит суммирование угловых скоростей вращения НВ и вертолета). Степень проявления описанных тенденций вертолета зависит от скорости перемещения педалей и угловой скорости установившегося разворота;

c) в начале разворота ВПРАВО пилот перемещает вперед правую педаль, уменьшая тягу РВ, что приводит к небольшому кренению влево (1..3°), смещению влево – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ВПРАВО (на 1/8..1/10 часть хода) удерживать центр разворота в районе оси НВ. Кроме того, уменьшение отбора мощности из трансмиссии на РВ в первый момент (при энергичном отклонении правой педали) приводит к незначительному повышению оборотов НВ (3..5 об/мин), что проявится как небольшой набор высоты (на 0,5..1,5 ft), затем через 4..5 сек автоматика двигателя восстановит обороты НВ до прежнего значения и теперь вертолет перейдет даже к незначительному снижению (зависит от угловой скорости вращения и текущих оборотов НВ). Снижение обусловлено уменьшением абсолютной скорости обтекания лопастей относительно неподвижной массы воздуха (т.к. происходит вычитание угловой скорости разворота из угловой скорости вращения НВ). Степень проявления описанных тенденций вертолета зависит от скорости перемещения педалей и угловой скорости установившегося разворота.

Выполняя развороты на висении пилоту приходится постоянно действовать РППУ для компенсации возникающих отклонений по крену и тангажу (частота движений примерно 1,5..2Гц, амплитуда 0,5..1,5см), а педалями удерживать постоянной угловую скорость вращения.

В случае выполнения висения с максимальным взлетным весом, а также в условиях высокогорья, высоких температур, когда на высоте висения 3 ft обороты НВ не могут вырасти более 314 об/мин (что означает полное использование мощности двигателя) разворот влево НЕМИНУЕМО приведет к снижению, так как рост потребной мощности для вращения РВ более нечем компенсировать. И наоборот, разворот вправо немного разгрузит РВ, что реализуется трансмиссией как повышение оборотов НВ на 3..5 об/мин и вертолет начнет набирать высоту. Это особенность одновинтовых вертолетов неоднократно использовалась американскими летчиками во Вьетнаме, а российскими в Афганистане для выполнения взлетов на перегруженных вертолетах.

1.1.3. Боковые перемещения у земли (Sideward flight)

1. Required.

1. Altitude at constant 3-foot hover.
2. 90-degree clearing turn in direction of sideward flight.
3. Constant rate of movement (not to exceed 5 knots).
4. Flightpath perpendicular to heading.

2. Recommendations for implementation.

Для начала движения немного отклонить РППУ (на 1/10..1/8 часть хода) в сторону перемещения, педалями удерживать направление, высоту поддерживать движениями РШГ. Скорость контролировать по набеганию земли.

Наиболее сложным является выдерживание направления и высоты полета, поэтому при выполнении боковых перемещений пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):

a) Из-за "флюгерности" фюзеляжа вертолет будет стремиться развернуть нос в сторону перемещения – пилот должен соразмеренным движением противоположной развороту педали (на 1/10..1/8 часть хода) парировать это стремление.

b) Наклон тяги НВ при малых скоростях будет вызывать просадку вертолета – пилот должен "поддержать" вертолет РШГ для сохранения постоянной высоты.

c) Для остановки вертолета в нужной точке за 4..8 ft (1,5..3м) до нее плавно отклонить РППУ в противоположную сторону на (на 1/8..1/6 часть хода), а после начала уменьшения скорости "вернуть" РППУ в положение близкое к висению.

d) Выполняя боковые перемещения пилоту приходится постоянно действовать РППУ для компенсации возникающих отклонений по крену и тангажу (частота движений примерно 1,5..2Гц, амплитуда 0,5..1,5см), а педалями удерживать направление, перпендикулярное движению. Энергичное отклонение РППУ вызовет необходимость энергичных и при этом координированных действий РШГ и педелями.

1.1.4. Перемещения назад у земли (Rearward flight)

1. Required.

1. Altitude at constant 3-foot hover.
2. 90-degree clearing turn in direction of sideward flight.
3. Constant rate of movement (not to exceed 5 knots).
4. Flightpath of 180° to heading.

2. Recommendations for implementation.

Для начала движения увеличить ОШ НВ (1/10..1/8часть хода) одновременно отклонить РППУ назад (на 1/15..1/10- часть хода), педалями удерживать направление, высоту поддерживать движениями РШГ. Скорость контролировать по набеганию земли, направление – по выбранному ориентиру.

Наиболее сложным является выдерживание направления и высоты полета, поэтому при выполнении перемещений назад пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):

a) из-за "флюгерности" фюзеляжа вертолет в процессе полета назад будет стремиться "водить хвостом" отклоняясь на углы до 10..15° из-за стремления развернуть нос в сторону перемещения – пилот должен соразмеренным и более частыми, чем обычно движением левой и правой педалей (на 1/10..1/8 часть хода) не допускать отклонения носа более ±5°;

b) наклон тяги НВ при малых скоростях будет вызывать просадку вертолета – пилот должен "поддержать" вертолет РШГ для сохранения постоянной высоты;

c) при достижении скорости перемещения назад 8..10KNOTS, из-за изменения обдува стабилизатора (при движении назад поток начнет больше обдувать стабилизатор сверху, «придавливая» его к земле) вертолет начинает самопроизвольно задирать нос, что необходимо парировать небольшим перемещением РППУ от себя;

d) для остановки вертолета в нужной точке за 6..8 ft (2..3м) до нее плавно отклонить РППУ вперед на (на 1/8..1/6 часть хода), а после начала уменьшения скорости "вернуть" РППУ в положение близкое к висению.

Выполняя перемещения назад пилоту приходится постоянно действовать РППУ для компенсации возникающих отклонений по крену и тангажу (частота движений примерно 1,5..2Гц, амплитуда 0,5..1,5см), а педалями удерживать направление.

1.1.5. Вертикальное приземление (Landing from hover)

1. Required.

1. Constant heading.
2. Vertical descent.

2. Recommendations for aircraft control during landing.

Плавно переместить РШГ вниз (1/10..1/8 часть хода), одновременно парировать стремление к левому развороту перемещением правой педали вперед. Нормальным является поведение, когда приземляется сначала левая лыжа, затем правая, затем носок полозьев.

Наиболее сложным является удерживание направления, недопущение смещений и сохранение вертикальности подхода к земле, поэтому при уменьшении ОШ НВ и в момент касания земли пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):

a) вертолет начинает разворачиваться влево из-за уменьшения реактивного момента НВ – пилот должен соразмеренной дачей ПРАВОЙ педали (на 1/8..1/6 хода вперед) уменьшить тягу РВ и парировать (не допустить) этот разворот;

b) уменьшение тяги РВ приведет к появлению неуравновешенной силы, направленной влево (от уже существующего наклона тяги НВ влево, который был необходим для висения), что проявится как стремление к перемещению вертолета влево – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ ВПРАВО (на 1/6..1/5 часть хода влево) уменьшить наклон вектора тяги НВ (на висении наклоненного влево), тем самым уравновешивая величину тяги РВ;

c) по мере приближения к земле воздушная подушка от НВ начнет действовать сильнее и приведет к уменьшению скорости снижения, а может быть и к прекращению снижения – пилот должен дополнительным небольшим отклонением РШГ вниз (на 1/10..1/8 часть хода) "пробить" воздушную подушку и продолжить снижение, при этом не забывая педалями удерживать направление, а РППУ не допускать перемещений вертолета;

d) при касании полозьями земли фюзеляж начнет занимать стояночное положение, что приведет к отклонению вектора тяги НВ вперед и проявится как тенденция к перемещению вертолета вперед – пилот должен соразмеренным отклонением РППУ НА СЕБЯ (на 1/6..1/5 часть хода назад) не допустить скольжения вперед.

По мере подхода к земле действия РППУ и педалями должны становиться менее амплитудными, но более частыми (РППУ – до 2..2,5Гц).

После касания земли продолжать плавно действовать органами управления вплоть до достижения минимального значения ОШ НВ.

При выполнении вертикального снижения с высот 15 ft и более не допускать вертикальной скорости снижения более 2м/с, иначе НВ вертолета может попасть в режим вихревого кольца и вертикальная скорость может за 3..4сек самопроизвольно вырасти до 2000 ft/min (10м/с) более, что приведет к сильному удару о землю и разрушению вертолета.

1.1.6. Обычный взлет (Normal takeoff)

Перевести взгляд вперед на 100..150 ft (30..50м). Плавно РППУ переместить от себя на 1/10..1/8 часть хода до установления угла тангажа -4..-6°. Из-за наклона тяги НВ вперед уменьшится ее вертикальная составляющая, что проявится как тенденция вертолета к просадке. Поэтому одновременно с наклоном носа вперед пилот должен увеличить ОШ НВ на 1..1,5° (1/10..1/15 хода джойстика).

Переходные режимы с разгоном (гашением) скорости связаны с изменением действующих сил и моментов по всем осям, что требует от летчика действий как РППУ по каналу крена и тангажа, так и педалями.

Расчет параметров разгона скорости, а также минимального удаления препятствий при взлете см. Приложения гл.3.2

Наиболее сложным является выдерживание вертолета на заданном курсе, предотвращение смещений в стороны и сохранение заданного тангажа, поэтому в процессе разгона скорости пилот должен быть готовым к следующему (тенденции вертолета – рекомендуемые действия):

a) при достижении скорости 15..20 узлов вертолет проявит тенденции:

(1) к "вспуханию" и кабрированию (из-за начала повышения располагаемой тяги НВ при переходе с осевого на косое обтекание, а также увеличению аэродинамической силы стабилизатора, направленной вниз) – пилот должен небольшим движением РППУ от себя "придавить" нос вертолета, сохраняя постоянный тангаж;

(2) к кренению влево (из-за возникновения маховых движений лопастей приводящих к завалу конуса НВ влево) – пилот должен соразмеренным небольшим отклонением РППУ вправо удержать вертолет от кренения;

b) при достижении скорости 25..30 узлов (по указателю) вертолет проявит тенденцию к развороту влево (из-за повышения располагаемой тяги РВ с увеличением скорости косого обтекания и нарастания аэродинамической силы от киля, направленной вправо) – пилот должен уменьшить отклонение левой педали вперед на 1/15..1/10 часть для сохранения направления, не забывая о том, что уменьшение тяги РВ приведет к нарушению равновесия кренящих моментов и вертолет начнет плавно крениться влево, что устраняется соразмеренным отклонением РППУ вправо

c) при достижении скорости 40 узлов по прибору вертолет проявит тенденцию к накренению влево, на этот раз из-за увеличения маховых движений наступающих на поток лопастей НВ (когда лопасти проходят справа по ометаемой площади) – пилот должен компенсировать эту тенденцию плавным отклонением РППУ вправо на 1/10..1/8 часть хода.

Дальнейший разгон скорости сопровождается увеличением маховых движений лопастей НВ (справа машут вверх, слева –вниз) и продолжением завала конуса НВ влево. Это приводит к необходимости компенсировать этот завал конуса НВ дачей РППУ вправо. Однако отклонения не очень велики, т.к. киль вертолета в процессе разгона создает кренящий момент вправо и частично компенсирует завал конуса НВ от маховых движений. На скоростях более 120 узлов (у земли) в левой части ометаемой НВ площади значительно усиливается негативное влияние срыва потока[1] с лопасти НВ при прохождении ей азимута 270..300°, что сопровождается повышением вибраций и может проявляться как самопроизвольное кренение вертолета влево. Пилот должен устранить кренение уменьшением скорости полета (взятием РППУ на себя на 1/10..1/8 часть хода) или уменьшением ОШ НВ.

1.2. Набор высоты

После разгона скорости установить режим набора высоты. Рекомендуемая скорость 60 узлов по прибору, на которой достигается максимальная вертикальная

[1] Срыв потока – это изменение обтекания участков лопасти с ламинарного на турбулентное с резким уменьшением подъемной силы на этом участке.

скорость набора. Положение ОУ при наборе высоты см. Figure 1.4. Возможности по набору высоты, в т.ч. и расстояние, время, топливо, необходимое для набора высоты см.Приложения, гл.3.3

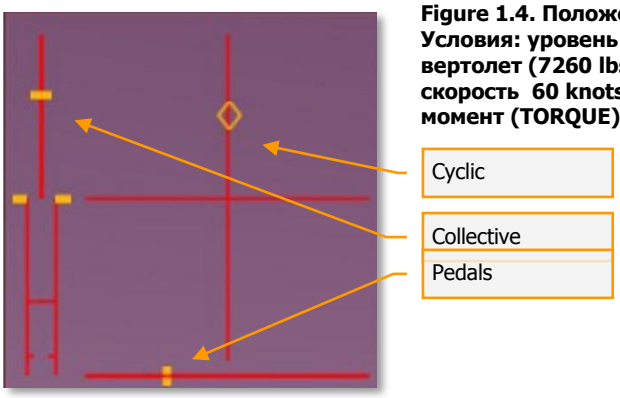


Figure 1.4. Положение ОУ во время висения. Условия: уровень моря, T°нв= +15°C, пустой вертолет (7260 lbs) скорость 60 knots, максимальный крутящий момент (TORQUE).

1.3. ГП на крейсерском режиме (Cruise)

После набора высоты установить режим ГП, плавно уменьшив ОШ НВ, педалями и РППУ убрать скольжения и крены, сохранить направление. Крейсерская скорость ГП (скорость минимального километрового расхода топлива) для UH-1H составляет 80..90 узлов. При температуре +15°C с весом 8500lbs (фунтов) на этих скоростях расход топлива составляет 490..510 фунтов в час. Более точно можно рассчитать на графиках РЛЭ[2]. Впрочем, зависимость километрового расхода от скорости при указанных условиях слабая и не имеет ярко выраженного пика. Положение ОУ в ГП см.Figure 1.5. Ограничения по скорости полета в зависимости от высоты полета, полетной массы и температуры, см.Приложения, гл.3.4.

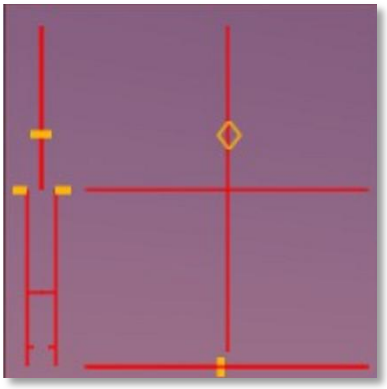


Figure 1.5. Положение ОУ в ГП. Условия: уровень моря, T°нв= +15°C,пустой вертолет, скорость 90 knots.

1.4. Снижение и посадка (Descent and landing)

Для выполнения безопасной посадки следует построить заход так, чтобы предпосадочное снижение и гашение скорости выполнялись против ветра или встречно-боковым ветром справа.

А. Снижение

При текущей высоте полета 400..450ft (130..150м) необходимо предусмотреть посадочную дистанцию 4500..5000ft (1400..1500м) до точки зависания. При накоплении или наличии опыта полетов на вертолетах посадочную дистанцию можно сократить до 3500..4000ft (1000..1200м). Если выполняется полет по кругу,

[2] См.РЛЭ TM 55-1520-210-10 (1988_0215+ch19 2002_1231) OPER MAN FOR HELICOPTER, UH-1H_V.pdf стр.290..315.

то для выхода на посадочный курс с посадочной дистанцией 4500..5000ft (1400..1500м) и на скорости 80 узлов 4-й разворот необходимо начинать при визировании места посадки на угле 15..20° от посадочного курса, имея крен в развороте 20..15° (см.рис.Figure 1.6).

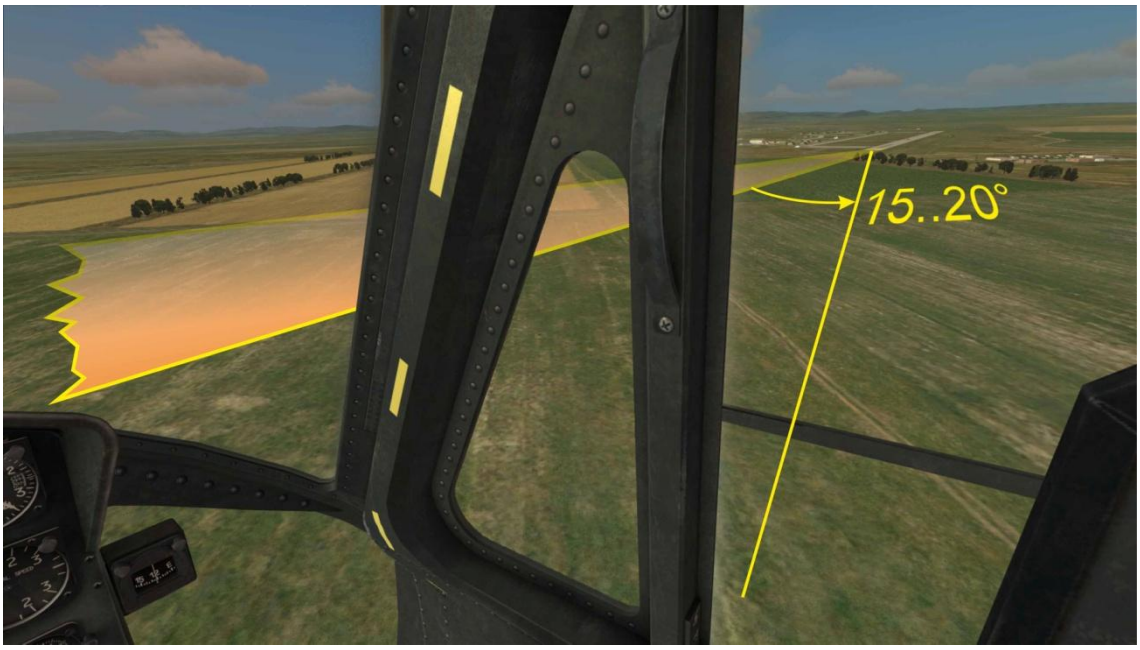


Figure 1.6. Проекция места посадки перед разворотом(Lining up for final approach).

Для выполнения посадки необходимо придерживаться примерной глиссады, представленной ниже:

Параметры снижения Descent parameters			
Удаление Distance	4500..4000ft (1500m)	3000ft (1000m)	1500ft (500m)
Speed, KNOTS	80	60	30..40
Altitude, ft	500..450	350..300	200..150
Descent, ft/min	300..500	400..600	200..300

После выполнения разворота на посадочный курс установить (проконтролировать) режим снижения. При уменьшении ОШ НВ и появлении вертикальной скорости снижения 500..600ft/min из-за изменения картины обтекания стабилизатора вертолет опускает нос и разгоняет скорость, и для парирования этого пилот должен переместить РППУ на себя на 1/8..1/6 часть хода.

Глиссаду выдерживать ориентируясь на положение места посадки на остеклении кабины. Если место посадки «ползет» вверх по остеклению, значит вертолет рано снижается (или «с недолетом»), поэтому следует уменьшить вертикальную скорость снижения до «входа» в глиссаду небольшим увеличением ОШ НВ. Если место посадки «ползет» вниз по остеклению, значит вертолет заходит «с перелетом» и надо увеличить вертикальную скорость снижения до «входа» в глиссаду, но не более 800ft/min. Если необходима бОльшая вертикальная скорость снижения для входа в глиссаду, а текущее удаление места посадки менее 2500ft (750..800m), то необходимо принять решение на выполнение повторного захода на посадку (ухода на второй круг).

В. Особенности гашения скорости

Установить тангаж +2..+3° небольшим отклонением РППУ на себя, одновременно переместив ОШ НВ вниз для сохранения заданной вертикальной скорости снижения. Темп гашения целесообразно выдерживать таким: на каждые 50ft высоты скорость должна уменьшаться на 7..10 KNOTS. Следует помнить, что темп гашения скорости зависит от тангажа и исходного значения скорости: при одном и том же угле тангажа со скорости 80 до 50 KNOTS скорость гаситься вяло (около 15сек), но при сохранении угла тангажа, начиная от скорости 50 и до 10..15 KNOTS скорость начинает гаситься примерно в два раза интенсивнее (всего 5..7сек). Поэтому во второй фазе гашения при проходе значения скорости 50..40 KNOTS для сохранения темпа гашения необходимо немного (на 1/10..1/20) переместить РППУ от себя одновременно немного увеличив ОШ НВ для предотвращения «просадки» вертолета.

В процессе гашения скорости вертолет имеет следующие тенденции:

a) со скорости 80 до скорости 55..50KNOTS процесс гашения протекает обычно, вертолет устойчиво снижается в выбранное место посадки практически не требуя изменения мощности двигателей;

b) после прохождения скорости 55..50 KNOTS вертолет входит во второй режим полета (по аэродинамике Н.Е.Жуковского), что требует увеличения мощности двигателей по мере гашения скорости для поддержания заданной вертикальной скорости снижения. Если не трогать РОШ, то по мере гашения скорости вертолет начнет «просаживаться», увеличивая вертикальную скорость более 1000ft/min,что при скорости менее 10..15KNOTS может привести к попаданию в режим вихревого кольца НВ и приземлению с разрушением фюзеляжа;

Следует опасаться интенсивного гашения скорости чрезмерным взятием РППУ на себя и уменьшением ОШ НВ в диапазоне 60..20KNOTS. Такие действия пилота приводят к раскрутке НВ за счет энергии набегающего потока и влекут цепочку негативных последствий: автоматика уменьшает режим работы двигателя, борясь с раскруткой НВ; при достижении скорости 25..20KNOTS наступает резкое снижение (просадка) и требуется немедленное значительное увеличение ОШ НВ; двигатель не успевает выйти на повышенный режим, НВ начинает терять обороты ниже предельно допустимого значения 314 об/мин, начнется уже самопроизвольное снижение; при этом может появиться разворот вправо из-за возрастания реактивного момента НВ в совокупности с падением тяги РВ от потери оборотов.

Как итог: у летчика есть «право на ошибку» – некоторый диапазон, в пределах которого можно отклоняться от рекомендуемых параметров захода на посадку, перечисленных выше. Это диапазон тем меньше, чем выше температура наружного воздуха, больше вес вертолета, больше высота площадки над уровнем моря.

1.5. РСНВ. Практическая часть. (Autorotation. Practical part)

Авторотация (теория – 3.1.13 полного мануала, этот же раздел есть в ЧА), или по-русски РСНВ (режим самовращения несущего винта) применяется для выполнения посадки в различных случаях, когда нормальное пилотирование вертолета

невозможно. К ним относятся частичные неисправности и полные отказы двигателя, различные неисправности рулевого винта или привода управления рулевого винта и другие случаи, когда необходимо сделать минимальным реактивный момент НВ. Вертолет UH-1H обладает отличными характеристиками НВ, которые способствуют безопасной посадке на авторотации. Основу этих характеристик составляет малая нагрузка на ометаемую площадь НВ: от 3.90 lbs/ft^2 (19 kg/m^2) для пустого вертолета и до 5.24 lbs/ft^2 (25.5 kg/m^2) для вертолета с максимальной загрузкой[3]) и тяжелый инертный НВ, который может запасти сравнительно огромное количество энергии. Вот как об этом пишет Robert Mason в своей книге Chickenhawk:

"Тяжелый гул несущего винта — это характерное «вуп-вуп-вуп» — шел из-за его размера. Сорок восемь футов от законцовки до законцовки, плюс хорда (ширина) в 21 дюйм. Балластные грузы в законцовках придавали всей системе сильнейшую инерцию. Инструктор показал это, использовав трюк, на который способен лишь «Хьюи». На земле при нормальных оборотах винта (330 в минуту) он заглушил двигатель, поднял машину в висение на четыре фута, сделал полный оборот и опять посадил. Невероятно! Любой другой вертолет не поднялся бы ни на дюйм, так бы и остался на земле, пока винт не остановится. Эти большие металлические утяжеленные лопасти здорово послужили мне во Вьетнаме. С их мощью и инерцией я легко рубил всякие мелкие ветки".

Таким образом, UH-1H позволяет научиться выполнять посадку на авторотации с наименьшими трудностями, в сравнении с другими вертолетами.

Because of these design features, learning to perform autorotation landing on the Huey is considerably easier than on most other helicopter types.

А. Переход на РСНВ

Как правило, необходимость перехода на авторотацию возникает внезапно, когда внимание пилота было занято выполнением других задач полета, не связанных с контролем силовой установки. Например, ведения осмотрительности, выдерживания места в строю, применения вооружения и др. Как показывает опыт, промежуток времени с момента отказа техники до момента начала действий органами управления у обычного летчика составляет от 3 до 5 сек. Поэтому безопасность выполнения посадки на авторотации характеризуется своевременностью определения признаков отказа техники и немедленными уверенными действиями органами управления для перевода вертолета на авторотацию.

Наибольшая потеря оборотов наблюдается при полном отказе двигателя на режиме ГП или в наборе высоты. Задержка в действиях на 3..5сек может привести к потере оборотов НВ до 280 об/мин. В таких случаях летчик немедленно должен:

а) восстановить обороты НВ, для чего опустить РОШ до минимального положения, а при скорости более 70 KNOTS – переместить РППУ на себя для ускорения раскрутки НВ за счет энергии набегающего потока, при этом не допускать падения скорости менее 50 KNOTS по прибору своевременным перемещением РППУ от себя;

---

[3] As a comparison, the disc loading of the AH-64D is 5.95 lbs/ft2 (29kg/m2) for an empty helicopter and 11.61 lbs/ft2 (56.7 kg/m2) when fully loaded.

b) если выполнялось висение и высота более 400ft – выполнить разгон скорости до 60..80KNOTS, при меньшей высоте висения все равно попытаться перевести вертолет в разгон скорости, но учесть, что при этом этапы разгона и гашения скорости, увеличения ОШ НВ будут скоротечны и летчику предоставлено очень мало времени для оценки ситуации и минимально "право на ошибку" в действиях органами управления;

c) в момент гашения/разгона скорости сбалансировать вертолет по направлению действуя педалями;

d) не допускать раскрутки оборотов НВ более 340 об/мин, для чего немного увеличить ОШ (на 1/10..1/20 часть общего хода РОШ), поддерживать обороты в пределах 310..340 об/мин отклонениями РОШ;

e) установить скорость планирования 60..90KNOTS;

f) если при переводе вертолета на режим авторотации после уменьшения ОШ НВ не хватает располагаемого хода РППУ "на себя" и вертолет продолжает разгонять скорость, необходимо кратковременно увеличить ОШ на 1/6..1/5 часть хода. Это восстановит продольное управление и после установления скорости планирования 60..90KNOTS можно будет снова уменьшить ОШ для поддержания оборотов НВ в заданных пределах.

B. Снижение на РСНВ

Режим снижения (скорость полета и обороты НВ) на авторотации устанавливается исходя из целей, которые ставит пилот перед выполнением авторотации: или минимизировать вертикальную скорость снижения (Minimum Rate of Descent), или добиться максимальной дальности планирования (Maximum Glide Distance). Положение ОУ на РСНВ см. Figure 1.7.

Параметры снижения на РСНВ можно определить по номограммам в Приложениях, гл.3.5.

РСНВ с минимальной вертикальной скоростью планирования. Режим минимальной вертикальной скорости достигается при установке скорости планирования в пределах 55..65 KNOTS по прибору. Скорость снижения при этом составит 1400..1800ft/min, а дальность планирования – 4,3…3,4 высоты полета. Этот режим может быть использован, когда есть запас высоты не менее 1200 ft, и летчик желает выполнить запуск двигателя в воздухе (в случаях, когда это не запрещено, см.11.1.2).

Максимальная дальность планирования. Режим максимальной дальности планирования достигается при установке скорости планирования в пределах 80..90 KNOTS по прибору. Скорость снижения при этом составит 1600..2400ft/min, а дальность планирования – 5,3…3,6 высоты полета. Этот режим может быть использован, когда площадка для безопасной посадки находиться на некотором удалении от точки отказа.

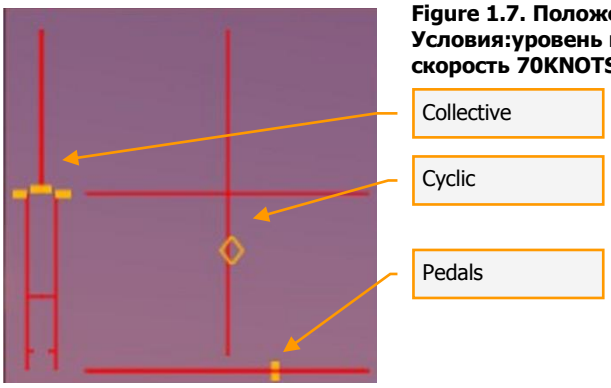


Figure 1.7. Положение ОУ при выполнении РСНВ. Условия:уровень моря, Т°нв= +15°С, пустой вертолет, скорость 70KNOTS, обороты НВ 320 RPM.

Вертикальная скорость снижения зависит от текущих оборотов НВ (в большей степени) и веса вертолета (в меньшей степени). Текущие обороты в свою очередь зависят от положения РОШ: при минимальном положении РОШ вниз обороты НВ будут в пределах 320..340, вертикальная скорость при этом будет близка к максимальным значениям. При небольшом отклонении РОШ вверх, до оборотов НВ 295..320, вертикальная скорость снижения будет ближе к минимальным значениям.

Таким образом, чем больше обороты на установившемся РСНВ, тем больше вертикальная скорость.

При увеличении веса вертолета вертикальная скорость растет незначительно: различие в вертикальной скорости пустого и максимально загруженного вертолета +200..300 ft/min при прочих равных условиях.

С. Посадка на РСНВ

Ниже будет описан один из способов действий по этапам посадки, и конечно этот способ не является единственным.

Выбрать площадку для посадки с отсутствием препятствий на глиссаде предпосадочного гашения скорости: чтобы от препятствия высотой в 100ft до места приземления было не менее 300..500ft. Далее выполнить следующие действия:

а) выдерживать скорость 80..70 KNOTS и обороты 300..320 об/мин до высоты 200..150ft, вертикальная скорость при этом будет в диапазоне 2000..1700ft/min; учесть, что после прохождения высоты 200ft и до посадки проходит 12..15сек;

Figure 1.8. Положение капот-горизонта перед гашением скорости (Position of the cockpit before change the pitch).

b) (t=0sec) с высоты 200..150ft плавным перемещением РППУ на себя (за 3..4сек) установить тангаж +15..20° (Figure 1.9) для максимального использования энергии поступательной скорости, при этом:

(1) (t=+4sec) обороты НВ немного вырастут (до 330..340 об/мин),

(2) замедлится вертикальная скорость;

(3) у вертолета может появиться тенденция к небольшому смещению влево из-за возрастания тяги РВ;

(4) пилот должен компенсировать это небольшим отклонением РППУ вправо (1/8..1/10 часть хода вправо) и учесть, что при посадке на авторотации вертолет балансируется с небольшим правым креном (Figure 1.10): чем меньше скорость, тем больше крен (до 1..3°);

Figure 1.9. Положение капот-горизонта после установления тангажа на гашение скорости (Position of the cockpit after change the pitch).

Figure 1.10. Крен вертолета во время гашения скорости на РСНВ (Bank of the helicopter during speed reduce).

c) (t=+6sec) перевести взгляд на место посадки;

d) (t=+6..7sec) с высоты 100..80ft или по прохождению стрелкой указателя скорости значения 40..35KNOTS (это также проявится как "просадка" вертолета), переместить РППУ плавно вперед (за 3..4сек) до установления посадочного тангажа (от +20..15° до +4..6°) и одновременно первый раз увеличить ОШ НВ от минимального значения до 1/5..1/3 полного хода РОШ вверх за время 1..1,5сек, при этом:

(1) (t=+9sec) начнут уменьшаться обороты НВ (соответственно и РВ), из-за чего у вертолета появится тенденция к развороту влево (до 10°);

(2) пилот должен компенсировать это перемещением на 1/4..1/3 хода правой педали вперед, а сопутствующее смещение влево парировать небольшим перемещением РППУ вправо;

e) (t=+10..15sec) по мере приближения к земле и оценке текущей вертикальной скорости по набеганию земли во второй раз увеличить ОШ НВ теперь до значения 1/2..2/3 полного хода РОШ за время 3..4сек, удерживая вертолет от возможного "капотирования" при приземлении (приземления с опущенным носом);

f) вертолет выполнит посадку с коротким пробегом (5..10ft).

Внимание! Ни в коем случае не следует "подрывать" ОШ НВ вверх до близких к максимальным значениям! Это может привести к положительной вертикальной скорости, когда вертолет выполнит некоторое "зависание" на высоте 15..20ft при оборотах НВ 200об/мин и менее, а затем грубое приземление с большой вертикальной скоростью и неизбежной поломкой!

После посадки, если скорость приземления оказалось велика, при необходимости использовать торможение НВ (РППУ переместить на себя на 1/3..1/2 хода на себя). После остановки вертолета РППУ установить в нейтральное положение, РОШ опускать плавно до минимального значения (за 2..3сек).

2. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

Как указано в гл.7 вертолет UH-1H кроме дверных пулеметов M60D может быть оснащен двумя блоками XM158 по 7 НАР (XM159 по 19 НАР) 70мм НАР вместе с двумя 6-ти ствольными пулеметами M134 Minigun с емкостью 5400 патронов на оба пулемета. Вариант вооружения 2xXM158 + 2xM134 далее будет по тексту именоваться основным.

При первоначальных полетах рекомендуется включать индикацию WEAPON STATUS [LShift+LCtrl+H], установив флаг на закладке НАСТРОЙКИ / ОСОБЫЕ / UH-1H WEAPON HINTS см.рис. Figure 2.1..Figure 2.3.

Figure 2.1. Положение индикатора статуса вооружения и режима АП.

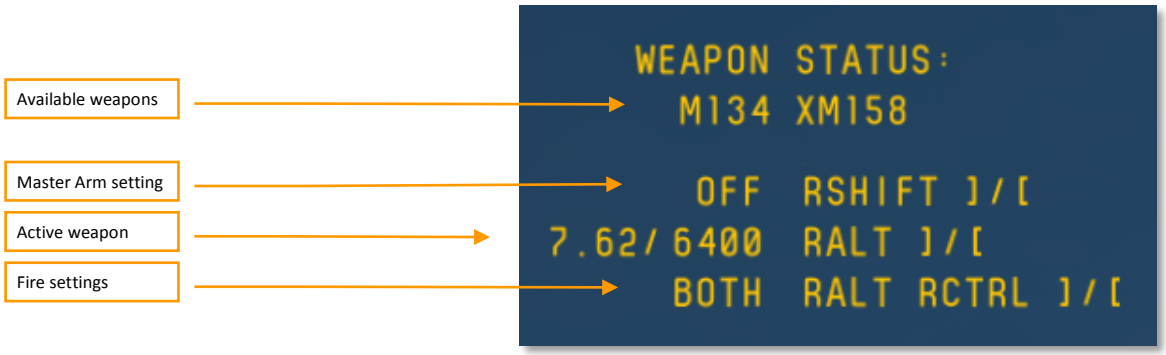


Figure 2.2. Индикация статуса вооружения: OFF (главный выключатель отключен), 7.62 (M134 активное вооружение), 6400 (текущий остаток патронов), BOTH (огонь будет вестись с обоих пулеметов).

Figure 2.3. Индикация статуса вооружения: ARMED (главный выключатель включен), 2.75 (XM158 активное вооружение), 38 (текущий остаток НАР), X2 (выбран режим по две ракеты из каждого блока).

A. Особенность пилотирования.

После подвески основного варианта вооружения центровка вертолета смещается несколько вперед. Это вызывает необходимость в большей степени, чем обычно, отклонять РППУ назад при отрыве вертолета и висении (на 1/3..1/4 хода больше). Соответственно в горизонтальном полете балансировочное положение РППУ вперед на 1/3..1/4 хода меньше, чем обычно.

B. Действия с оборудованием кабины.

Вооружение включается перед входом в район выполнения боевой задачи.

Для стрельбы НАР из XM158 (XM159) необходимо:

a) Занять желаемое место в кабине пилотов (пилота или второго пилота) [1], [2];

b) На пульте управления (control panel) выбрать '2.75' [RALT+[ ];

c) На пульте управления с помощью ...установить желаемый вариант отстрела пар НАР из блоков (1..7 из каждого блока), см.рис[RCTRL+]] и [RCTRL+[ ];

d) Установить режим ГП: убрать набор высоты или снижение, установить шарик в центр (это уменьшит рассеивание НАР относительно точки прицеливания);

e) Включить прицел [M], при этом, если игрок находится на месте пилота, то появится прицельная марка виртуального прицела, (Figure 2.4), если игрок находится на месте второго пилота, то появится прицельная марка прицельной станции, Figure 2.5;

Figure 2.4. Сетка виртуального прицела летчика (Virtual aiming reticle).

Figure 2.5. Прицел левого пилота в подвижном режиме повернут влево (FLEXIBLE MODE) (1 of 2)

Figure 2.6. Как работает подвижный режим при повороте прицела влево (FLEXIBLE MODE) (2 of 2)

f) Включить MASTER ARM, [RSHIFT+]] 2 раза – вертолет готов к применению НАР.

Если игрок находится на месте левого пилота и активировал Flexible Mode, то автоматически включится автопилот (АП), имитирующий действия правого пилота по выдерживанию режима полета. Его можно при необходимости отключить/включить [LWIN+A]. Следует отметить, что автопилот автоматически включается когда соблюдены все из перечисленных условий:

a) Активен режим подвижного прицела (Flexible Mode Active);

b) Главный выключатель ВКЛЮЧЕН (=ARMED) (the OFF-SAFE-ARMED switch is ARMED position).

Когда автопилот включен, на статус-индикаторе появится Autopilot: ON

Для стрельбы из пулеметов M134 необходимо:

a) Занять желаемое место в кабине пилотов (пилота или второго пилота) – [1], [2];

b) На пульте управления (control panel) выбрать '7.62' – [RALT+]]

c) На пульте управления с помощью ...установить режим использования пулеметов: ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ или ОБА [RAlt+RCtrl+]], [RAlt+RCtrl+[ ];

d) Включить прицел [M], при этом, если игрок находится на месте пилота, то появится прицельная марка виртуального прицела (Figure 2.4), если игрок находится на месте второго пилота, то появится прицельная марка прицельной станции (Figure 2.5);

e) Включить MASTER ARM, [RSHIFT+]] 2 раза – вертолет готов к применению пулеметов M134;

Если игрок находится на месте левого пилота и активировал Flexible Mode, то можно выполнить стрельбу по целям поворачивая пулеметы используя клавиатуру [,], [.], [/], [;], или мышь (если активировать управление мышью [LALT+C]).

C. Выход на боевой курс, прицеливание и открытие огня (атака цели).

Выход в район цели выполнить скрытно, вне зоны обнаружения средств ПВО объекта, для чего наиболее целесообразно выполнять полет на ПМВ до района цели. На дальности 9000..8000 ft до цели выполнить маневр набора высоты для видимости цели: либо горкой: взять РППУ на себя до угла тангажа +10..15° набрать нужную высоту, снова установить тангаж для ГП (пикирования); либо без изменения угла тангажа, но с увеличением ОШ НВ, тем самым набрав необходимую высоту. Второй вариант более предпочтителен, т.к. цель не теряется из вида во время маневра, нет увеличения картинной плоскости вертолета, приводящей к повышению эффективности огня стрелкового оружия противника, а также нет потери скорости вертолета. После набора высоты видимости цели выполнить ее поиск и доворот вертолета на нее.

Если выход на цель (или повторный заход) выполняется из разворота, то вывод вертолета из крена необходимо начать при значении разности текущего курса и желаемого боевого курса равной примерно крену вертолета (т.е. если крен в развороте 40°, то вывод из крена начать примерно за 40° до достижения носом вертолета заданного курса). Следует помнить, что при выполнении разворота с большими, чем 15°, кренами вертолет после вывода стремится набрать высоту, что следует компенсировать уменьшением ОШ на 1/8..1/6 часть хода. Далее:

a) После вывода из разворота установить режим ГП на скорости 80..100 KNOTS: убрать набор высоты или снижение, установить шарик в центр (это уменьшит рассеивание НАР относительно точки прицеливания);

b) При стрельбе НАР: с дальности 6000 ft наложить прицельную марку на цель движением РППУ, с дальности 5000..3000 ft нажать кнопку открытия огня;

c) При стрельбе из пулеметов М134: с дальности 3000 ft наложить прицельную марку на цель, с дальности 2500..1500 ft нажать кнопку открытия огня;

Стрельба из пулеметов М134 сопровождается небольшой отдачей (70кг) и как следствие – появлением незначительного пикирующего момента, что надо учитывать при стрельбе длинными очередями, накладывая прицел на 0,5..1 размера центральной марки ВЫШЕ цели (при совпадении направления стволов с СГФ[4]).

D. Выход из атаки.

После прекращения огня интенсивно отвернуть от цели со снижением на ПМВ[5] и увеличением скорости до максимальной (110..120KNOTS). Для уменьшения количества попаданий стрелковыми средствами противника после отворота от цели выполнять противозенитное маневрирование (змейку): крен 30..40° влево, отворот на 40..50° (4..5сек), перекладка крена вправо, также 30..40°, отворот на 40..50° (4..5сек) и так далее до дальности 3000..4000ft от цели.

При необходимости выполнить повторный заход (заходы).

По окончании атаки выключить MASTER ARM, выполнить полет на свою площадку (аэродром).

---

[4] СГФ – строительная горизонталь фюзеляжа.
[5] ПМВ – предельно-малая высота

3. ПРИЛОЖЕНИЯ (расчеты)

3.1. Определение взлетного веса и высоты висения в зависимости от температуры и высоты

Стр.282 TM 55-1520-210-10 (1988_0215+ch19 2002_1231) OPER MAN FOR HELICOPTER, UH-1H_V.pdf

Пример.

Требуется:

Определить максимальный взлетный вес для выполнения висения

Известно:

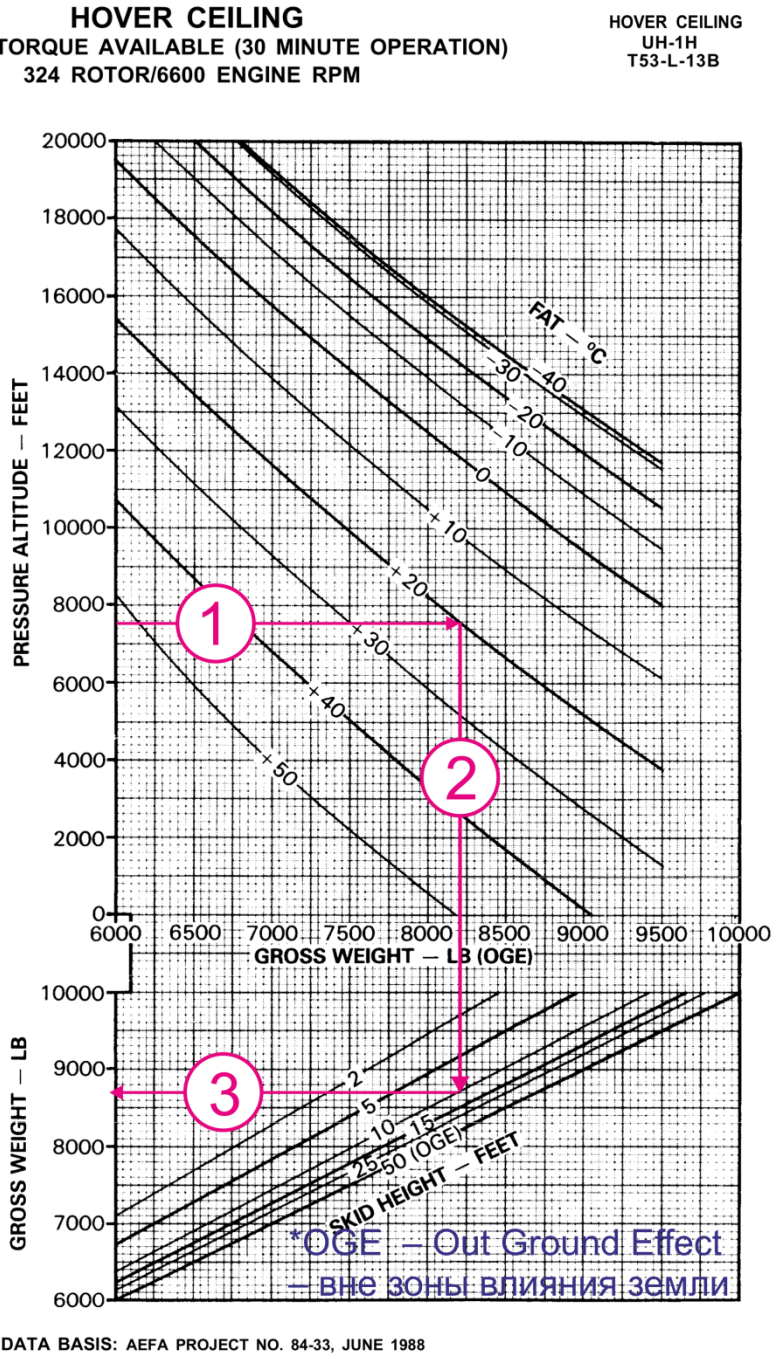
Высота висения, футы (feet) = **7.500**

Температура на этой высоте , °C = **+20**

Высота над площадкой от лыж до поверхности, футы=**10**

Методика:

1) Гор.линия от высоты (7500футов) ВПРАВО до пересечения с температурой +20°C;
2) вертикально вниз до пересечения с высотой зависания (10футов);
3) горизонтально ВЛЕВО до пересечения с весом вертолета получаем 8.700фунтов (LBS)



DATA BASIS: AEFA PROJECT NO. 84-33, JUNE 1988

CB Figure 7.1-3. Hover chart (Sheet 2 of 2)

Вертолет должен висеть НЕ МЕНЕЕ, высоты, рассчитанной по этим номограммам.

Вернуться к висению

3.2. Ускорение при разгоне скорости

Стр.288 TM 55-1520-210-10 (1988_0215+ch19 2002_1231) OPER MAN FOR HELICOPTER, UH-1H_V.pdf

TAKEOFF
CLIMB AND ACCELERATION, 3 FT SKID HEIGHT
324 ROTOR/6600 ENGINE RPM MAXIMUM TORQUE AVAILABLE
CALM WIND LEVEL SURFACE ALL CONFIGURATIONS

TAKEOFF
UH-1H
T53-L-13B

EXAMPLE A

WANTED

DISTANCE TO CLEAR OBSTACLE

KNOWN

MAXIMUM HOVER HEIGHT = 17 FEET
OBSTACLE HEIGHT = 120 FEE-T

METHOD

ENTER MAXIMUM HOVER HEIGHT
MOVE RIGHT TO OBSTACLE HEIGHT
MOVE DOWN, READ DISTANCE TO CLEAR 120 FOOT OBSTACLE = 1420 FEET

EXAMPLE B

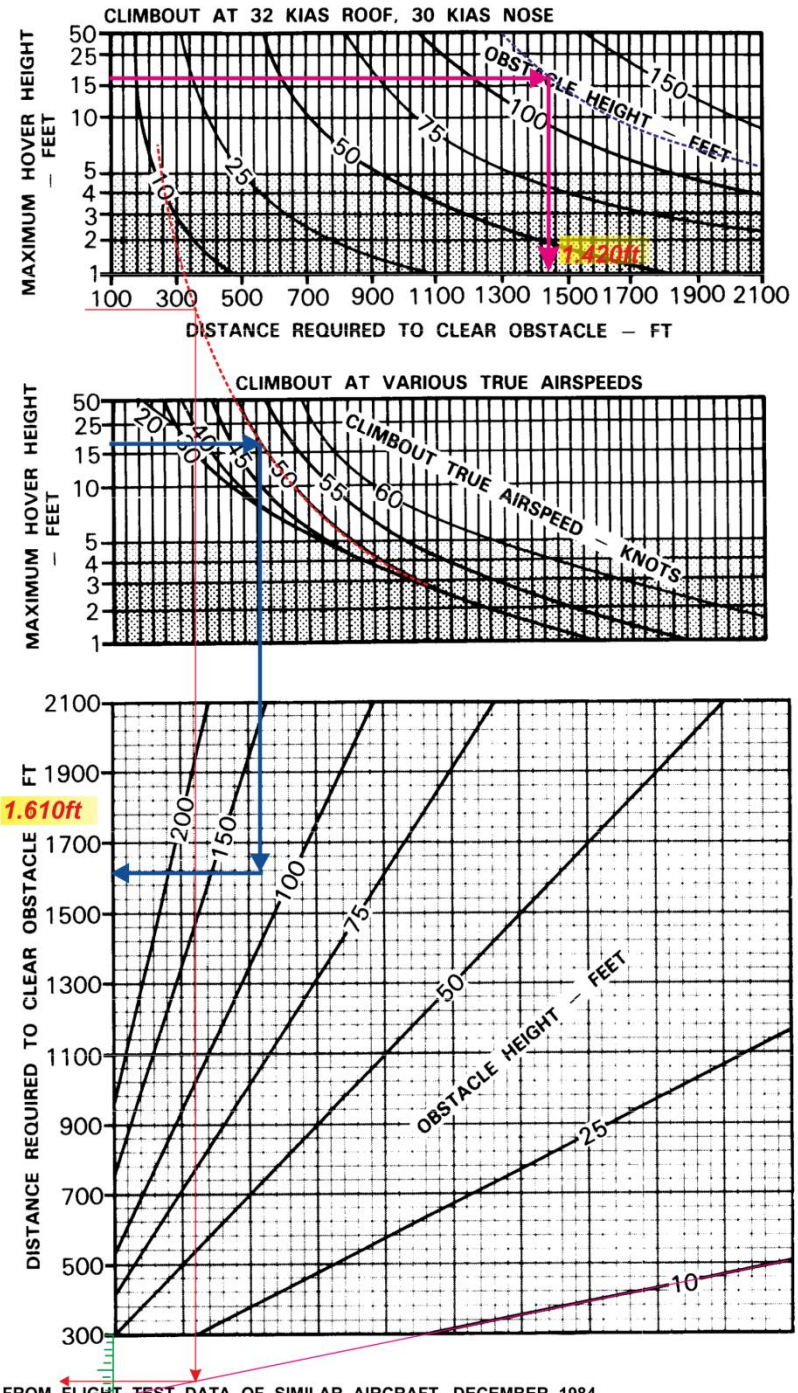
WANTED

DISTANCE TO CLEAR OBSTACLE

MAXIMUM HOVER HEIGHT = 17 FEET
OBSTACLE HEIGHT = 120 FEET
CLIMBOUT AIRSPEED = 50 KNOTS

METHOD

ENTER MAXIMUM HOVER HEIGHT
MOVE RIGHT TO CLIMBOUT AIRSPEED
MOVE DOWN TO OBSTACLE HEIGHT
MOVE LEFT, READ DISTANCE TO CLEAR 120 FOOT OBSTACLE = 1610 FEET



DATA BASIS: DERIVED FROM FLIGHT TEST DATA OF SIMILAR AIRCRAFT, DECEMBER 1984.

CB **Figure 7.1-5. Takeoff chart (Sheet 2 of 3)**

Определение расстояния, необходимого для разгона требуемой скорости при известных:

(1) высоте препятствия,

(2) максимально-возможной высоте висения (показатель текущей энерговооруженности),

(3) заданной высоте выполнения разгона скорости 3фута.

Высота выполнения разгона скорости – это учет «приложения» запаса энерговооруженности: если вертолет может висеть на максимальной высоте 17футов, а разгон летчик решил выполнять на 16 футах, то очевидно, что у него практически нет запаса мощности для выполнения быстрого разгона. Если же летчик при этих же условиях решит выполнить разгон на 3 футах, то вся мощность (точнее разница мощности, необходимой для висения на 17 и на 3 футах) может быть использована на создание горизонтального ускорения. Поэтому Хьюи при возможности висения на высоте 25 футов и выше запросто может разогнаться за 150..200футов (46..61м) до скорости 90км/ч, если разгон будет выполнять на высоте 3..5 футов.

Вернуться к описанию взлета

3.3. Скороподъемность.

Стр.320 TM 55-1520-210-10 (1988_0215+ch19 2002_1231) OPER MAN FOR HELICOPTER, UH-1H_V.pdf

EXAMPLE

WANTED

TIME DISTANCE AND FUEL

KNOWN

GROSS WEIGHT = 9000 POUNDS
INITIAL PRESSURE ALTITUDE = 4000 FEET
FINAL PRESSURE ALTITUDE = 10000 FEET
FAT = 17°C

METHOD

ENTER GROSS WEIGHT
MOVE UP TO INITIAL PRESSURE ALTITUDE
DETERMINE INITIAL FAT = 7 ° C
CALCULATE Δ FAT FROM STANDARD DAY FREE AIR TEMPERATURE
(ACTUAL FAT MINUS STANDARD DAY FAT) = Δ FAT
(1 7 ° C - 7 ° C) = 1 0 ° C
MOVE RIGHT TO ISA + 10 ° C LINE
DROP VERTICALLY, READ
DISTANCE = 2.0 NAUTICAL MILES
TIME = 2.0 MINUTES
CONTINUE DOWN TO ISA + 10 ° C FUEL LINE
MOVE LEFT, READ FUEL = 23 POUNDS

REENTER GROSS WEIGHT
MOVE UP TO FINAL PRESSURE ALTITUDE
MOVE RIGHT TO ISA + 10 ° C LINE
DROP VERTICALLY, READ
DISTANCE = 5.5 NAUTICAL MILES
TIME = 5.5 MINUTES
CONTINUE DOWN TO ISA + 10 ° C FUEL LINE
MOVE LEFT, READ FUEL = 63 POUNDS

FINAL TIME = (5.5 - 2.0) = 3.5 MINUTES
FINAL DISTANCE = (5.5 - 2.0) = 3.5 NAUTICAL MILES
FINAL FUEL = (63 - 23) = 40 POUNDS

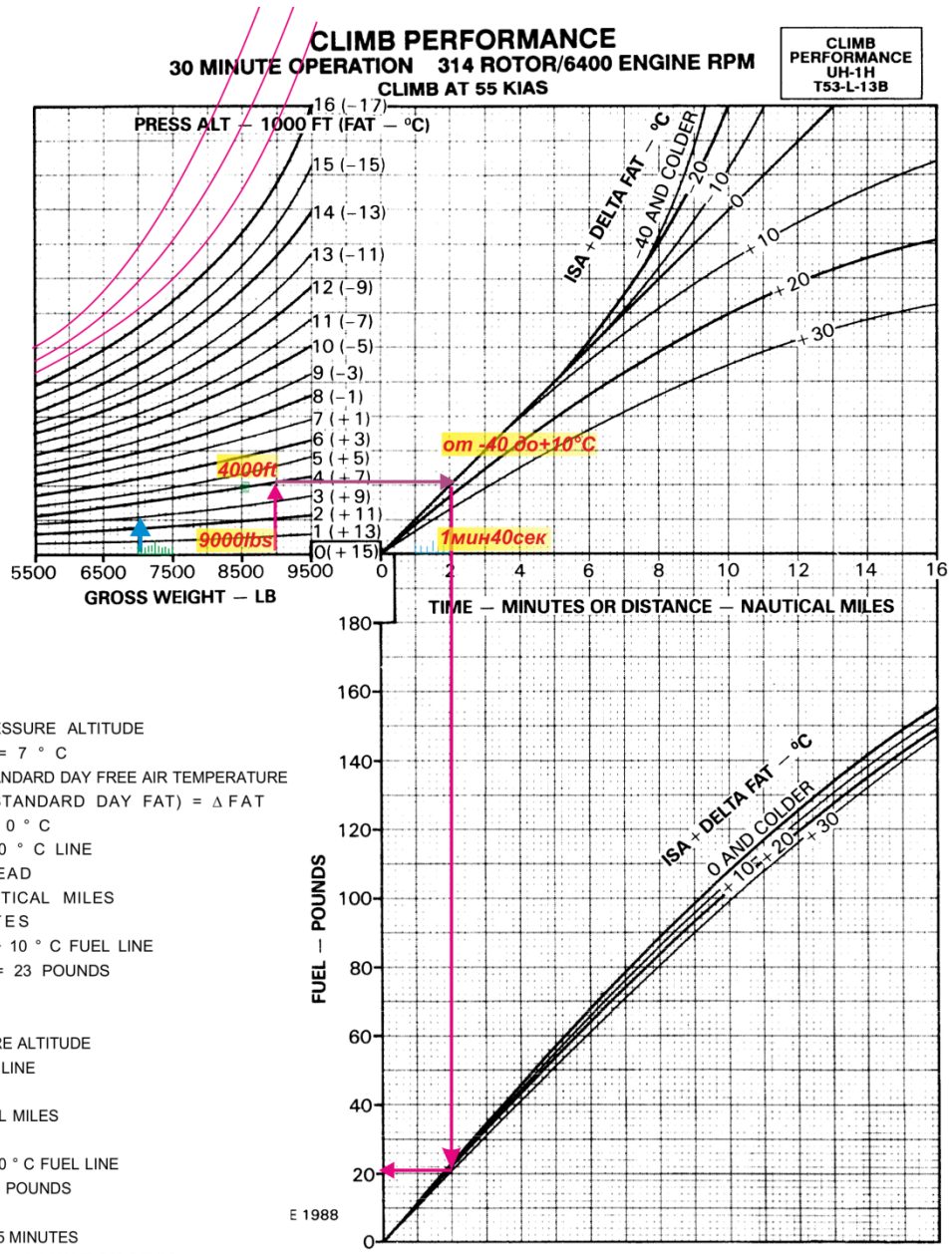


Figure 7.1-8. Climb chart (Sheet 1 of 2)

Расстояние, время, топливо, необходимое для набора высоты.

Вернуться к описанию набора высоты

3.4. Ограничение по скорости ГП

Стр.247 TM 55-1520-210-10 (1988_0215+ch19 2002_1231) OPER MAN FOR HELICOPTER, UH-1H_V.pdf

AIRSPEED OPERATING LIMITS

AIRSPEED OPERATING LIMITS
UH-1H
T53-L-13B

EXAMPLE

WANTED

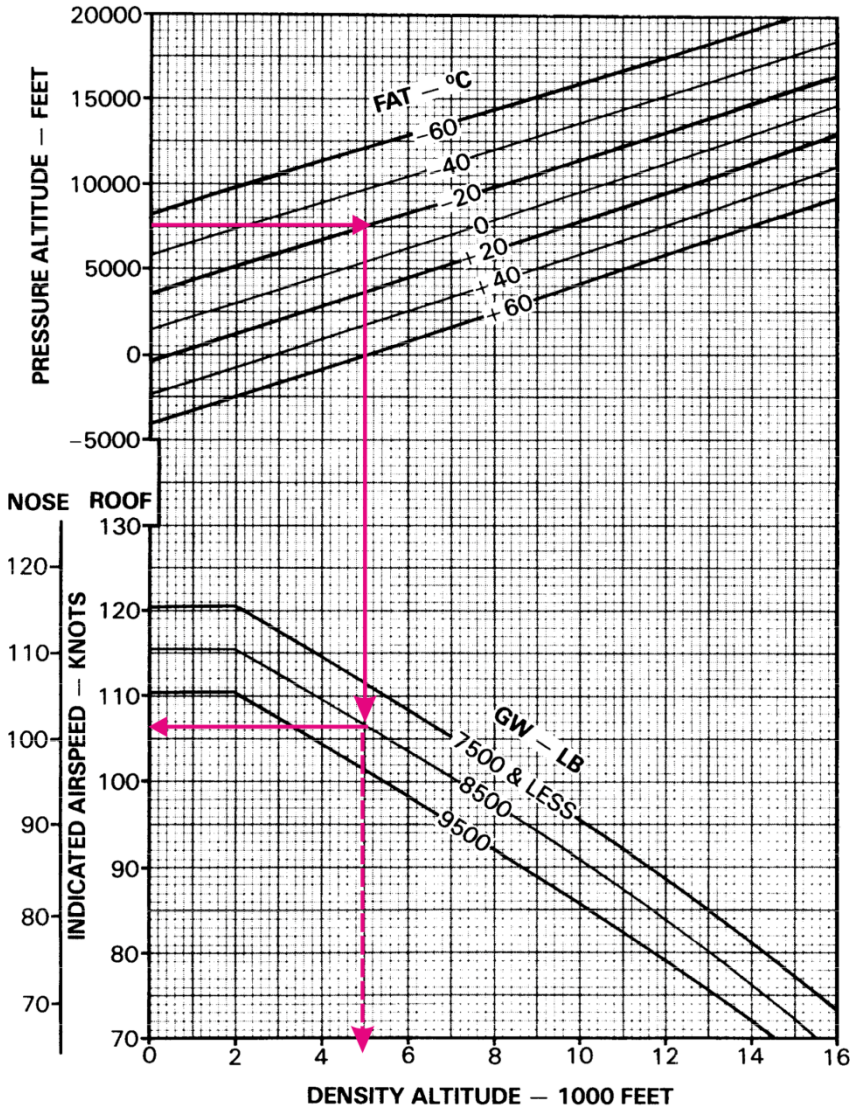
INDICATED AIRSPEED
DENSITY ALTITUDE

KNOWN

GROSS WEIGHT = 8500 POUNDS
PRESSURE ALTITUDE = 7500 FEET
FAT = -20°C
ROOF MOUNTED PITOT TUBE SYSTEM

METHOD

ENTER PRESSURE ALTITUDE
MOVE RIGHT TO FAT
MOVE DOWN TO GROSS WEIGHT
MIOVE LEFT, READ INDICATED AIRSPEED = 106.5 KNOTS
REENTER PRESSURE ALTITUDE
MOVE RIGHT TO FAT
MOVE DOWN, READ DENSITY ALTITUDE = 5000 FEET



DATA BASIS AEFA PROJECT NO. 84-33 (ROOF MOUNTED PITOT STATIC TUBE SYSTEM WITH WIRE CUTTERS), JUNE 1988 AND AFFTC FLIGHT TEST FTC-TDR-64027 (NOSE MOUNTED PITOT STATIC TUBE SYSTEM)

CB **Figure 5-2.1 Airspeed operating limits chart**

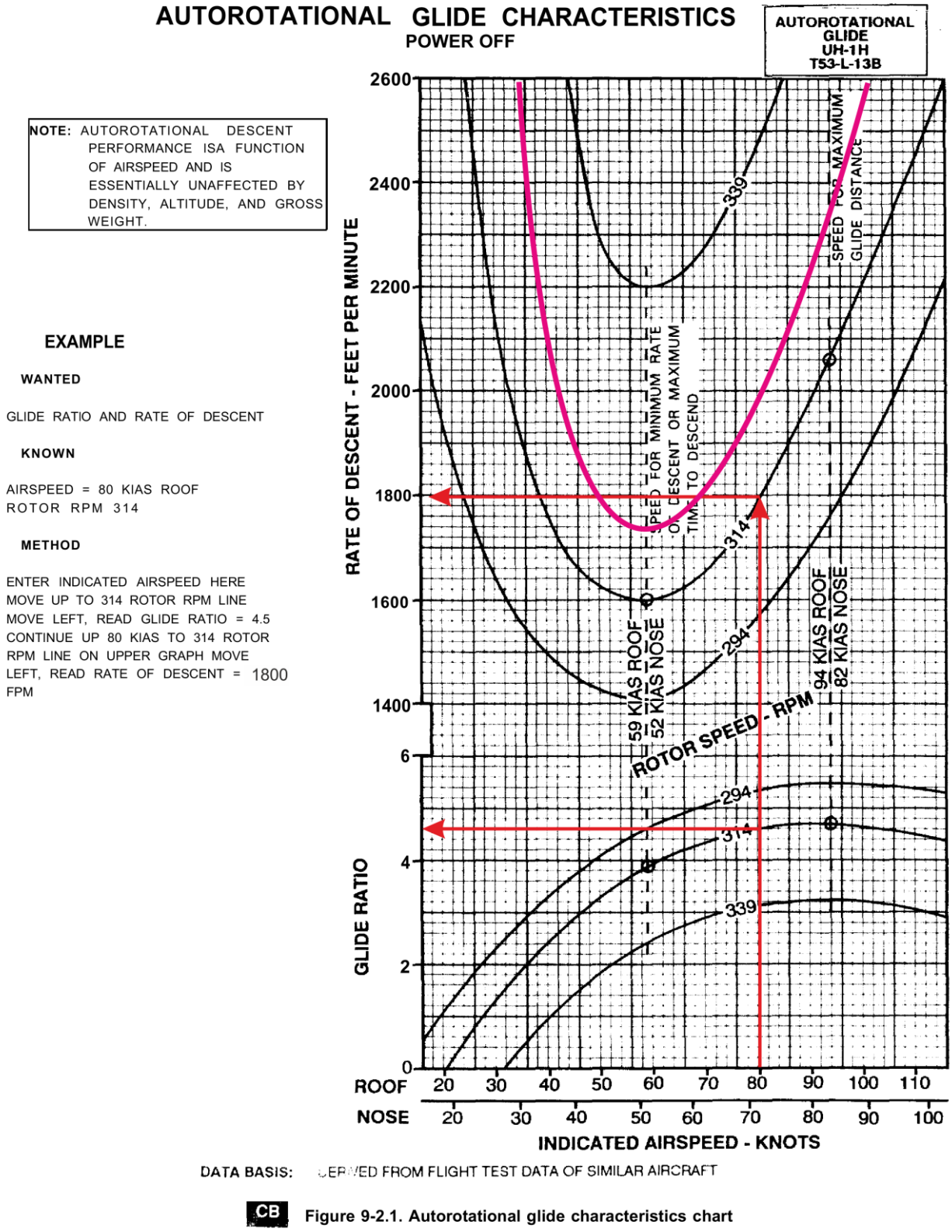
Наш вертолет оборудован трубкой ПВД, установленной «на крыше», т.е шкала ROOF.

Вернуться к описанию ГП

3.5. Снижение на РСНВ.

Стр.406 TM 55-1520-210-10 (1988_0215+ch19 2002_1231) OPER MAN FOR HELICOPTER, UH-1H_V.pdf

Зависимость вертикальной скорости снижения от оборотов НВ и приборной скорости полета



CB Figure 9-2.1. Autorotational glide characteristics chart

Вернуться к описанию РСНВ

FPM –футы в минуту. Для прибора примерно так: 1000 футов в минуту примерно соответствует 5 м/с.

GLIDE RATIO – коэффициент, необходимый для определения дальности планирования на заданной скорости. Для определения дальности необходимо умножить текущую высоту на GLIDE RATIO, получится дистанция до посадки.

Вернуться к описанию PCHB

Пока это все, что есть на русском языке.

Pilotmi8